

А. М. Жаков

ОСНОВЫ
КОСМОНАВТИКИ



УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ ДЛЯ ВУЗОВ



А. М. Жаков

ОСНОВЫ КОСМОНАВТИКИ

*Допущено учебно-методическим объединением вузов
Российской Федерации по педагогическому образованию
Министерства общего и профессионального образования
Российской Федерации в качестве учебного пособия
для студентов высших учебных заведений*



**ПОЛИТЕХНИКА
ИЗДАТЕЛЬСТВО**
Санкт-Петербург 2000

УДК 629.78
ББК 39.6
Ж23

Федеральная программа книгоиздания России

Жаков А. М.

Ж23 Основы космонавтики: Учеб. пособие. — СПб.: Политехника, 2000. — 173 с.: ил.

ISBN 5-7325-0490-7

В книге систематически изложены основы космонавтики — от теории космического полета до прикладного применения спутников в метеорологии, системах связи и телевидения, навигации, охране природы.

Книга предназначена для студентов педагогических институтов, изучающих курс «Основы космонавтики» или соответствующий раздел в курсе «Астрономия», может быть полезна учителям физики и астрономии, учащимся старших классов средней школы и всем читателям, интересующимся космонавтикой и космической техникой.

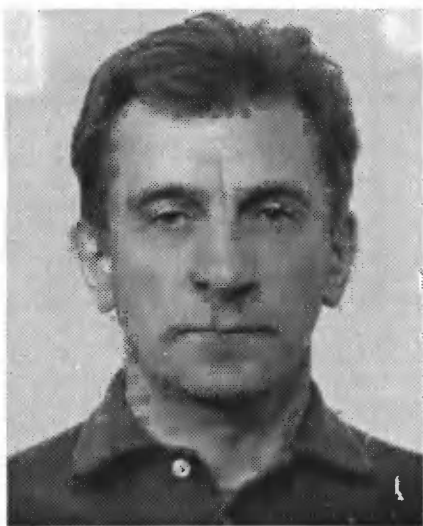
Ж $\frac{35000000000 - 296}{045(01) - 2000}$ 7 - 99

УДК 629.78
ББК 39.6

ISBN 5-7325-0490-7

© Издательство «Политехника», 2000

Александр Михайлович Жаков (1923–1995) родился в г. Казани. Учился в Ивановском радиотехникуме, в Военно-воздушной академии им. А. Ф. Можайского, которую закончил с отличием. Неоднократно выезжал на космодром. 12 апреля 1961 г. как специалист по космической радиосвязи присутствовал на Байконуре при запуске корабля «Восток» с Ю. А. Гагариным. Участвовал в подготовке экспедиций научно-исследовательских судов Космического флота. С 1974 г. — доцент кафедры теоретической физики и астрономии ЛПФИ им. А. И. Герцена. Написал несколько книг по теории управления космическим полетом: «Управление баллистическими ракетами и космическими объектами» (1974 г.), «Суда космической службы» (1980 г.), «Как управляют спутниками» (1986 г.) и др.



ПРЕДИСЛОВИЕ

Книга кандидата технических наук доцента кафедры теоретической физики и астрономии РГПУ им. А. И. Герцена является учебным пособием по курсу «Основы космонавтики» для педагогических институтов. В книге автор просто, но на высоком научном и методическом уровне вводит читателя в обширный круг проблем, образующих в комплексе новое направление человеческого знания — космонавтику.

В первой главе, которую можно было бы назвать «Введение в космонавтику», автор напоминает читателю особенности движения материальной точки в гравитационном поле, в том числе в гравитационном поле Земли, выявляет различия, существующие между естественными и искусственными космическими телами, вводит необходимые для дальнейшего понимания книги понятия и определения.

Глава вторая знакомит читателя с космической баллистикой, то есть с движением искусственных небесных тел в космическом пространстве. Автор формулирует четыре типа задач, решаемых космической баллистикой: проектирование, определение, прогнозирование космических траекторий и управление космическими траекториями в целях необходимой коррекции орбит. Выбор траектории (орбиты) космического аппарата (космолета) определяется научными, технологическими или производственными проблемами, которые стоят перед специалистами при конкретном космическом эксперименте. Здесь же подробно описываются разные классы кеплеровских орбит искусственных спутников Земли — круговая, эллиптическая, синхронная, стационарная; рассказывается о главных причинах «возмущения» траектории аппарата, таких как несферичность Земли и сопротивление земной атмосферы. Читатель узнает, как производится коррекция орбиты, совершаются орбитальные переходы, организуется стыковка космических аппаратов, готовится и проводится их спуск на Землю.

После описания траекторий искусственных спутников Земли автор переходит к рассказу об особенностях межпланетных полетов, чему и посвящена третья глава книги. На примере полетов космических аппаратов к планетам Марс и Венера и к спутнику Земли Луне показываются основные этапы межпланетного полета из сферы действия Земли через сферу действия Солнца в сферу действия планеты, раскрывается понятие оптимальной межпланетной траектории, реализация которой требует строгого учета взаимного расположения в пространстве Земли и планеты-цели и запуска корабля в определенном интервале календарных дат.

Прежде чем космолет выйдет на расчетную орбиту, специалисты различного профиля проводят огромную подготовительную работу, связанную с конструированием ракеты-носителя того или иного типа, расчетом, изготовлением и испытанием мощнейших двигателей, способных преодолеть земное поле тяготения и вынести многотонную конструкцию космического аппарата на нужную полетную траекторию, определить тип топлива, сгорание которого обеспечило бы необходимую тягу. Удивительно, но в основе всей этой сложнейшей работы и в настоящее время лежит знаменитая формула, предложенная основоположником космонавтики К. Э. Циолковским еще в 1903–11 гг. (формула Циолковского). Соответствующий материал читатель найдет в четвертой главе книги.

Автор справедливо отмечает, что «каждый полет в космос преследует определенные цели — прикладные или научные». Чтобы эти цели были достигнуты в максимально полном объеме, необходим телеметрический контроль за исправностью бортовых систем космического аппарата, возможность оперативного вмешательства в работу той или иной системы. Информация, полученная аппаратурой космолета, должна быть доставлена на Землю, зафиксирована наземными службами, обработана и в кратчайшие сроки доставлена потребителю. Естественно, что каждый полет обеспечивается широкой сетью службы наблюдения, контроля, коррекции, получения и обработки информации. Об этом со знанием дела и очень интересно автор рассказывает в пятой, шестой и седьмой главах. В восьмой главе подробно раскрывается содержание понятия «Космический комплекс», включая космический комплекс как таковой и различные модификации его практического исполнения.

Наконец, последняя, девятая глава посвящена важнейшему разделу современной космонавтики — прикладной космонавтике: спутниковые картография, природоведение, метеорология, связь, навигация, геодезия, технология и материаловедение.

Из сказанного выше следует, что автор систематизировал и обобщил огромный материал, рассмотрел в книге все аспекты современной космонавтики — А. М. Жаков имел к космонавтике профессиональное отношение. К этому надо добавить, что композиционно книга прекрасно сконструирована и здесь сказался двадцатилетний опыт преподавания этого предмета студентам физического факультета ЛГПИ им. А. И. Герцена. Книга обладает замечательной и редкой особенностью. Она одинаково доступна и полезна и школьнику, освоившему курсы математики и физики в пределах 10–11 классов, и специалисту — профессионалу в области космонавтики.

Книга написана увлекательно, на отличном русском языке, легко читается и запоминается. Не сомневаюсь, что книга А. М. Жакова «Основы космонавтики» найдет своего благодарного читателя.

Профессор Л. В. Жуков

Глава I. ДВИЖЕНИЕ В ГРАВИТАЦИОННОМ ПОЛЕ

1. ИСКУССТВЕННЫЕ НЕБЕСНЫЕ ТЕЛА

Область интересов космонавтики — это осуществление полетов в космическом пространстве. Но не всякий такой полет относится к космонавтике. Полеты в космическом пространстве метеора или кометы изучает астрономия. Значит, нужно уточнить: космонавтика занимается полетами в космическом пространстве только искусственных небесных тел.

Искусственные небесные тела отличаются от естественных прежде всего тем, что они сделаны руками человека. Однако это не главное, гораздо существеннее другое отличие. Все небесные тела — и естественные, и искусственные — движутся в космическом пространстве, подчиняясь закону тяготения. Для естественных небесных тел силы тяготения — это единственные силы, которые распоряжаются их полетом, если не считать малых сил, вроде светового давления, которые не играют существенной роли. На искусственные же небесные тела, по крайней мере на отдельных этапах их полета, воздействуют дополнительные силы, вызванные работой ракетного двигателя. Это может быть начальный этап полета, когда космическая ракета выводит искусственное небесное тело на орбиту; это может быть средний этап, когда ракетный двигатель включают для изменения орбиты; это может быть заключительный этап, когда искусственное небесное тело притормаживают, чтобы опустить его на Землю. Отсюда — особые траектории искусственных небесных тел, весьма отличные от естественных траекторий. Трудно представить, например, обстоятельства, при которых в наши дни возникло бы естественное небесное тело, совершающее полет от Земли к Марсу или Венере.

Участие в движении искусственных небесных тел ракетных двигателей позволяет управлять их полетом, что, конечно, невозможно для естественных небесных тел. Однако главную роль в движении искусственных небесных тел играет все-таки сила тяготения.

Искусственные небесные тела — это всегда какие-то более или менее сложные технические устройства. Мы будем называть их космолетами. Космолет — техническое устройство, предназначенное для полета в космическом пространстве. Такое название подчеркивает преемственность между авиацией и космонавтикой. Космонавтика отличается от авиации условиями полета и гораздо большими скоростями, дальностями и продолжительностями полета. Отсюда существенные различия между самолетами и космолетами. Но и сходных черт у тех и других немало.

Космолеты можно разделить прежде всего по характеру траектории — на космолеты орбитальные и межпланетные. Орбитальные космолеты обращаются вокруг Земли по замкнутым траекториям — орбитам. Траектории межпланетных космолетов, начинаясь у Земли, уходят в космическое пространство к другим небесным телам.

Орбитальные космолеты называются спутниками. Изучая траектории, мы будем называть спутником всякое техническое устройство, обращающееся по орбите вокруг Земли: и автоматический спутник, и пилотируемый космический корабль, и долговременную орбитальную станцию. Траекторные задачи для всех этих спутников решаются одинаково.

В первые годы развития авиации земное обеспечение полетов было куда как просто. Летчик и механик выкатывали из ангара аэроплан, летчик забирался в кабину, заводил мотор, и машина поднималась в воздух. Космонавтика с первых же шагов пошла по иному пути. Сразу же потребовалось построить и разместить на обширной территории страны многочисленные и сложные системы земного обеспечения космических полетов. Это прежде всего космодром с внушительными зданиями и сооружениями на технической и стартовой площадках. Потребовалась сеть земных командно-измерительных пунктов, предназначенных для контроля и управления космическими полетами и оснащенных радиотехническими, связными и вычислительными системами. Потребовалось оборудовать полигон посадки. В каждом космическом полете участвуют тысячи специалистов, несущих вахту на Земле. Этот мощный земной космический комплекс обслуживает все космолеты, одновременно находящиеся в космическом пространстве.

В космонавтике используется самое новейшее оборудование, в котором нашли воплощение последние достижения физики, радиотехники, электроники, информатики, технологии и др. Можно привести много примеров, когда потребности космических полетов ставили задачи перед этими отраслями науки и техники. Решения использовались сначала в самой космонавтике, а впоследствии находили и более широкое распространение.

2. ЗАКОН ТЯГОТЕНИЯ. ФОРМУЛИРОВКА ПО НЬЮТОНУ

Все небесные тела в своем движении подчиняются закону тяготения, который был открыт великим английским физиком Ньютоном. В 1687 г. он написал книгу «Математические начала натуральной философии», где впервые вывел основные законы классической механики. Закон тяготения у него сформулирован так: «Две материальные точки притягивают друг друга с силой, пропорциональной произведению их масс и обратно пропорциональной квадрату расстояния между ними», или в виде формулы

$$F = G \frac{m_1 m_2}{r^2}. \quad (2.1)$$

В этой формуле m_1 и m_2 — массы материальных точек; r — расстояние между точками; G — коэффициент, который называется гравитационной постоянной, или постоянной тяготения.

Закон тяготения — один из фундаментальных законов природы. Его значение для астрономии и космонавтики огромно. В астрономии закон тяготения объясняет и движение небесных тел, и их строение. Он позволяет рассчитать движение планет, комет, астероидов и других тел.

Настоящим триумфом закона тяготения было открытие планеты Нептун. Астрономы-теоретики француз Лаверье и англичанин Адамс рассчитали орбиту неизвестной планеты, а астроном-наблюдатель Галле нашел новую планету на небе в указанном Лаверье месте. Это было в 1846 г.

В космонавтике по закону тяготения рассчитывают траектории искусственных небесных тел — космолетов.

Знание закона тяготения позволило направить в 1986 г. две советские межпланетные станции «Вега-1» и «Вега-2» к комете Галлея, отыскать эту песчинку в просторах космоса и исследовать ее с близкого расстояния. Расчеты по закону тяготения дали возможность американской станции «Вояджер-2» облететь одну за другой последовательно четыре планеты — Юпитер, Сатурн, Уран, Нептун — и передать на Землю подробную информацию об этих планетах в 1979–89 гг. Таких примеров можно назвать много — просто эти два наиболее впечатляющи.

Закон тяготения, открытый Ньютоном, — бесценное завоевание науки.

Центральное гравитационное поле

В законе тяготения у Ньютона говорится о материальных точках, но в жизни мы имеем дело не с точками, а с реальными физическими телами. Как применять закон тяготения в этом случае?

Каждое тело образует свое поле тяготения, или гравитационное поле, которое характеризуется распределением сил тяготения к этому телу. Массу тела обозначим прописной буквой M , а строчную букву m оставим для материальных точек, которые будем помещать в разные места гравитационного поля, чтобы изучить его свойства. Эту материальную точку назовем проб-

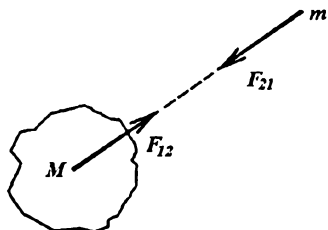


Рис. 2.1. К определению поля тяготения реального тела

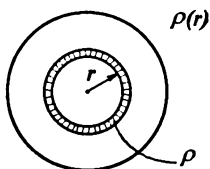


Рис. 2.2. Сферически симметричное тело

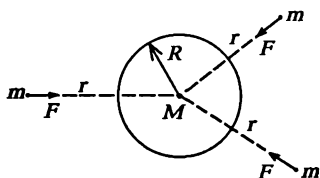


Рис. 2.3. К определению центрального гравитационного поля

ной массой. Силы тяготения между одной из точек m и телом M будут F_{12} и F_{21} (рис. 2.1). Тогда закон тяготения выразится такой формулой:

$$F = G \frac{Mm}{r^2}. \quad (2.2)$$

Начнем с изучения гравитационного поля, которое образуют сферически симметричные тела. Что такое сферически симметричное тело? Тело, которое называют сферически симметричным, обладает двумя свойствами. Во-первых, оно должно быть точно сферической формы. Во-вторых, плотность вещества ρ в любом слое внутри тела должна зависеть только от расстояния r этого слоя до центра сферы. С переходом в другой концентрический слой плотность может изменяться, но в любом месте одного и того же слоя она должна быть одинаковой. Иначе говоря, плотность ρ должна зависеть только от расстояния r выбранной точки от центра сферы и должна изменяться одинаково вдоль любого радиуса (рис. 2.2).

Ньютон доказал, что сферически симметричное тело массой M можно заменить материальной точкой той же массы, расположенной в геометрическом центре тела. Эта материальная точка вне тела и на его поверхности будет создавать такое же поле тяготения, что и само тело.

Теперь будем помещать материальную точку m в разные места пространства и находить силу тяготения F (рис. 2.3). Результат будет вытекать из формулы $F = GMm/r^2$. Ясно, что, во-первых, в любой из точек пространства сила притяжения тела M направлена по радиусу к его центру и, во-вторых, сила F везде обратно пропорциональна квадрату расстояния r^2 до центра тела. Гравитационное поле, обладающее двумя такими свойствами, называется центральным гравитационным полем. Сила притяжения повсюду направлена к одной и той же точке — центру притяжения. Сила притяжения обратно пропорциональна квадрату расстояния — r^2 .

Итак, сферически симметричное тело образует вокруг себя (во всем окружающем пространстве и на поверхности тела) центральное гравитационное поле, так что можно записать:

$$F = G \frac{Mm}{r^2}; R \leq r < \infty. \quad (2.3)$$

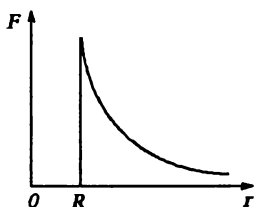


Рис. 2.4. Гравитационное поле сферически симметричного тела

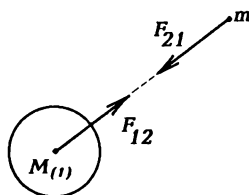


Рис. 2.5. К формулировке третьего закона Ньютона

График этой зависимости показан на рис. 2.4.

Мы пока еще ничего не знаем о том, как изменяется сила тяготения для расстояния от центра в интервале от 0 до R , т. е. внутри тела. Не следует забывать, что само тело M точно с такой же силой притягивается материальной точкой m :

$$F_{mM} = (-)F_{Mm}. \quad (2.4)$$

Обе силы равны по абсолютному значению и направлены по одной прямой навстречу друг другу (рис. 2.5).

Это третий закон Ньютона, говорят: «Действие равно противодействию». Так что когда камень падает на Землю под действием силы притяжения к ней, то и камень притягивает Землю с такой же точно силой.

Мы всегда будем помнить, что силы F_{12} и F_{21} направлены навстречу друг другу и «минус» писать не будем: $F_{12} = F_{21}$. Это упрощает запись, но не может привести к недоразумениям, если помнить о третьем законе Ньютона.

Напряженность гравитационного поля

Вспомним теперь второй закон Ньютона: сила, действующая на материальную точку равна произведению массы на ускорение, или $F = ma$. Однако поскольку буква a у нас потом будет занята для обозначения большой полуоси эллиптической орбиты, то воспользуемся для обозначения ускорения латинской буквой w и будем писать:

$$F = mw. \quad (2.5)$$

Итак, причина появления ускорения — сила F , а ускорение — ее следствие. Можно сказать и так: ускорение, испытываемое телом, пропорционально приложенной силе F и обратно пропорционально массе тела. Теперь вспомним, что такое ускорение. Ускорение — это изменение скорости тела за единицу времени. Если за время t скорость изменится от значения v_1 до значения v_2 , то ускорение w составит: $w = (v_2 - v_1)/t$. Чтобы определить уско-

рение из формулы $F = mw$, нужно разделить силу F на массу m , т. е. $w = F/m$.

Попробуем разобраться в таком опыте. На некоторой поверхности стоит гиря. Ее масса M , сила притяжения к Земле F . Делим силу F на массу M : $w = F/M$. Что это за величина $w = F/M$? Ускорение? Но скорость гири не изменялась, она постоянна и равна 0 (а ускорение — это изменение скорости за единицу времени). Значит, ускорение гири должно быть равно 0, а величина F/M у нас не равна 0. Значит, это не ускорение. Так что же это такое? Эту величину называют напряженностью гравитационного поля. Она характеризует гравитационное поле тела M в заданной точке пространства. Напряженность — вектор F/M .

Возьмем материальную точку, у которой $m = 1$ — единичная масса, и расположим ее в интересующем нас месте поля. На такую массу подействует сила тяготения, которую можно найти из общей формулы $F = GMm/r^2$ при $m = 1$. Эта сила, действующая на единицу массы, и называется напряженностью гравитационного поля: $w = GM/r^2$. Напряженность w характеризует поле, создаваемое телом M в заданной точке пространства. Это — сила, действующая на единицу массы. Если же в интересующую нас точку поместить массу m , не равную единице — $m \neq 1$, то сила будет $F = mw$.

Правильно ли ускорение и напряженность обозначать одной буквой w ? Да, правильно. Эти величины и по размерности, и численно совпадают. Если материальную точку m поместить в поле с напряженностью w и она получит возможность свободно двигаться под действием этой силы, то ускорение и будет равно w . Напряженность характеризует гравитационное поле в заданной точке пространства, а ускорение характеризует движение тела, помещенного в эту точку. Формула $F = mw$ подразумевает, что сила F — единственная сила, действующая на тело, что тело свободно движется под действием этой силы.

Гравитационное поле внутри тела

Попробуем решить такую задачу: найти напряженность гравитационного поля Земли на дне буровой скважины глубиной h . Дно скважины находится на расстоянии $r = R - h$ от центра Земли (рис. 2.6).

Землю можно считать сферически симметричным телом, а плотность вещества внутри Земли будем считать постоянной и равной ρ . Если взять формулу закона тяготения $F = GMm/r^2$ и подставить в нее $r = 0$, что соответствует центру Земли, то получим ответ $F = \infty$. Между тем в центре Земли напряженность поля равна 0: единичная масса, помещенная в эту точку, будет испытывать одинаковые силы тяготения, направленные во все стороны, и результирующая сила окажется равной 0 (рис. 2.7).

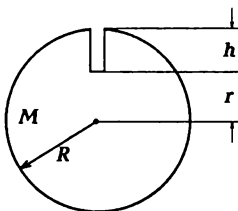


Рис. 2.6. Задача об определении напряженности поля на дне скважины

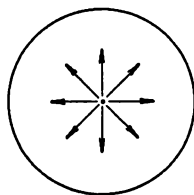


Рис. 2.7. Поле тяготения в центре Земли

В своей книге «Математические начала натуральной философии» Ньютон решил похожую задачу: определил напряженность гравитационного поля в шаровой полости сферически симметричного тела. Представьте себе сферически симметричное тело, из которого удалили сердцевину, оставив только верхний слой (рис. 2.8).

Ньютон доказал, что гравитационное поле внутри такой полости отсутствует. Если бы такое тело с полостью находилось, например, в космическом пространстве, то в полости отсутствовало бы поле тяготения, образованное стенками самой полости. Но наблюдались бы поля, обусловленные притяжением Земли, Солнца и других небесных тел.

Как же применить вывод Ньютона к решению задачи о буровой скважине? Надо отбросить все слои Земли, которые лежат выше дна скважины, — ведь они не влияют на гравитационное поле на ее дне (рис. 2.9).

Там напряженность поля зависит только от слоев Земли, расположенных ниже, т. е. нужно учесть притяжение сферически симметричного тела радиусом r , которое на рисунке заштриховано. Объем этого тела

$$V = 4/3\pi r^3. \quad (2.6)$$

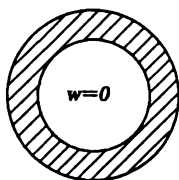


Рис. 2.8. Напряженность поля в сферической полости

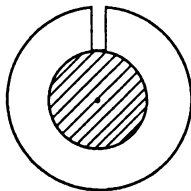


Рис. 2.9. К определению напряженности поля на дне скважины

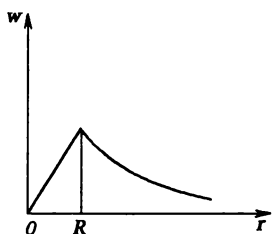


Рис. 2.10. Напряженность гравитационного поля сферически симметричного тела

Его масса при постоянной плотности ρ

$$M = V\rho, \quad (2.7)$$

а напряженность поля на «поверхности» этого тела, т. е. на дне скважины

$$w = GM/r^2. \quad (2.8)$$

Теперь можно подставить в последнюю формулу промежуточные величины. Тогда получим

$$w = 4/3\pi G\rho r. \quad (2.9)$$

Напряженность поля в нашей задаче линейно возрастает от центра Земли до ее поверхности.

В своем месте у нас остался незаконченным график, показывающий, как изменяется сила тяготения в зависимости от расстояния (см. рис. 2.4). Теперь мы можем его закончить (рис. 2.10): в интервале $0 \leq r \leq R$ — возрастает по линейному закону, в интервале $R \leq r < \infty$ — спадает обратно пропорционально r^2 .

Если напряженность гравитационного поля на поверхности Земли — g , то на глубине h или на расстоянии r от центра Земли

$$w = gr/R. \quad (2.10)$$

Нецентральное гравитационное поле

Обратимся к телам, не обладающим сферической симметричностью. Возьмем для примера тело, заведомо несимметричное, — два сферически симметричных шара, жестко скрепленных в точке их касания (рис. 2.11).

Единичную массу ($m = 1$) будем помещать в разные точки пространства и находить там силу тяготения — это и будет напряженность поля w . Сразу возникает вопрос: от какой точки нашего тела измерять расстояние r ? Когда мы рассматриваем сферически симметричные тела, то отсчитываем от центра масс. Наверное, и здесь надо делать так же. Центр масс легко найти — посередине, в точке, где шары касаются друг друга.

Теперь будем перемещать единичную массу по окружности радиуса r . Для начала поместим ее на линии, перпендикулярной к линии O_1O_2 , соединяющей центры шаров (рис. 2.12, а). Найдем напряженности от каждого из шаров w_1 и w_2 и сложим их геометрически. Вектор результирующей напряженности w направлен к центру масс тела, как и в случае сферически симметричного тела.

Поместим единичную массу в другую точку пространства, как показано на рис. 2.12, б, на том же расстоянии r от центра масс.

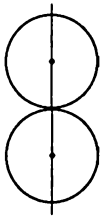


Рис. 2.11.
Сферически
несимметричное
тело

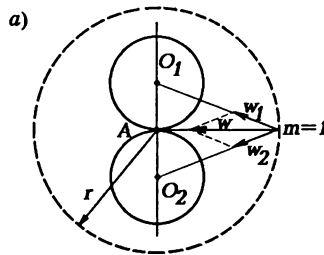
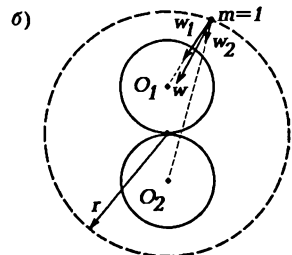


Рис. 2.12. Определение напряженности поля сферически несимметричного тела



Теперь единичная масса окажется ближе к шару O_1 и дальше от шара O_2 . Напряженности w_1 и w_2 изменятся очень резко — ведь зависимость квадратичная! Вектор суммарной напряженности теперь направлен совсем в другую точку. Изменилось и абсолютное значение напряженности. Нарушены оба условия, о которых было сказано выше. Это и есть нецентральное гравитационное поле.

Выполняется ли при этом закон тяготения? Да, выполняется, но нужно уточнить его формулировку. Представим, что единичная масса ($m = 1$) отнесена от нашего несимметричного тела на очень большое расстояние. Тогда лучи от точки m к шарам O_1 и O_2 практически сольются в одну общую линию, направленную к середине нашего несферически симметричного тела, сами эти расстояния окажутся практически одинаковыми. Это будет справедливо в любой точке пространства вокруг шаров, т. е. сила притяжения будет подчиняться исходной формулировке закона тяготения. Итак, если расстояние r значительно больше размеров несимметричного тела, то закон тяготения можно применять в исходной формулировке, а напряженность гравитационного поля рассчитывать по той же формуле, что и для сферически симметричного тела (рис. 2.13).

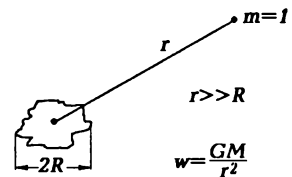


Рис. 2.13. Напряженность поля на большом расстоянии

О материальных точках

Ньютон доказал, что сферически симметричное тело можно заменить материальной точкой, расположенной в его центре. Такая замена тела на материальную точку справедлива для пространства, находящегося вне тела и на его поверхности, т. е. при $r \geq R$. Для тел, не обладающих сферической симметрией, замена

на материальную точку возможна при более жестком условии: $r \gg R$, расстояние r должно быть во много раз больше размеров тела. На больших расстояниях можно считать, что нецентрального гравитационное поле практически не отличается от центрального.

Если следовать за Ньютоном, то материальной точкой нужно назвать математическую точку, которая не имеет геометрических измерений, но обладает массой. Физическое тело можно заменить материальной точкой при выполнении одного из двух условий:

$r \geq R$ — для сферически симметричного тела;

$r \gg R$ — в общем случае для тела, не обладающего сферической симметрией.

В астрономии чаще всего выполняется второе условие, поэтому там никогда не интересуются, обладают ли небесные тела сферической симметрией. В космонавтике при изучении движения спутника можно считать, что реальная Земля несущественно отличается от сферически симметричного тела, и исходить из первого условия. Возмущения, связанные с нецентральным гравитационным полем Земли, учитывают в более точных расчетах. Мы убедились, что нельзя формулировать закон тяготения, говоря о двух телах, которые притягиваются друг к другу. Единственно правильная формулировка такова: «Две материальные точки притягиваются друг к другу с силой, пропорциональной произведению их масс и обратно пропорциональной квадрату расстояния между ними». О двух телах можно говорить в одном единственном случае — когда тела сферически симметричны.

Для тех, кто знаком с высшей математикой, поясним: можно считать, что материальная точка имеет измерения, т. е. объем, но он задан в виде бесконечно малой величины и обращается в нуль в пределе. Можно сказать еще, что материальная точка есть тело, размеры которого есть бесконечно малая величина, т. е. $\neq 0$, но сколь угодно близки к нулю. В справочнике по физике написано так: «Материальной точкой называется тело, размеры которого во много раз меньше, чем любое из расстояний, существенных для рассматриваемой задачи».

Например, изучая обращение Земли вокруг Солнца, можно по этому определению считать оба тела материальными точками: средний радиус Земли 6371 км, радиус Солнца $6,96 \cdot 10^5$ км, а расстояние между ними $1,5 \cdot 10^8$ км. Размеры наибольшего из тел, т. е. Солнца, относятся к расстоянию между телами как 1:200, т. е. размерами обоих тел можно пренебречь по сравнению с расстоянием между ними — это единственное «существенно важное» расстояние в рассматриваемой задаче.

Если расстояние между телами очень велико, то нет вообще никакой надобности выяснять, обладают ли они сферической симметрией.

При изучении движения космолета вокруг Земли дело обстоит сложнее. Пусть высота орбиты над поверхностью Земли равна 300 км, размеры космолета — несколько метров (рис. 2.14).

В действительности высота орбиты, равная 300 км, составляет всего лишь $1/20$ радиуса Земли. Если на рисунке земную поверхность представить дугой радиусом 10 см, то спутник придется изобразить точкой на расстоянии 5 мм от земной поверхности.

Размеры космолета малы по отношению к минимальному «существенно важному» расстоянию в 300 км. Значит, космолет по отношению к Земле можно считать материальной точкой, а Землю нельзя — ее размеры значительно больше тех же 300 км. Придется учесть также, что Земля сплюснута вдоль оси вращения, и распределение масс внутри Земли далеко не сферически симметрично. Хотя в не очень точных расчетах этими неправильностями часто пренебрегают и считают Землю сферически симметричным телом (тогда ее можно заменить материальной точкой).

И еще надо подчеркнуть, что формулировка закона тяготения, данная Ньютоном («две материальные точки притягиваются...»), — единственно правильная, она справедлива во всех случаях. Ведь рассматривая притяжение несимметричного тела и накладывая ограничение $r \gg R$, мы тем самым «превратили» несимметричное тело в материальную точку. Так всегда и поступают в астрономии, в астрономических задачах всегда $r \gg R$.

В геометрии точка — это некий «предмет», не имеющий измерений — ни длины, ни ширины, ни толщины. Но точка может перемещаться в пространстве, тогда ее след образует линию — появляется длина. Точно так же движение линии порождает поверхность, а движение поверхности порождает тело. Тело имеет уже все три измерения — длину, ширину и толщину.

Напрашивается аналогия: материальная точка — это тело, не имеющее геометрических измерений, но имеющее массу. Если так, то лучше говорить о реальном теле, что оно не «представляет собой» материальную точку, а что оно «может быть заменено» материальной точкой. Так точнее и согласуется с нашим обычным пониманием слова «точка».

Итак, материальная точка — это воображаемое тело, не имеющее геометрических измерений, но обладающее массой. Реальное физическое тело можно заменить материальной точкой в двух случаях: сферически симметричное тело — всегда, при отсутствии сферической симметрии — когда расстояние между телами намного больше их размеров.

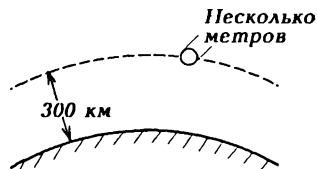


Рис. 2.14. Движение космолета вокруг Земли

3. СИСТЕМЫ ОТСЧЕТА

Движение космолета в центральном гравитационном поле под действием силы тяготения называют невозмущенным, или кеплеровским движением.

В реальном полете присутствуют дополнительные силы, гораздо меньшие, чем основная гравитационная сила, — это возмущающие силы. Движение космолета с учетом возмущающих сил называют возмущенным движением.

Для описания невозмущенного движения нужны системы координат. Движение любого тела можно рассматривать только по отношению к другим телам. Если, например, рассматривать движение космолета с Земли — это будет одно движение, а если с Солнца — совсем другое. Значит, нужно выбрать какое-то тело — его называют опорным — и с ним связать систему отсчета координат и скорости.

Выбор опорного тела и связанной с ним системы отсчета является совершенно свободным. Основные требования — чтобы максимально облегчить решение той задачи, которая рассматривается, чтобы расчеты траектории космолета были наиболее простыми.

В астрономии и космонавтике используют чаще всего системы отсчета, которые называются инерциальными. Инерциальными, или абсолютными, системами отсчета называются такие системы, в которых выполняется закон инерции — первый закон Ньютона: если на тело, рассматриваемое в инерциальной системе, не действуют никакие силы, то тело должно покоиться или двигаться равномерно и прямолинейно. Сама инерциальная система тоже должна покоиться или двигаться прямолинейно и равномерно, а ее оси должны быть постоянно ориентированы в пространстве.

Абсолютную систему отсчета условно считают неподвижной и относительно нее рассматривают движение изучаемых тел.

Для изучения движения планет и межпланетных космолетов систему отсчета удобно связать с центром Солнца, а оси прямоугольной системы координат направить на неподвижные звезды, т. е. звезды, которые из-за их большой удаленности, в отличие от планет, занимают практически постоянное положение на небесной сфере. Это — гелиоцентрическая система отсчета.

При изучении движения космолетов — спутников Земли — используют геоцентрическую систему отсчета. Ее начало находится в центре Земли, а оси ориентированы по неподвижным звездам, т. е. не участвуют в суточном вращении Земли. Известно, что Земля не движется прямолинейно, а летит по эллиптической орбите, и ее скорость не постоянна, а изменяется и по величине, и по направлению. Однако орбита Земли настолько огромна по размерам, что при изучении недлительных процессов можно считать, что Земля движется прямолинейно и равномерно. Тогда геоцентрическая система отсчета будет абсолютной, инерциальной.

4. ПОЧЕМУ ЛЕТАЕТ СПУТНИК?

Предположим, что около Земли, но за пределами ее атмосферы, появилось небольшое небесное тело m (материальная точка). Предыстория появления тела m в окрестностях Земли нам неинтересна, существенно лишь то, что в точке, находящейся на расстоянии r от центра Земли, тело имеет скорость v , направленную перпендикулярно к ее радиусу (рис. 4.1).

Мы помним первый закон Ньютона: всякое тело, если на него не действуют никакие силы, движется прямолинейно и равномерно. В нашем случае к телу приложена сила — ее притягивает к себе Земля. И мы оказываемся свидетелями борьбы двух начал: ньютоновского стремления тела m лететь прямолинейно и равномерно и притяжения Земли, искривляющего его траекторию. Заданное сочетание начального расстояния r и начальной скорости v и определяет дальнейший путь тела.

Условимся, что расстояние r постоянно, и будем изменять скорость v . Возможны два предельных случая. Первый из них: при очень большой начальной скорости притяжение к Земле вообще не успеет сказаться, безраздельно господствует первое начало, тело летит по прямолинейной траектории 1. Второй случай: начальная скорость отсутствует, господствует второе начало — притяжение Земли, траектория 2 окажется прямолинейной, направленной вдоль земного радиуса. В промежутке между двумя предельными значениями скорости лежит целый ряд возможных траекторий, охватывающих Землю или уходящих в бесконечность, разнообразных по размерам и форме, порожденных различными соотношениями двух противоборствующих начал.

Рассмотрим одну из этих траекторий — круговую орбиту 3. Какие силы здесь действуют?

Воспользуемся наглядной моделью: привяжем камешек к нитке и, захватив пальцами другой ее конец, раскрутим камень в горизонтальной плоскости (рис. 4.2).

Отмечаем сходство: камень так же, как и тело m на рис. 4.1, стремится лететь прямолинейно и равномерно, но этому препят-

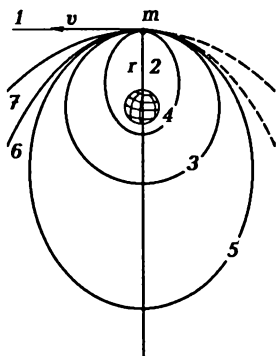


Рис. 4.1. Траектории движения тела в поле тяготения Земли

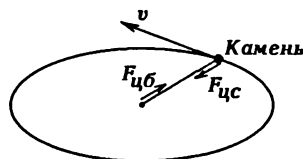


Рис. 4.2. Схема эксперимента с камнем на нитке

ствует сила, вызванная натяжением нитки. Она направлена к центру вращения и потому называется центростремительной силой $F_{цс}$. Натяжение нити — единственная реальная сила, действующая в горизонтальной плоскости; притяжение Земли, направленное перпендикулярно к плоскости вращения, мы не учитываем.

По третьему закону Ньютона в нашем опыте должна присутствовать еще одна сила, равная по величине $F_{цс}$ и противоположно направленная, ее называют центробежной силой $F_{цб}$. Она приложена к препятствию, которое не разрешает камню двигаться прямолинейно, т. е. к нитке, и через нее — к руке. Это реальная сила: если раскрутишь камень побыстрее, сила $F_{цб}$ может и разорвать нитку. Тогда камень полетит прямолинейно по касательной к окружности, а в момент разрушения нити обе силы исчезнут.

Центростремительная и центробежная силы приложены к разным телам — к камню и нитке.

Теперь вернемся к рис. 4.1. К телу m , обращающемуся по круговой орбите 3, приложена единственная реальная сила — притяжение к Земле. Это — центростремительная сила. Центробежная сила вызывается притяжением Земли к телу m , она приложена в центре земного шара. Обе силы равны и противоположно направлены, это — силы тяготения.

Можно сказать: спутник на орбите не может улететь от Земли, так как притягивается к ней, и не падает на Землю, потому что стремится улететь от нее по прямой линии, касательной к орбите. Реальная траектория зависит от соотношения этих двух начал, участвующих в борьбе. Если окружность 3 считать за равновесие обоих начал, то орбита 4 свидетельствует о преобладании притяжения к Земле, а орбита 5 — о преобладании скорости.

Траектории 4 и 5 — эллипсы. При дальнейшем возрастании скорости v траектории тела m окажутся разомкнутыми — параболой 6 и гиперболой 7. Об этих траекториях речь впереди.

Спутник не нуждается в двигателе: он совершает свой полет за счет энергии, полученной от ракеты при запуске на орбиту. Теоретически спутник может летать неограниченно длительное время — как летают планеты вокруг Солнца. Если, конечно, первоначальный запас энергии не расходуется, например, из-за сопротивления атмосферы, следы которой сохраняются даже на очень больших высотах.

Спутник летает вокруг Земли «сам по себе», без затраты каких-либо дополнительных усилий. В этом его отличие от самолета, которому постоянно работающий двигатель необходим.

5. НЕВЕСОМОСТЬ

Вес тела

Вес тела — это сила, с которой тело давит на опору вследствие притяжения Земли.

Исходный случай: при неподвижной опоре вес тела определяется силой F , которая равняется произведению массы тела на напряженность гравитационного поля Земли: $F = Mg$. С этой силой тело давит на опору (рис. 5.1). А если опора сама движется с ускорением w ? Как тогда определить вес?

Пусть опора движется вниз с ускорением w (условимся, что $w < g$). Тогда тело будет давить на опору с силой H (рис. 5.2).

Мы не делаем никаких предположений об этой силе, просто обозначим ее H . Сила H приложена к опоре. По третьему закону Ньютона, точно такая же по величине сила приложена к телу M . Равнодействующая двух сил, приложенных к телу, $F - H = Mg - H$.

Ускорение, с которым движется тело, равно ускорению опоры, т. е. w . По второму закону Ньютона запишем:

$$Mg - H = Mw. \quad (5.1)$$

Отсюда давление тела на подвижную опору, т. е. вес тела $H = M(g - w)$. Выяснилось, что вес определяется массой тела M и разностью ускорения свободного падения g и ускорением опоры w . Вес уменьшился. Можно уточнить определение веса: вес — это сила, с которой тело давит на опору из-за притяжения к Земле, в том числе с учетом ускорения движения опоры.

А если опора падает с ускорением g , то $H = M(g - g)$ и вес окажется равным нулю. Наступит невесомость. Циолковский говорил: «На ракету и на тела внутри нее действуют одинаковые силы из-за притяжения к Земле, они создают одинаковые ускорения». В любой момент t — одинаковые скорости и положения. Тела свободно парят над опорой.

Теперь рассмотрим случай, когда опора движется с ускорением w вверх (рис. 5.3).

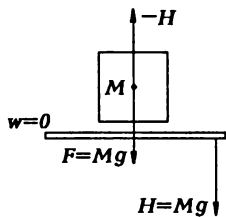


Рис. 5.1. Вес тела: опора неподвижна

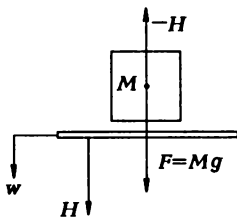


Рис. 5.2. Вес тела: опора движется вниз

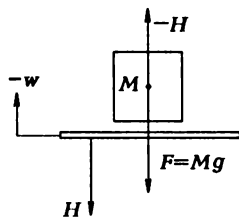


Рис. 5.3. Вес тела: опора движется вверх

Что изменилось? Сила притяжения к Земле $F = mg$ и сила, действующая на тело со стороны опоры H , — те же. Изменилось только направление ускорения w , с которым движется тело вместе с опорой:

$$Mg - H = -Mw. \quad (5.2)$$

Теперь давление тела на опору, т. е. вес

$$H = M(g + w). \quad (5.3)$$

Вес увеличился. Это явление называют перегрузкой. Ее испытывают космонавты, когда ракета-носитель выводит космический корабль на орбиту. А по возвращении на Землю перегрузки возникают из-за торможения космического корабля в атмосфере. Перегрузки измеряют в единицах g . Говорят «перегрузка $5g$ », «перегрузка $8g$ » и т. п.

Условия возникновения невесомости

Условие невесомости заключается в том, чтобы тело и его опора имели одинаковое ускорение w , равное ускорению свободного падения g . Тогда вес H , т. е. давление тела на опору, отсутствует — вес исчезает (рис. 5.4).

Силы тяготения сохраняются, они действуют и на тело, и на опору, а вот силы веса нет.

Если тело не лежит на опоре, а приподнято над ней, то зазор h сохраняется во все время движения тела и опоры, не изменяясь (рис. 5.5).

Имея равные ускорения g , тело и опора в любой момент времени t приобретут равные скорости gt , т. е. не будут ни сближаться, ни отдавать друг от друга — расстояние h не будет меняться. Поэтому в кабине космолета все незакрепленные предметы витают в воздухе.

В рассуждениях о невесомости опора и не нужна. Ведь внутри тела каждый элемент его массы давит на элемент, расположенный под ним, и, в свою очередь, служит опорой для элементов, находя-

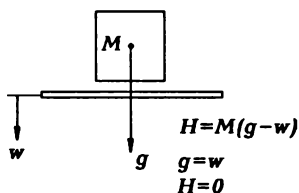


Рис. 5.4. Условие возникновения невесомости

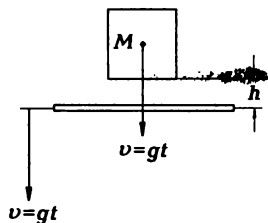


Рис. 5.5. Зазор между телом и опорой сохраняется

щихся выше него. Это вызывает сжатия, напряжения, деформации, которые как раз и воспринимаются как тяжесть, весомость. Это можно сказать о любом теле — и о камне, и о живом организме. Значит, тяжесть, весомость воспринимаются через напряжения и деформации внутри тела. Если же все элементы тела испытывают одинаковое ускорение g , то напряжения исчезают — это воспринимается как невесомость.

Подчеркнем еще раз: единственное условие невесомости — это чтобы все элементы тела и его опора (или «опоры» внутри тела) испытывали одинаковые гравитационные ускорения. Совершенно неважно, в каком поле образуются эти ускорения — в гравитационном поле Земли, Солнца или в сложном поле, образованном притяжением нескольких тел. Например, где-нибудь между Землей, Луной и Солнцем. Но ускорения тел и опор должны быть одинаковыми. Тогда нет давления на опору и появляется невесомость.

Невесомость в орбитальном полете

Как же появляется невесомость на космолетах? Ведь спутник не падает отвесно на Землю, а летит по орбите. На спутнике (он сам и внутри него) единственная реальная сила — тяготение. Тела и опора могут лететь вниз — к центру притяжения, или вверх, удаляясь от центра, или куда-то в сторону по сложному пути. Невесомость возникает в любом из этих случаев, если в том месте пространства, где находятся тело и опора, они испытывают одинаковое по величине и направлению гравитационное ускорение. Это единственное условие для появления невесомости. Ведь о спутнике, летящем над Землей по круговой орбите, тоже можно сказать, что он падает на Землю.

Посмотрим на рис. 5.6: тело, находящееся в точке A , получает горизонтальную скорость u . В зависимости от абсолютного значения скорости получают дуги траекторий 1, 2, 3. Полет по траекториям 1 и 2 завершается падением на Землю, и только траектория 3 дает спутнику обращаться вокруг Земли по круговой орбите.

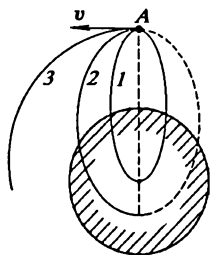


Рис. 5.6. Траектории при различных значениях скорости

6. КОСМИЧЕСКАЯ БАЛЛИСТИКА

Космическая баллистика, которая изучает движение искусственных небесных тел, вышла из недр теоретической астрономии, она пользуется методами расчетов, разработанными ранее в небесной механике. Но космическая баллистика имеет и свои собственные области интересов, например полет спутника вблизи поверхности Земли. Исследуя такой полет, приходится учитывать сопротивление среды (атмосферы) и особенности самого гравитационного поля. При больших расстояниях между небесными телами по сравнению с их размерами, что характерно для астрономии, такой учет становится излишним. Еще одна специфическая задача, относящаяся к космической баллистике, — расчет сил, которые необходимы для заданных изменений космических траекторий, их величин, направлений и временных рамок приложения.

Все задачи, решаемые космической баллистикой, можно свести к четырем типам.

1. Проектирование космических траекторий, т. е. выбор траектории космического полета, необходимой для осуществления поставленной задачи. Например, метеорологический спутник, который ведет съемку облачного покрова и подстилающей поверхности Земли, лучше всего направить по круговой орбите (постоянная высота полета даст одинаковый масштаб изображения на всех снимках), плоскость которой проходит вблизи географических полюсов (чтобы охватить съемкой всю Землю), а высоту полета выбрать так, чтобы обеспечить заданную полосу обзора. Выбрав элементы орбиты, рассчитывают условия выведения спутника на эту орбиту — предъявляют требования к ракете-носителю и программе ее движения.

2. Определение космических траекторий. Под этим понимают расчет элементов траектории по данным радиотехнических или оптических измерений. Например, такую задачу решают после выведения спутника на орбиту: если окажется, что реальная орбита получилась со значительными отклонениями от требуемой, может возникнуть необходимость в ее исправлении (коррекции). Чтобы определить орбиту, нужно измерить координаты и скорость спутника в нескольких точках пространства, а затем расчетным путем найти элементы орбиты.

3. Прогнозирование космических траекторий. Эта задача состоит в предвычислении космической траектории и положений космолета на траектории на заданное время вперед. Например, чтобы провести сеанс связи со спутником, нужно заранее знать, в какое время спутник пролетит над измерительным пунктом,

в какой точке по азимуту он взойдет над горизонтом, в какой точке пойдет за горизонт. Для этого требуется прогноз — знание элементов орбиты на предстоящее время наблюдения.

4. Управление космическими траекториями, т. е. расчет таких воздействий на космолет, чтобы можно было целенаправленно изменить его траекторию. Например, для коррекции орбиты следует рассчитать пространственную точку, в которой на спутник должна воздействовать сила тяги (включен корректирующий двигатель), ориентацию вектора этой силы в пространстве и продолжительность ее действия. Другие примеры управления траекториями, кроме коррекции орбиты: снижение спутника с орбиты для посадки на Землю или сближение двух спутников для их стыковки.

Характерные траектории

Выбираем абсолютную геоцентрическую систему координат, но не прямоугольную, а полярную (рис. 6.1). Полос O совместим с центром земного шара. Символом A_n на рисунке обозначена начальная точка траектории (точка выведения на орбиту или любая другая точка, в которой известны координаты и скорость), A — текущая точка траектории.

На рис. 6.1 обозначены также: φ — полярный угол; r — радиус-вектор; v — абсолютная скорость спутника (т. е. скорость спутника в абсолютной системе координат); γ — угол между вектором скорости и местным горизонтом, назовем его углом наклона траектории (плоскость местного горизонта в любой точке траектории перпендикулярна к радиус-вектору). В точке A_n эти величины принимают значения φ_n , r_n , v_n , γ_n ; они в совокупности составляют начальные условия, вполне эквивалентные набору значений x_n , y_n , x'_n , y'_n .

Все траектории в центральном гравитационном поле определяются начальными условиями. Например, если зафиксировать величины φ_n , r_n и считать $\gamma_n = 0$, то, изменяя начальную скорость v_n , получим ряд траекторий, представленных на рис. 6.2. При некотором значении $v_n = v_{кр}$, называемом круговой скоростью, космолет движется по круговой орбите 1. Когда начальная скорость равна значению, которое называют параболической скоростью $v_n = v_{пар}$, траектория космолета будет параболой 2. Эти два случая, имеющие особое значение, ниже будут рассмотрены подробно.

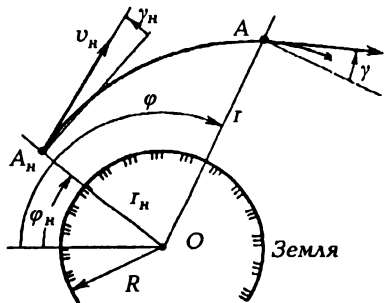


Рис. 6.1. Спутник в абсолютной геоцентрической системе координат

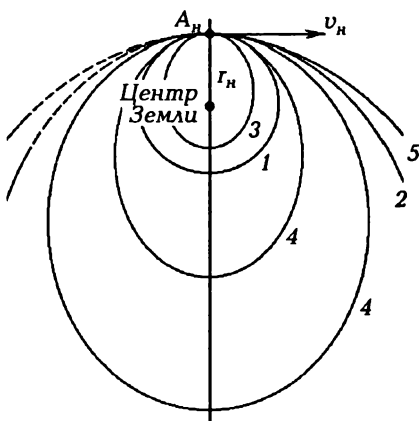


Рис. 6.2. Характерные траектории космолета в центральном гравитационном поле

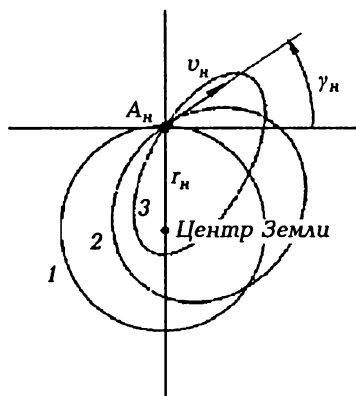


Рис. 6.3. Эллиптические орбиты при различных значениях угла γ_n

Для спутников характерны эллиптические орбиты 3 и 4. Первая из них 3 реализуется при условии $0 < v_n < v_{кр}$, но необходимо, чтобы эллипс не пересекал поверхность Земли и не заходил в плотные слои атмосферы, в которых спутник резко затормозится и прекратит полет. Другие эллиптические орбиты 4 получаются при $v_{кр} < v_n < v_{пар}$.

Если $v_n > v_{пар}$, движение происходит по гиперболе 5. Парабола и гипербола характерны для межпланетных полетов. Для полноты описания отметим еще два случая, не отраженные на рис. 6.2: $v_n = 0$, когда тело движется отвесно (падает) вдоль продолжения радиуса Земли к ее центру, $v_n = \infty$ — прямолинейное движение перпендикулярно к радиусу Земли. То, о чем рассказано выше, есть выражение известного из астрономии первого закона Кеплера, согласно которому небесное тело движется в поле тяготения по одному из конических сечений — окружности, эллипсу, параболе или гиперболе.

Если же зафиксировать абсолютное значение начальной скорости $v_n = v_{кр}$ и увеличивать угол γ_n , то получим другой ряд траекторий (рис. 6.3). Орбита изменяется от окружности 1 при $\gamma_n = 0$ до вытянутых эллиптических орбит при углах наклона траектории $\gamma_n > 0$. На рисунке показаны эллиптические орбиты 2, 3 для двух значений угла наклона $\gamma_n = 30^\circ$ и $\gamma_n = 60^\circ$.

Круговая орбита

Вектор скорости всегда направлен по касательной к траектории, поэтому в любой точке круговой орбиты он совпадает с перпендикуляром к радиусу Земли — расположен в плоскости мест-

ного горизонта (рис. 6.4). Это значит, что в начальной точке и во всех других точках круговой орбиты угол наклона траектории должен быть равен нулю, т. е. $\gamma = 0$. Второе условие полета по окружности: скорость в начальной точке и во всех других точках орбиты должна быть равна круговой скорости, $v = v_{кр}$. Выясним, от чего зависит круговая скорость.

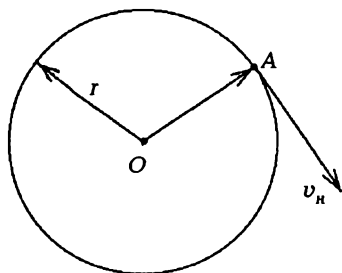


Рис. 6.4. Круговая орбита

Напомним, что движение спутника рассматривается в абсолютной геоцентрической системе координат. Тогда единственной реальной силой, действующей на спутник в полете, будет сила притяжения к Земле. Она проявляется в орбитальном движении как центростремительная сила, искривляющая траекторию и не позволяющая спутнику лететь прямолинейно и равномерно. Если радиус орбиты равен r , а скорость равна $v_{кр}$, то центростремительная сила $F_{цс} = mv_{кр}^2/r$.

С другой стороны, сила притяжения согласно закону всемирного тяготения может быть выражена так: $F = GMm/r^2$. Приравняем одно к другому оба соотношения, которые выражают единственную силу, приложенную к спутнику, и найдем круговую скорость

$$v_{кр} = \sqrt{GM/r}. \quad (6.1)$$

Как видно из (6.1), круговая скорость зависит от радиуса орбиты r , или иначе от высоты полета $h = r - R$, она убывает с ростом высоты полета (рис. 6.5).

Можно рассчитать значение круговой скорости для поверхности Земли ($r = R = 6371$ км). Это — постоянная величина, которую принято называть первой космической скоростью; для Земли она равна $v_{кр0} = 7,91$ км/с.

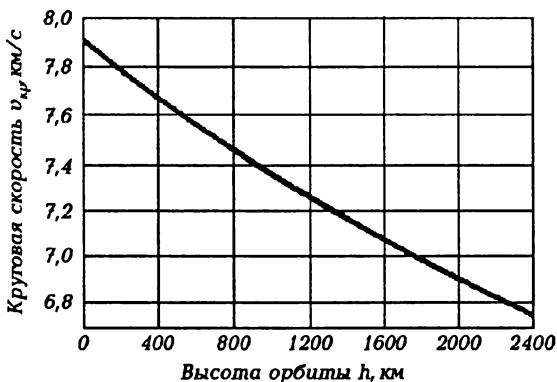


Рис. 6.5. Круговая скорость

Иногда путают круговую и первую космическую скорости. Этого не следует делать: это разные понятия.

В астрономии круговые орбиты удобны для решения некоторых теоретических задач. Ведь и для многих планет отличия реальной орбиты от окружности совсем не велики. Например, если построить орбиту Земли в масштабе $1:10^7$ (в одном сантиметре 10 млн км), то разность между наибольшим и наименьшим радиусами орбиты составит всего лишь 0,02 мм — меньше толщины той линии, которой начерчена орбита. Если рассуждать строго, то и у спутника не бывает точно круговой орбиты — всегда имеются какие-то отличия от окружности. Но они часто не препятствуют решению той практической задачи, для которой предназначен спутник.

7. ЭЛЛИПТИЧЕСКАЯ ОРБИТА

Эллиптическая орбита — самый распространенный тип орбит для космолетов-спутников, а для планет солнечной системы и вообще единственный: все планеты обращаются вокруг Солнца по эллипсам. Для полета по окружности начальная скорость v должна быть равна круговой скорости $v_{кр}$ и должна быть направлена перпендикулярно к радиусу орбиты r , т. е. должна быть горизонтальна по отношению к поверхности Земли. Для получения эллиптической орбиты изменяют одно из этих условий. Первый способ: не меняя направления скорости v , изменить ее значение, взять его побольше. Тогда эллиптическая орбита охватит круговую орбиту снаружи (рис. 7.1). А если выбрать началь-

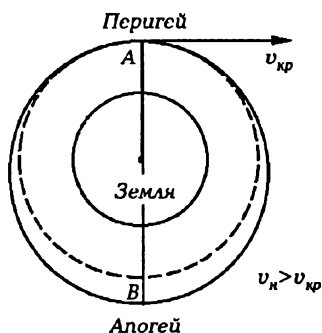


Рис. 7.1. Эллиптическая орбита. Направление начальной скорости параллельно горизонту, ее значение больше, чем круговая скорость. Пунктирной линией показана круговая орбита

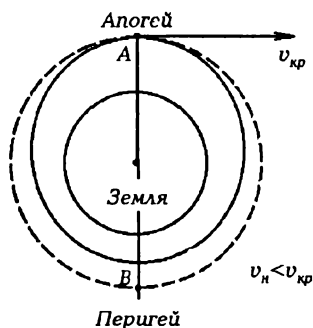


Рис. 7.2. При начальной скорости, меньшей, чем круговая скорость, перигей перемещается в точку, противоположную начальной точке свободного полета

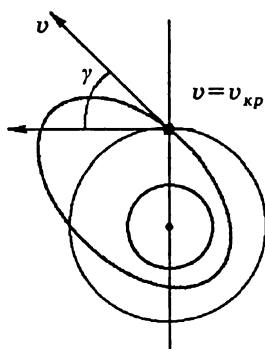


Рис. 7.3. Переход от круговой орбиты к эллиптической

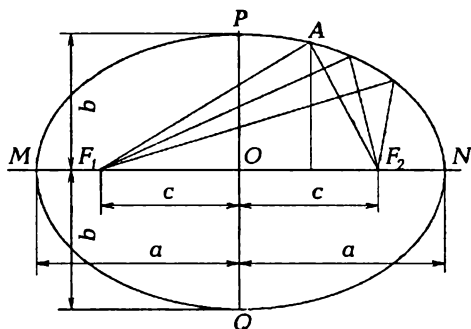


Рис. 7.4. Эллипс

ную скорость v меньше круговой скорости, эллипс окажется внутри круговой орбиты (рис. 7.2). Точка спутниковой орбиты, ближайшая к Земле, называется перигеем, наиболее удаленная от Земли — апогеем.

Две полученные эллиптические орбиты — при $v > v_{кр}$ и $v < v_{кр}$ — различаются положением апогея и перигея: при меньшей скорости в начальной точке A будет перигей, при большей — апогей. Для планетарных орбит точки A и B орбиты называются перигелием и афелием.

Есть и второй путь перехода от круговой орбиты к эллиптической: не трогая величину начальной скорости v , изменить ее направление. Чем больше угол γ , тем сильнее деформируется окружность (рис. 7.3).

Таким путем можно получить эллиптическую орбиту и при $v > v_{кр}$, но здесь возникнут некоторые ограничения, о которых будет сказано ниже. Рассмотрим основные элементы эллиптической орбиты.

Эллипс изображен на рис. 7.4. Точка O , в которой пересекаются оси его симметрии, называется центром эллипса, точки M, N, P, Q называются вершинами. Отрезок MN длиной $2a$ — большая ось ($OM = ON = a$ — большая полуось), отрезок PQ длиной $2b$ — малая ось ($OP = OQ = b$ — малая полуось). Фокусы F_1 и F_2 расположены на большой оси симметрично относительно центра эллипса, отрезок $F_1F_2 = 2c$ именуют фокусным расстоянием.

Основное свойство эллипса состоит в том, что суммарная длина двух отрезков F_1A и F_2A , соединяющих любую точку эллипса A с фокусами, постоянна и равна $2a$. На этом свойстве основан способ построения эллипса, если заданы большая ось и фокусное расстояние. Берут нитку длиной $2a$, ее концы закрепляют в точках, соответствующих фокусам, в образовавшуюся петлю вставляют острие карандаша и, держа нить натянутой, обводят на бумаге контур по замкнутой кривой. Расстояния карандаша от обеих

точек F_1 и F_2 все время изменяются, но их сумма (общая длина нити) сохраняется неизменной. Такое построение как раз соответствует определению эллипса.

Отношение половины фокусного расстояния c к большой полуоси a — это эксцентриситет эллипса:

$$e = c/a = \sqrt{a^2 - b^2}/a. \quad (7.1)$$

Большая полуось a и эксцентриситет — два важнейших элемента эллиптической орбиты: большая полуось определяет ее размеры, эксцентриситет — ее форму.

Чем значительнее эксцентриситет, тем дальше фокусы отстоят от центра, тем больше различаются между собой полуоси a и b и тем более вытянутым становится эллипс (рис. 7.5). С другой стороны, при $c = 0$ фокусы F_1 и F_2 сливаются в центре O — и эллипс переходит в окружность. Следовательно, можно считать, что окружность — частный случай эллипса, у которого обе оси равны и эксцентриситет отсутствует.

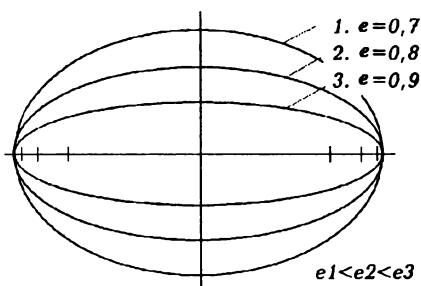


Рис. 7.5. Эксцентриситет орбиты характеризует ее форму: чем больше эксцентриситет, тем более вытянутой становится спутниковая орбита

Когда спутник обращается по эллиптической орбите, то в одном из фокусов F_1 находится центр притяжения — центр Земли (рис. 7.6). Прямую линию MN , проходящую через вершины эллипса и совпадающую с его большой осью, называют

линией апсид, а сами вершины M, N — апсидами. Апсида M , ближайшая к центру Земли, — перигей, апсида N , более удаленная от центра, — апогей.

Эллиптическая орбита отличается от круговой прежде всего тем, что у нее характеристики движения — длина радиус-вектора r , скорость v , угол наклона траектории — переменные, они изменяются от точки к точке.

Из рис. 7.4 и 7.6 легко найти расстояния от спутника до центра Земли в апогее и перигее — радиус-векторы r_a и r_n . Из рисунков следует: $r_a + r_n = 2a$; $r_a - r_n = 2c = 2ae$. Складывая почленно первое и второе равенства, найдем r_a , вычитая одно из другого, определим r_n :

$$r_a = a(1 + e); r_n = a(1 - e). \quad (7.2)$$

Из тех же двух равенств следует

$$a = (r_a + r_n)/2; e = (r_a - r_n)/2a \quad (7.3)$$

Следовательно, большая полуось равна среднему расстоянию (т. е. полусумме расстояний) до спутника от центра Земли в апогее и перигее. Эксцентриситет рассчитывают как разность этих расстояний, отнесенную к большой оси. Для окружности $e = 0$, и большая полуось a равна радиусу орбиты.

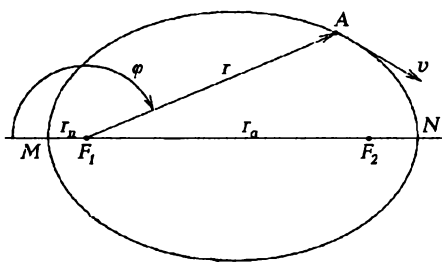


Рис. 7.6. Орбита

Уравнение эллиптической орбиты в полярной системе координат выглядит так:

$$r = p / (1 + e \cos \varphi). \quad (7.4)$$

Величина p в числителе — фокальный параметр: $p = a(1 - e^2)$. Уравнение (7.4) справедливо не только для эллиптической орбиты, но и для других характерных траекторий в центральном гравитационном поле. Различие состоит в значении эксцентриситета: у окружности $e = 0$, у эллипса $0 < e < 1$, у параболы $e = 1$, у гиперболы $e > 1$.

8. ОРБИТА В ПРОСТРАНСТВЕ

Спутниковые орбиты отличаются бесконечно большим разнообразием. Для каждой задачи, решаемой при помощи спутников как в науке, так и в народном хозяйстве, требуется орбита определенного типа — высокая или низкая, округлая или вытянутая и т. д. Возникает вопрос: как задать орбиту и движение спутника по орбите в виде совокупности чисел, позволяющих однозначно построить нужную орбиту и не спутать ее ни с какой другой? Эти числа — их всего шесть — называют элементами орбиты.

Прежде всего требуется установить плоскость, в которой лежит орбита. Что мы знаем об этой плоскости? В ней должны находиться начальная точка орбиты и центр Земли (так как единственная сила, действующая на спутник, направлена к центру Земли). Кроме того, учтем, что вектор скорости в начальной точке (как и в любой другой) лежит в плоскости орбиты. Этих данных достаточно, чтобы построить орбитальную плоскость в абсолютном пространстве.

Абсолютным (или инерциальным) пространством называют пространство, опирающееся на неподвижные звезды, т. е. на звезды, которые из-за их колоссальной удаленности от земного наблюдателя занимают на небосводе (в отличие от планет) практически неизменное положение. Плоскость орбиты, если спутник летит в центральном гравитационном поле Земли, имеет постоянную ориентацию именно в абсолютном пространстве. Однако

на практике орбиту удобнее определять не относительно звезд, а относительно плоскости земного экватора, которая тоже постоянно ориентирована в абсолютном пространстве.

Орбита пересекает плоскость экватора в двух точках (их называют узлами) — в восходящем узле *A*, в котором спутник переходит из южного полушария в северное, и нисходящем угле *B*. Линия *AB* (рис. 8.1) называется линией узлов.

Первый из элементов орбиты — наклонение. Это угол *i* между плоскостью экватора и плоскостью орбиты (рис. 8.2). Угол *i* отсчитывают от плоскости экватора против часовой стрелки, если смотреть вдоль линии узлов из восходящего узла по направлению к нисходящему узлу.

Наиболее часто спутники запускают на орбиты с наклонением, меньшим 90° . Такие орбиты называют прямыми: спутник летит над земной поверхностью в ту же сторону, в которую вращается Земля. Если наклонение больше 90° (спутник летит навстречу движению земной поверхности), орбита называется обратной.

Наклонение орбиты дает важные сведения о движении спутника. Из рис. 8.2 видно, что спутник пролетает только над теми земными пунктами, географическая широта которых равна наклонению орбиты или меньше его. В более высоких широтах — к северу и к югу — спутник не виден. Если же спутник предназначен для наблюдения за земной поверхностью (метеорологические спутники), ему доступны только те области Земли, которые ограничены на севере и на юге широтой, равной наклонению орбиты *i* (с добавкой половины полосы обзора — об этом мы расскажем ниже). Именно поэтому для метеорологических, навигационных и геодезических спутников выбирают приполярные орбиты — орбиты с наклонением, близким к 90° .

Линия узлов может быть по-разному направлена в плоскости экватора, и каждому из направлений будет соответствовать новая плоскость орбиты. Поэтому необходимо закрепить линию узлов в абсолютном пространстве.

В качестве ориентира берут точку весеннего равноденствия — точку небесной сферы на линии пересечения плоскости экватора с плоскостью земной орбиты. В этой точке весной Солнце пересекает плоскость экватора, переходя из южного полушария небесной сферы в северное.

Долгота узла — второй элемент орбиты. Так называют угол Ω в плоскости экватора между направлениями на точку весеннего равноденствия и на восходящий узел орбиты (рис. 8.3). Его отсчитывают от точки весеннего равноденствия против часовой стрелки, если смотреть от северного конца земной оси. Этот угол вместе с наклонением орбиты определяет положение орбитальной плоскости.

Выбор долготы узла важен для систем из нескольких спутников, решающих общую задачу. Например, орбиты для спутников «Молния» разносят по долготе узлов (рис. 8.4). В этом случае спутники 1 и 2 могут использоваться для ретрансляции телеви-

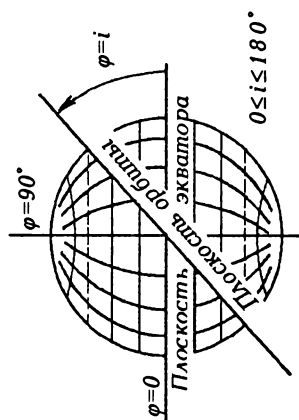


Рис. 8.2. Наклонение орбиты — угол между плоскостью экватора и плоскостью орбиты

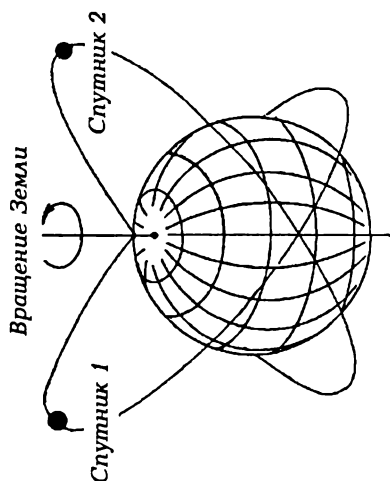


Рис. 8.4. Два спутника, у которых орбиты различаются по долготе узлов

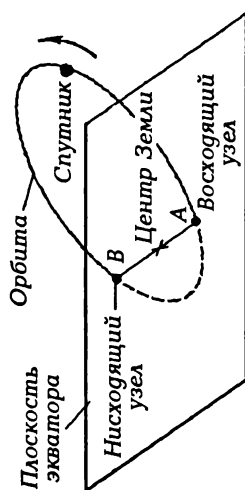


Рис. 8.1. Орбита пересекает плоскость экватора в двух точках — восходящем и нисходящем узлах

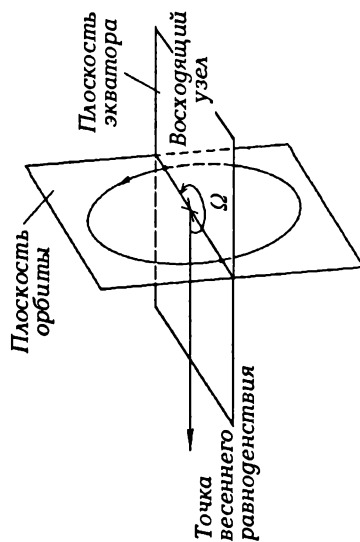


Рис. 8.3. Долгота узла — угол между точкой весеннего равноденствия и восходящим узлом орбиты

зионных сигналов поочередно, когда обслуживаемая территория вследствие вращения Земли будет располагаться под апогеями их орбит. Для круглосуточной связи нужны несколько спутников «Молния» с различными долготами узла. Те же соображения справедливы для орбит метеорологических, навигационных и некоторых других спутников.

Мы жестко и однозначно закрепили в абсолютном пространстве плоскость орбиты, но положение самой орбиты нам еще не известно: большая ось орбиты, соединяющая апогей и перигей (иначе говоря — линия апсид), может быть по-разному направлена в плоскости орбиты. Третий элемент орбиты — аргумент перигея — позволяет устранить эту неопределенность.

Аргумент перигея ω — это угол в плоскости орбиты между линией узлов и линией апсид. Он измеряется от восходящего узла к перигею орбиты в направлении движения спутника (рис. 8.5).

Аргумент перигея имеет существенное значение для многих спутников. Например, орбита «Молнии» должна иметь апогей в северном полушарии, над обслуживаемой территорией — Россией. От этого зависит выбор аргумента перигея для спутников «Молния».

Нам осталось определить размеры и форму орбиты. Для этого нужны четвертый и пятый элементы орбиты — большая полуось и эксцентриситет, о которых уже говорилось.

От большой полуоси зависит высота полета. При значительной высоте со спутника наблюдаются обширные территории земной поверхности, а сам спутник одновременно виден из различных географических точек, удаленных друг от друга на большие расстояния. Мы уже приводили примеры, когда это может быть выгодным. Низким орбитам свойственно сильное торможение в атмосфере, уменьшающее общую продолжительность жизни спутника. Но с таких орбит различимы более мелкие элементы на земной поверхности.

Круговые орбиты или близкие к круговым (эксцентриситет отсутствует или невелик) удобны для наблюдения и фотографирования земной поверхности (в метеорологии, природоведении, картографии): все снимки получаются в одинаковом масштабе, что упрощает их использование. Для других целей (применение спутников «Молния») требуются орбиты с большим эксцентриситетом.

Большая полуось эллиптической орбиты равна среднему расстоянию между спутником и центром Земли. Это видно из рис. 8.6: длина большой полуоси a составляет полусумму радиусов орбиты в апогее и перигее.

В сообщениях ТАСС о запуске спутников обычно указывают не большую полуось и эксцентриситет, а высоту орбиты над поверхностью Земли в апогее и перигее. Эти величины однозначно связаны с радиусами орбиты в апогее и перигее (7.2), а значит, с большой полуосью и эксцентриситетом.

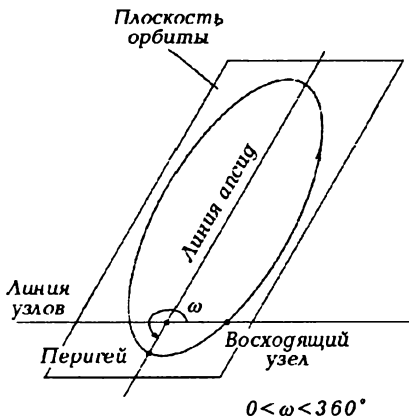


Рис. 8.5. Аргумент перигея — угол между восходящим узлом орбиты и ее перигеем

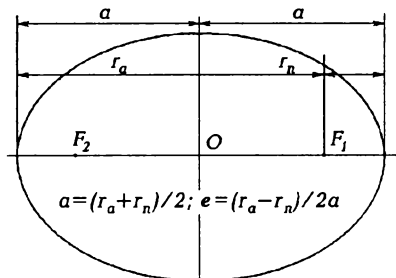


Рис. 8.6. Большая полуось и эксцентриситет орбиты зависят от расстояний между спутником и центром Земли

Итак, положение в пространстве, размеры и форма орбиты полностью заданы. Неизвестно лишь, в какой точке орбиты находится спутник в каждый момент текущего времени. Чтобы это установить, берут шестой элемент орбиты — момент времени.

Шестой элемент характеризует начальное положение спутника на орбите. За начало движения можно принять момент времени t_z , когда спутник выходит на очередной виток, пересекая плоскость экватора в восходящем узле, или момент t_n , когда спутник находится в перигее орбиты.

Зная все шесть элементов орбиты — $i, \Omega, \omega, a, e, \tau$, — баллистики могут рассчитать координаты спутника в абсолютном пространстве для любого момента текущего времени.

Рассуждая об элементах орбиты, мы пользовались абсолютной геоцентрической системой координат.

9. ПЕРИОД ОБРАЩЕНИЯ

Орбитальный полет имеет периодический характер. Спутники большинства типов успевают за сутки совершить несколько оборотов вокруг Земли. Период обращения — это интервал времени между двумя последовательными прохождением спутника через одну и ту же точку орбиты, например через перигей, восходящий узел.

Проще всего рассчитать период обращения, если орбита круговая (рис. 9.1). Отношением длины пути $2\pi r$ к скорости $v_{кр}$ определяется время, затрачиваемое на один оборот — период обращения T . Он пропорционален радиусу орбиты в степени $3/2$:

$$T = \left(2\pi / \sqrt{GM}\right) r^{3/2}. \quad (9.1)$$

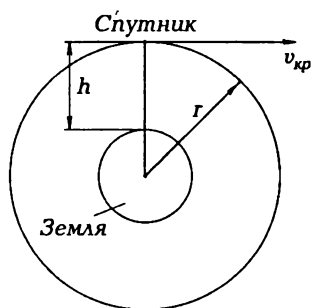


Рис. 9.1. Период обращения спутника по круговой орбите пропорционален радиусу орбиты в степени 3/2

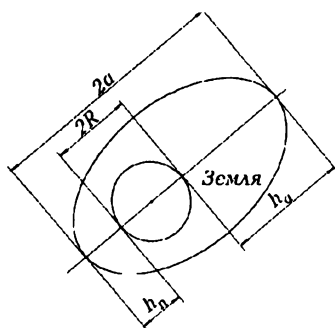


Рис. 9.2. При эллиптической орбите период обращения определяется длиной большой полуоси

Для эллиптической орбиты может быть выведено аналогичное соотношение, в нем радиус орбиты r заменен на большую полуось a :

$$T = \left(2\pi / \sqrt{GM} \right) a^{3/2}. \quad (9.2)$$

Эта зависимость периода обращения от размеров орбиты известна в астрономии как третий закон Кеплера: квадраты периодов обращения небесных тел в одном и том же гравитационном поле пропорциональны кубам больших полуосей их эллиптических орбит (рис. 9.1 и 9.2).

Расчеты дают следующие значения для периода обращения в зависимости от высоты круговой орбиты:

h , км	0	200	400	600	800	1000
T , мин	84,3	88,3	92,4	96,5	100,7	105

Период обращения увеличивается с ростом высоты. Спутник с периодом обращения 84,3 мин, конечно, может существовать только в нашем воображении ($h = 0$). Как, впрочем, и спутники с периодом обращения менее 87–88 мин, — на малых высотах орбитальному полету препятствует сопротивление воздуха. И только на круговой орбите на высотах более 200 км спутник может летать вокруг Земли продолжительное время.

Период обращения в зависимости от радиуса круговой орбиты представлен на рис. 9.3.

Наиболее распространенным высотам полета свойственны периоды обращения T в пределах от 90 до 105 мин, а число суточных витков составляет 13–16.

Если орбита эллиптическая, период обращения тоже можно отыскать по графику (рис. 9.3), откладывая по оси абсцисс среднюю высоту полета $h_{cp} = (h_a + h_n)/2$. На эллиптической орбите скорость спутника переменная. Она имеет наибольшее зна-

чение в перигее, наименьшее — в апогее. Медленное движение спутника в районе апогея используется в системе космической связи: спутник-ретранслятор «Молния» большую часть периода обращения (8–9 ч из 12) находится на значительной высоте и виден одновременно со всей территории России. Например, связь между Москвой и Владивостоком один спутник обеспечивает в течение 9 ч. Для круглосуточной связи требуется не менее трех спутников-ретрансляторов.

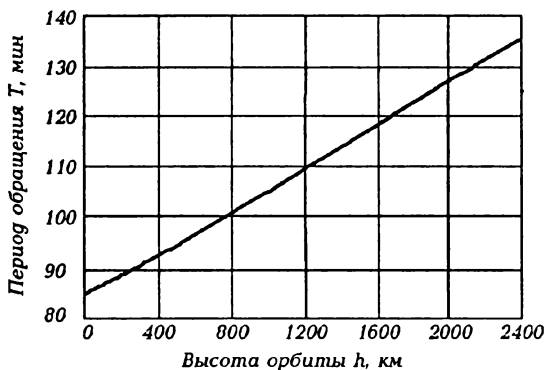


Рис. 9.3. Период обращения

Синхронные орбиты

Выделим особо класс спутниковых орбит, называемых синхронными. У этих орбит период обращения кратен звездным суткам, т. е. период укладывается целое число раз на длительности одного полного оборота Земли вокруг своей оси.

Вероятно, нелишне напомнить различие между звездными и солнечными сутками. Продолжительность звездных суток равна одному обороту Земли, если его отсчитывать относительно абсолютных ориентиров — неподвижных звезд. Если же взять в качестве ориентира Солнце, то продолжительность одного оборота (солнечные сутки) будет иной, вследствие того что Земля, вращаясь вокруг оси, одновременно движется по орбите вокруг Солнца. Длительность солнечных суток непостоянна — она меняется в течение года, так как земная орбита не окружность, а эллипс. Время, которым мы повседневно пользуемся, опирается на среднее значение солнечных суток, а продолжительность звездных суток в среднем солнечном времени составляет 23 ч 56 мин 4,09 с. В этом разделе мы будем пользоваться звездным временем.

Чем же примечательны синхронные орбиты? Если спутник летит по такой орбите, земной наблюдатель видит его каждый день в одно и то же время в одной и той же точке небосвода, т. е. на одинаковой высоте и над постоянной точкой горизонта. Разумеется, слово *видит* не следует понимать буквально: речь идет о геометрической видимости — при наблюдении за спутниками с помощью оптических или радиотехнических приборов.

Примером синхронной орбиты может служить орбита спутника «Молния» с периодом обращения 12 ч. На рис. 9.4 показано

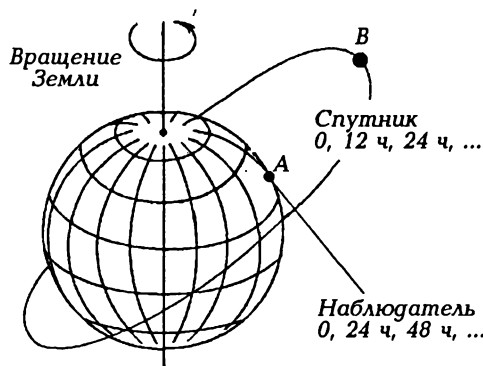


Рис. 9.4. Синхронный спутник пролетает над какой-либо точкой земной поверхности каждые сутки в одно и то же время

взаимное положение земного наблюдателя *А* и спутника *В* в исходный момент времени. Через 12 ч спутник снова окажется в точке *В*, но наблюдатель его не увидит: за это время Земля совершит

полоборота. Еще через 12 ч — ровно через сутки после первого наблюдения — спутник займет относительно наблюдателя прежнее положение, показанное на рис. 9.4.

Таким же свойством обладают спутники с периодом обращения, например, 6 ч, 8 ч, а также с периодом обращения 24 ч — точный спутник.

Стационарная орбита

Суточные спутники могут обращаться по орбитам различной формы и с разными наклонениями. Наибольший практический интерес представляет круговая суточная орбита, лежащая в плоскости экватора (с наклонением, равным нулю). Спутники на подобных орбитах называют стационарными.

У стационарного спутника угловая скорость обращения по орбите в точности равна угловой скорости вращения Земли — 15° в час (рис. 9.5). Поэтому спутник постоянно находится над одной и той же точкой экватора (точка *А* на рис. 9.5). Земной наблюдатель видит стационарный спутник все время в одном и том же месте.

Легко рассчитать высоту стационарной орбиты. Для этого воспользуемся полученной выше зависимостью между периодом обращения и радиусом орбиты, приравняв в ней значение T звездным суткам. Высота полета стационарного спутника получится равной (округленно) 35 800 км.

В зените стационарный спутник может быть виден только на

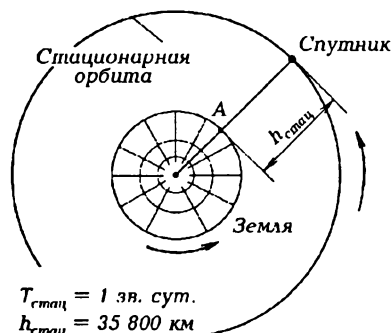


Рис. 9.5. Стационарный спутник обращается по круговой экваториальной орбите с угловой скоростью, равной скорости вращения Земли

$$T_{\text{стац}} = 1 \text{ зв. сут.}$$

$$h_{\text{стац}} = 35\,800 \text{ км}$$

экваторе. Если наблюдательный пункт перемещать на север или на юг от экватора, то спутник будет виден все ниже и ниже над горизонтом.

Стационарные спутники удобно использовать как космические ретрансляторы в системах дальней связи (спутники «Радуга», «Экран», «Горизонт»). Остронаправленные антенны земных станций в этом случае могут быть раз и навсегда нацелены на спутник, — ведь его видимое положение не изменяется. Антенны получаются простыми, в то время как для спутника связи «Молния» нужны значительно более сложные и дорогие следящие антенны, у которых зеркала автоматически поворачиваются вслед за движением спутника.

10. МЕХАНИЧЕСКАЯ ЭНЕРГИЯ КОСМОЛЕТА

Механическая энергия тела определяет его способность, взаимодействуя с другими телами, совершать работу. Механическая энергия тела W равна сумме его кинетической и потенциальной составляющих W_k и W_n . Эта сумма называется полной механической энергией тела $W = W_k + W_n$.

Кинетическая энергия измеряется той работой, которую может совершить тело, имеющее скорость v и массу m , при его торможении до полной остановки:

$$W_k = mv^2/2. \quad (10.1)$$

Зависимость кинетической энергии от скорости и массы тела очевидна. Кусочек свинца, брошенный рукой с небольшой скоростью, не пробьет и фанеру, а пуля той же массы пробьет даже толстую доску, — так энергия зависит от скорости. А при равных скоростях двух тел разрушения, причиненные маленьким камешком и увесистым булыжником, будут весьма различными — так зависит энергия от массы.

Потенциальная энергия характеризует работу, которую тело может совершить при движении под действием силы тяготения. Чем выше поднято тело над Землей, тем большая работа ему посильна и, значит, тем больше его потенциальная энергия.

Вот на столе лежит гиря. В таком положении она не может двигаться под влиянием притяжения к Земле и совершать работу — значит, ее потенциальная энергия равна нулю. Но если подвинуть гирю на край стола и столкнуть ее вниз, потенциальная энергия появится, так как гиря получит возможность совершать работу. Результатом этой работы будет вмятина в полу. Причем ясно: чем выше стол, с которого падает гиря, чем больше масса гири, тем больше вмятина в полу и, значит, тем больше первоначальный запас потенциальной энергии. Но когда гиря легла на пол, ее потенциальная энергия опять равна нулю.

Потенциальная энергия зависит от того, на каком уровне условились считать ее равной нулю. Причем выбор этого уровня свободен. Для каждой задачи может быть выбран свой начальный уровень. Потому что имеет значение не абсолютное значение потенциальной энергии, а совершенная работа, которая зависит от изменения энергии от начального до конечного значения.

В астрономии и космонавтике потенциальная энергия рассчитывается по формулам:

$$W_{\pi} = -mgr; \quad g = GMm/r^2; \quad W_{\pi} = -GMm/r, \quad (10.2)$$

где M — масса центрального тела; m — масса тела, движущегося по орбите; r — расстояние до центра притяжения.

Почему появился минус? Это как раз и связано с выбором начального уровня, от которого отсчитывается потенциальная энергия.

Этот уровень целесообразно взять на бесконечно большом удалении от Земли. В самом деле, если $r = \infty$, то сила притяжения к Земле отсутствует, т. е. $F = GMm/r^2$, тело не сможет притягиваться к Земле и не сможет совершать работу — его энергия равна нулю. Но с другой стороны, мы знаем, что чем выше поднято тело, тем больший запас потенциальной энергии оно имеет, значит, приближение к Земле должно сопровождаться уменьшением потенциальной энергии. Для согласования этих двух условий в формулу для W_{π} вводят минус, полагая, что энергия уменьшается от нуля в сторону отрицательных значений. Таким образом, во всех точках орбиты потенциальная энергия спутника считается отрицательной.

Определим механическую энергию, которой обладает спутник, совершая полет по орбите. Для более экономной записи всех формул в дальнейшем будем считать, что масса спутника $m = 1$. Тогда для кинетической энергии спутника получим $W_k = v^2/2$, для потенциальной энергии $W_{\pi} = -GM/r$. Полная механическая энергия тела (на единицу массы) равна сумме обеих составляющих:

$$W = v^2/2 - GM/r. \quad (10.3)$$

Это соотношение называют интегралом энергии. Полная энергия спутника одинакова во всех точках орбиты (закон сохранения механической энергии). Подставив в частном случае в (10.3) значение скорости из (6.1), найдем полную энергию спутника на круговой орбите

$$W = -GM/(2r). \quad (10.4)$$

Она, естественно, меньше нуля и зависит от радиуса орбиты r : с увеличением радиуса орбиты полная энергия возрастает.

Определим теперь полную энергию спутника на эллиптической орбите. Для этого воспользуемся известным из механики соотношением для интеграла энергии

$$v^2 = GM \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right), \quad (10.5)$$

в котором r обозначает расстояние между текущей точкой орбиты A и центром притяжения F_1 (рис. 7.4); v — скорость спутника в этой точке. Путем несложных преобразований вместо (10.3) получим новое соотношение $v^2/2 - GM/r = -GM/(2a)$, из которого вытекает, что сумма кинетической энергии спутника (первое слагаемое в левой части) и потенциальной энергии (второе слагаемое), иначе — полная механическая энергия, составит

$$W = -GM/2a. \quad (10.6)$$

При полете по эллиптической орбите полная энергия спутника, одинаковая во всех точках орбиты, зависит только от ее большой полуоси ($m = 1$). Энергия считается отрицательной и возрастает, приближаясь к нулю, вместе с увеличением большой полуоси a . Заметим, что полная энергия W не зависит от эксцентриситета, поэтому все три орбиты, показанные на рис. 6.3, имеют одинаковые большие полуоси.

Скорость спутника достигает максимального значения v_n в перигее и минимального v_a — в апогее. Это легко объяснить: в перигее, когда спутник пролетает ближе всего к Земле, его потенциальная энергия имеет наименьшее значение, а кинетическая энергия — наибольшее (полная энергия постоянна). В апогее кинетическая энергия, а вместе с ней и скорость спутника, снижаются до минимального значения.

Интеграл энергии (10.3) вместе с формулами (7.2) дает возможность найти

$$v_a = v_{кр} \sqrt{\frac{1-e}{1+e}}; \quad v_n = v_{кр} \sqrt{\frac{1+e}{1-e}}; \quad (10.7)$$

где $v_{кр}$ обозначает круговую скорость (6.1), соответствующую радиусу орбиты $r = a$.

Угол наклона траектории γ обращается в нуль в двух точках эллиптической орбиты — в апогее и перигее. Секторная скорость S для эллиптической орбиты определяется соотношением

$$S = \sqrt{GMa(1-e^2)}, \quad (10.8)$$

она зависит от большой полуоси и эксцентриситета.

11. ПАРАБОЛИЧЕСКАЯ ТРАЕКТОРИЯ

Выясним, при каких условиях космолет может преодолеть притяжение Земли и удалиться от нее на бесконечно большое расстояние. Для этого потребуется определенная, достаточно большая скорость, которую должна сообщить ему ракета-носитель.

Если начальная скорость v больше $v_{кр}$, то в начальной точке A окажется перигей эллиптической орбиты, а в противоположной точке B — апогей (рис. 11.1). Если продолжать увеличивать скорость, то апогей B будет все дальше от Земли и настанет момент, когда апогей орбиты окажется на бесконечно большом расстоянии от Земли. Спутник никогда уже не вернется по орбите на Землю. Собственно, его и спутником назвать уже нельзя, это будет теперь межпланетный космолет.

Эллиптическая орбита разомкнется и станет параболой. Минимальное значение скорости, необходимое для такого перехода, называют параболической скоростью $v_{пар}$. Ее можно выявить из таких рассуждений.

Скорость космолета, если он удаляется от Земли, постепенно падает от начального значения v_n до нуля. Поэтому на бесконечно большом расстоянии от Земли, когда $v_n = 0$, кинетическая энергия космолета тоже обратится в нуль ($W_k = 0$). Но и потенциальная энергия там тоже считается равной нулю ($W_n = 0$), а следовательно, равна нулю и сумма — полная механическая энергия космолета относительно Земли ($W = 0$).

Полная энергия согласно соотношению $W = v^2/2 - GM/r$ имеет одно и то же значение в любой точке траектории, и если она равна нулю на бесконечно большом удалении от Земли, то она равна нулю и в начальной точке. Из равенства $v^2/2 - GM/r = 0$ найдем скорость, которую должна сообщить космолету ракета-носитель для полета по параболической траектории:

$$v_{пар} = \sqrt{2GM/r} = \sqrt{2v_{кр}^2}. \quad (11.1)$$

Параболическая скорость зависит от высоты — радиус-вектора r . Наибольшее значение она имеет на поверхности Земли ($r = R = 6371$ км). Эту величину $v_{пар0} = 11,2$ км/с называют второй космической скоростью.

Если начальная скорость космолета превышает параболическую ($v_n > v_{пар}$), то траектория космического полета будет гиперболой. Полная механическая энергия для параболы $W = 0$, для гиперболы $W > 0$.

Первый закон Кеплера определяет возможные траектории тела в центральном гравитационном поле. Сам Кеплер исследовал только случай эллиптических орбит. Закон в современной формулировке был дан позднее Ньютоном.

В зависимости от начальных условий расстояния r тела до центра притяжения O и его скорости v могут быть получены следующие виды траекторий (рис. 11.2).

1. При $v = 0$ тело падает отвесно, по направлению к центру притяжения.

2. Тело имеет начальную скорость v , направленную перпендикулярно к радиусу Om , т. е. $\gamma = 0$. Если $v < v_{кр}$, получим эллиптическую орбиту с апогеем в начальной точке. При этом орбита космо-

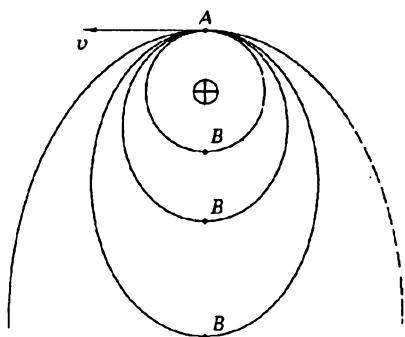


Рис. 11.1. Переход от эллиптической орбиты к параболической

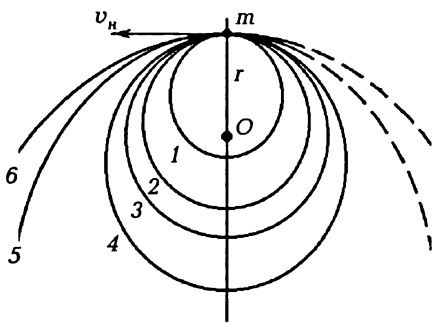


Рис. 11.2. Зависимость вида траектории от v_n

лета-спутника не должна пересекать поверхность Земли или входить в плотные слои атмосферы. При $\gamma \neq 0$ тоже получится эллипс.

3. Начальная скорость $v = v_{кр}$; $\gamma = 0$. Траектория тела — окружность.

4. Дальнейшее увеличение скорости при $\gamma = 0$, но так, чтобы $v < v_{пар}$, даст эллиптическую орбиту с перигеем в начальной точке. Эллипс получится и при $\gamma \neq 0$. Все рассмотренные выше случаи можно обобщить одним условием $0 < v < v_{пар}$ при любых значениях угла γ .

5. Если $v = v_{пар}$, получаем параболу. Значение угла γ произвольно, но траектория не должна пересекать поверхность Земли или плотные слои ее атмосферы.

6. При $v > v_{пар}$ тело движется по гиперболе.

12. ВОЗМУЩЕНИЯ ОРБИТ

До сих пор мы считали, что орбита спутника — эллипс (в частном случае — окружность), что она расположена в плоскости, занимающей постоянное положение в абсолютном пространстве, и имеет неизменную ориентацию в этой плоскости, постоянные размеры и форму. В действительности это неточно, так как движение спутника зависит от возмущающих сил, которые постепенно изменяют элементы орбиты.

В первую очередь на орбиту влияют несферичность Земли и неравномерное распределение масс на ее поверхности и в недрах (горы и массивы легких пород). Возмущения орбиты возникают также из-за сопротивления земной атмосферы, притяжения других небесных тел (Солнца, Луны), давления солнечного света — таков перечень основных возмущающих сил. Степень их влияния на движение спутника зависит от высоты полета (большой полуоси эллипса), от эксцентриситета и других элементов орбиты.

Подчеркнем, что возмущающие силы малы по сравнению с центральной гравитационной силой. Поэтому они не изменяют основного характера движения, которое остается близким к кеплеровскому, но искажают его.

Возмущения орбит делятся на вековые и периодические. Вековые непрерывно нарастают с течением времени (увеличиваются все время в одну и ту же сторону), периодические имеют колебательный характер. Очевидно, что на протяжении длительных полетов искажение орбитальных элементов происходит главным образом из-за вековых возмущений, и потому они более опасны.

Главные возмущения спутниковых орбит вызываются несферичностью Земли и сопротивлением атмосферы.

Несферичность Земли

Известно, что форма Земли отличается от шара: Земля несколько сплюснута у полюсов и близка к эллипсоиду вращения (эллипсоид Красовского). Малая полуось эллипсоида (рис. 12.1) совпадает с осью вращения Земли и равна $b = 6357$ км, большая полуось лежит в плоскости экватора, ее длина $a = 6378$ км (округленные значения). Средний радиус Земли (радиус шара, объем которого равен объему Земли) составляет $R = 6371$ км, длина большого круга у равновеликого шара 40 008 км.

Истинная форма Земли (геоид) очень сложна и не может быть представлена никакой известной математической фигурой. Изучение истинной формы Земли составляет одну из задач геодезии. Пролетая над разными районами несферичной Земли, спутник испытывает неодинаковые по абсолютному значению и направлению силы притяжения, что не может не сказаться на его орбите. Последствия несферичности Земли — два вековых возмущения: изменение положения восходящего узла и положение перигея.

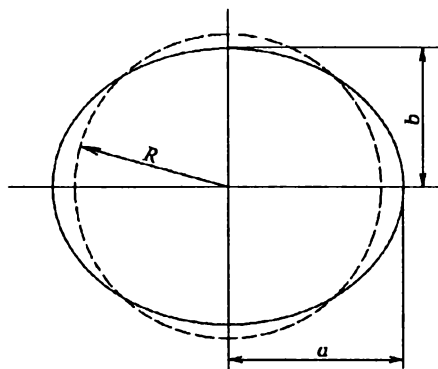


Рис. 12.1. Земля — эллипсоид вращения

Первое возмущение называют прецессией линии узлов: плоскость спутниковой орбиты изменяет свое пространственное положение, так что линия узлов медленно поворачивается в плоскости экватора — прецессирует. Для спутников с прямыми орбитами ($i < 90^\circ$) восходящий узел на каждом последующем витке оказывается западнее, чем на предыдущем.

Прецессия линий узлов зависит от наклона орбиты, ее

большой полуоси и эксцентриситета. Например, для круговой орбиты на высоте $h = 300$ км при наклонении $i = 60^\circ$ скорость прецессии составит около 5 мрад за оборот, или около 4° за сутки. Прецессия падает с увеличением наклонения, и, если наклонение $i = 90^\circ$, прецессия отсутствует. Для обратных орбит, когда $i > 90^\circ$, восходящий узел на каждом витке отстывает не к западу, а к востоку — прецессия линии узлов изменила знак.

Прецессия уменьшается на более высоких орбитах. Она не зависит от вращения Земли, и для земного наблюдателя суммируется с кажущимся смещением плоскости орбиты на Запад.

Другое возмущение, которое обусловлено несферичностью Земли, называется прецессией линии апсид. Оно заключается в том, что линия апсид (линия, соединяющая перигей и апогей орбиты) медленно поворачивается в плоскости орбиты. Анализ показывает, что такая прецессия отсутствует, если орбита имеет наклонение $i = 63,4^\circ$. При наклонении $i < 63,4^\circ$ перигей прецессирует в ту же сторону, в которую обращается спутник; при $i > 63,4^\circ$ — в противоположную сторону. Это обстоятельство учитывают, если положение апогея или перигея орбиты относительно поверхности Земли имеет значение (например, у спутников «Молния»).

Скорость прецессии линии апсид зависит от высоты орбиты и эксцентриситета. Например, при таких элементах орбиты: наклонение $i = 45^\circ$, высота в апогее $h_a = 300$ км, эксцентриситет $e = 0,1$ — скорость прецессии составит около 9 мрад за оборот (8° за сутки). Прецессия линии апсид ослабевает с ростом высоты полета.

Помимо несферичности Земли в точных расчетах приходится учитывать аномалии силы тяжести, вызываемые неравномерным распределением масс в недрах и на поверхности Земли. Влияние этих аномалий на орбиту относительно невелико, значительно меньше, чем влияние несферичности. Искажения гравитационного поля, вызываемые неравномерным распределением масс, очевидно, зависят от районов земной поверхности, над которыми пролетает спутник. Влияние гравитационных аномалий уменьшается с ростом высоты полета.

Сопротивление атмосферы

Вековые возмущения спутниковых орбит возникают вследствие сопротивления орбитальному полету земной атмосферы. Сила сопротивления зависит от плотности окружающей воздушной среды в первой степени и от квадрата так называемой воздушной скорости, т. е. скорости относительно набегающего воздушного потока. Кроме того, сила сопротивления зависит от площади миделева сечения тела в плоскости, расположенной перпендикулярно к вектору воздушной скорости.

При скоростях, близких к круговой скорости, полет на высотах менее 100 км ведет к катастрофическим последствиям —

колоссальные механические нагрузки и разогрев спутника вызовут его разрушение и сгорание.

С ростом высоты сила сопротивления уменьшается, и на высотах около 200 км становится возможным непродолжительный полет по круговой орбите. Однако и на больших высотах, составляющих сотни и тысячи километров, сопротивление воздушной среды продолжает сказываться на элементах орбиты.

При эллиптических орбитах наибольшее торможение в атмосфере происходит у перигея, где скорость спутника и плотность воздуха наибольшие.

Предположим, что первоначальная орбита спутника эллиптическая, сильно вытянутая. При каждом пролете спутника в районе перигея (вначале пролеты будут кратковременными) спутник тормозится, преодолевая сопротивление воздуха. Его полная механическая энергия $W = -GM/(2a)$ уменьшится, следовательно, должна уменьшиться большая полуось орбиты. Это происходит в основном за счет высоты апогея, поэтому орбита мало-помалу округляется, разница по высоте между апогеем и перигеем становится менее значительной. Теперь дуга у перигея, на которой происходят основные потери механической энергии, возрастает. В конце концов траектория спутника приобретает форму окружности, а затем характер нисходящей спирали, и на высоте около 100 км спутник резко устремится вниз и прекратит полет. Уменьшение высоты (большой полуоси эллипса), естественно, сопровождается постепенным уменьшением периода обращения и ростом скорости спутника.

Сопротивление атмосферы — главная причина, которая ограничивает время жизни спутника, т. е. промежуток времени от рассматриваемого момента до прекращения полета. Время жизни спутника можно найти по графику, изображенному на рис. 12.2. Оно зависит от элементов орбиты, а также от баллистического коэф-

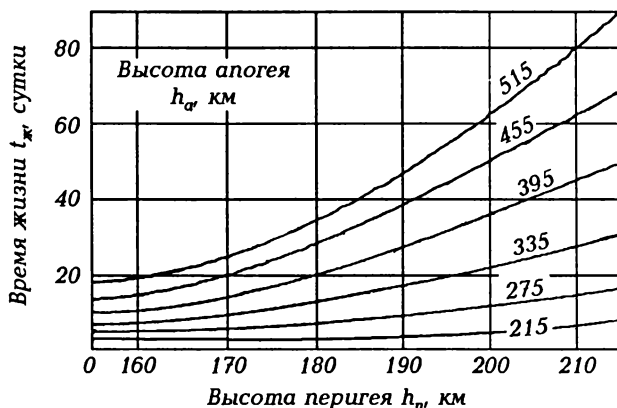


Рис. 12.2. Время жизни спутника

фициента $q = c_x S_M / m$, где c_x — коэффициент аэродинамического сопротивления, который принимают постоянным для всех высот орбитального полета и равным 2,10–2,15; S_M — миделево сечение спутника; m — его масса.

График на рис. 12.2 построен для спутников с баллистическим коэффициентом $q = 0,034 \text{ см}^2/\text{г}$. Для других значений коэффициента q время жизни спутника, найденное из графика, нужно изменить обратно пропорционально отношению величины q для реального спутника к 0,034.

Из остальных возмущений отметим влияние Луны и Солнца: при невысоких орбитах оно незначительно и становится заметным только на высотах в несколько тысяч километров. Световое давление солнечных лучей в точных расчетах приходится учитывать начиная с высоты 400–500 км.

13. УПРАВЛЕНИЕ ОРБИТАМИ

Под управлением орбитами понимают целенаправленные изменения орбитальных элементов. Может потребоваться, например, скорректировать высоту орбиты, период обращения спутника, изменить положение апогея или перигея орбиты и т. п. Это можно осуществить, если в расчетный момент времени включить на спутнике ракетный двигатель, чтобы увеличить, уменьшить или повернуть вектор орбитальной скорости. Двигатель включается на короткое время, поэтому считают, что приращение скорости, или, как говорят, импульс скорости Δv , образуется практически мгновенно.

Коррекция орбиты

Коррекция орбиты подразумевает относительно небольшие изменения («исправление») орбитальных элементов. Она может понадобиться в двух случаях: во-первых, после запуска спутника, если различия между необходимой орбитой и той, которая реально получена, не укладываются в установленные допуски; во-вторых, в длительном полете для устранения накопившихся с течением времени возмущений и восстановления первоначальной орбиты. Например, высота полета орбитального пилотируемого комплекса «Мир» постепенно падает из-за сопротивления воздуха и орбиту периодически поднимают, т. е. корректируют. Другой пример: спутник иногда выводят на заведомо неточные (промежуточные) орбиты, специально предусматривая в программе выведения последующую коррекцию. При высоких требованиях к точности такое двухэтапное выведение оказывается более простым в технической реализации.

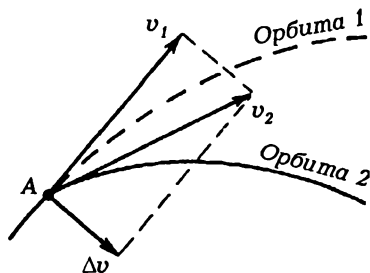


Рис. 13.1. Плоская коррекция

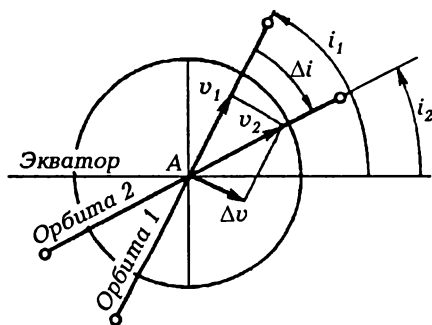


Рис. 13.2. Пространственная коррекция

На рис. 13.1 показаны участки двух орбит: старой 1 (до коррекции) и новой 2 (после коррекции). Чтобы перевести спутник в точке A на новую орбиту, нужно изменить его скорость v_2 на v_1 согласно векторной сумме $v_2 = v_1 + \Delta v$.

Коррекция, представленная на рис. 13.1, называется плоской (обе орбиты 1 и 2 лежат в одной плоскости). В иных случаях может потребоваться пространственная коррекция, когда наряду с возможными изменениями других элементов поворачивается орбитальная плоскость. Примером может служить изменение наклона i . Тогда импульс скорости Δv должен быть создан в общей точке старой 1 и новой 2 орбит — в одном из узлов A (рис. 13.2). Наклоны старой и новой орбит равны i_1 и i_2 ; плоскость орбиты повернулась на угол Δi , который зависит от абсолютного значения и направления импульса Δv .

Бортовая двигательная установка жестко закреплена на спутнике, поэтому коррекция орбиты включает в себя две основные операции: ориентацию в пространстве самого спутника (т. е. линии, по которой будет действовать сила тяги двигательной установки) и включение двигателя в расчетный момент и на заданное время для получения приращения скорости Δv .

Разберем типичную последовательность операций при коррекции орбиты. Проведению коррекции предшествуют расчеты углов, на которые должен быть развернут спутник, импульса скорости Δv и момента времени, когда должна быть включена корректирующая двигательная установка. Рассчитанные параметры во время очередного сеанса связи передают по радио на спутник и вводят в память бортового программно-временного устройства. Исходные данные для коррекции, передаваемые на борт, называются уставками.

Ориентация спутника начинается с того, что в пространстве фиксируется положение одной из его осей. Например, можно с помощью оптико-электронного датчика и реактивных микродвигателей направить эту ось на Солнце. Аппаратура ориентации просматривает небесную сферу, находит Солнце и совмещает с на-

правлением на Солнце оптическую ось датчика. Поиск Солнца и слежение за ним осуществляются поворотом самого спутника.

Ориентация одной из трех осей недостаточна, так как спутник имеет возможность вращаться вокруг этой оси. Для однозначности положения необходимо еще одну ось спутника направить на второй небесный ориентир — Землю, Луну или яркую звезду.

Положение жестко ориентированного спутника запоминается гироскопическими приборами. После этого по командам бортового программно-временного устройства спутник разворачивается на углы, заданные уставками, и занимает в пространстве положение, необходимое для предстоящей коррекции. Во время работы корректирующего двигателя это положение сохраняется с помощью гироскопической аппаратуры.

В расчетное время включается корректирующая двигательная установка. Продолжительность ее работы зависит от заданного импульса скорости Δv . Необходимую продолжительность можно определить, измеряя и интегрируя линейные ускорения: если ускорение спутника равно w , то $\Delta v = \int w dt$. Двигатель выключают тогда, когда приращение скорости, определяемое интегратором, окажется равным уставке по скорости, хранящейся в памяти бортового программно-временного устройства.

Орбитальные переходы

Орбитальный переход — это изменение движения спутника, при котором старая и новая орбиты различаются существенно. Могут быть два случая. Первый случай: обе орбиты имеют общую точку (пересекаются или касаются одна другой), тогда орбитальный переход отличается от коррекции только значением импульса Δv .

Второй случай: обе орбиты не имеют общих точек (рис. 13.3). Теперь переход можно осуществить только в два приема. Сначала, включив ракетный двигатель в точке A , переводят спутник с первоначальной орбиты 1 на переходную орбиту — дугу эллипса AB . Повторное включение двигателя в точке B переводит полет на конечную орбиту 2. Как видно, в этом случае требуются два импульса скорости Δv_1 и Δv_2 — в точках A и B .

Орбитальный переход может быть плоским, если обе орбиты 1 и 2 лежат в одной плоскости, и пространственным, если при переходе изменяется плоскость орбиты.

Процесс выведения некоторых спутников сопровождается и орбитальными переходами, и коррекци-

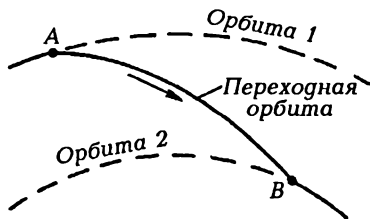


Рис. 13.3. Орбитальный переход

ями орбиты. К ним относятся, например, стационарные спутники «Радуга», «Экран», «Горизонт» или спутники с высокими эллиптическими орбитами «Молния». Для них предусмотрено первоначальное выведение на низкую промежуточную орбиту, в заданной точке которой спутнику сообщают импульс скорости для перехода на высокую орбиту. У стационарных спутников при этом осуществляется поворот плоскости орбиты, чтобы получить $i \approx 0$. Вторая промежуточная — высокая — орбита имеет период обращения, несколько отличающийся от заданного (звездные сутки для стационарных спутников или половина звездных суток для «Молнии»). Поэтому в завершение процесса выведения предусматривается коррекция орбиты.

Рассмотрим один тип орбитального перехода, часто встречающийся в практической космонавтике: обе орбиты — круговые, концентрические — находятся в одной плоскости. Предположим (рис. 13.4), что первоначальная орбита имеет меньший радиус, чем конечная орбита ($R_1 < R_2$).

Главное условие при выборе переходной орбиты — наименьшие общие затраты энергии ракетного топлива и, значит, минимальные приращения скоростей Δv_1 и Δv_2 . Затраты энергии будут минимальными в том случае, если переходная орбита выбрана в виде половины эллипса, который касается старой и новой орбит на концах их общего диаметра — в точках A и B , и если эти точки совпадают с перигеем и апогеем переходного эллипса. В самом деле, для перелета с орбиты 1 на орбиту 2 любой эллипс потребует меньшей энергии, чем парабола или гипербола, а из всех возможных эллипсов энергия будет минимальной при полете по дуге эллипса AB , у которого длина полуоси a наименьшая, и суммируемые скорости направлены по одной оси (п. 7).

В точке A вектор орбитальной скорости v_1 на первоначальной орбите 1 и скорость $v_{\text{перех } 1}$, свойственная переходной орбите в точке A , направлены по одной линии — по общей касательной к окружности и эллипсу. По этой же линии направлен импульс скорости Δv_1 .

Импульс должен быть разгонным: $v_{\text{перех } 1} = v_1 + \Delta v_1$. Это следует из сравнения полной механической энергии $W = -GM/(2a)$ для начальной и переходной орбит в точке A . Большие полуоси орбит: $a_1 = R_1$ и $a_{\text{перех}} = (1/2)(R_1 + R_2)$. Видно, что $a_1 < a_{\text{перех}}$, следовательно, полная энергия спутника больше на переходной орбите. Но в точке касания A потенциальные составляющие энергии одинаковы, откуда вытекает, что $v_{\text{перех } 1} > v_1$ и требуется разгонный импульс Δv_1 .

В точку B спутник придет со скоростью $v_{\text{перех } 2}$, уменьшившейся по сравнению с $v_{\text{перех } 1}$. Чтобы прервать полет по эллипсу (пунктирная линия на рис. 13.4) и направить движение по новой, более высокой круговой орбите 2, нужен второй разгонный импульс Δv_2 , расположенный по общей касательной к обеим орбитам в точке B .

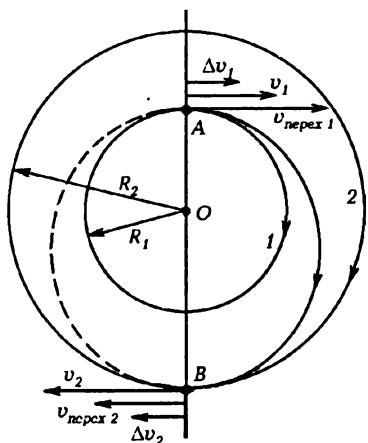


Рис. 13.4. Переход между круговыми орбитами, $R_2 > R_1$

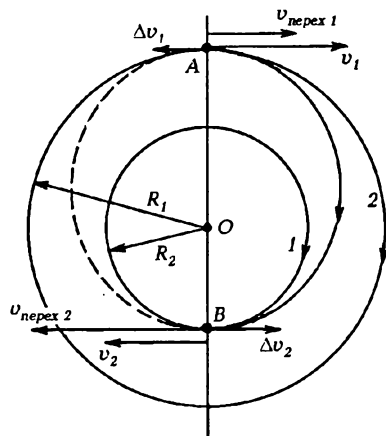


Рис. 13.5. Переход между круговыми орбитами, $R_2 < R_1$

Значение разгонного импульса найдем из условия $v_2 = v_{\text{перех } 2} + \Delta v_2$, где v_2 — круговая скорость для конечной орбиты.

Нет необходимости подробно разбирать случай, когда первоначальная круговая орбита имеет больший радиус, чем радиус конечной орбиты (рис. 13.5). При $R_1 > R_2$ оба импульса скорости будут тормозными. Их значения Δv_1 и Δv_2 найдем из условий, что начальная скорость спутника на переходной орбите $v_{\text{перех } 1} = v_1 - \Delta v_1$, а круговая скорость для конечной орбиты $v_2 = v_{\text{перех } 2} - \Delta v_2$. Все остальные соображения, высказанные выше, остаются справедливыми и для этого случая.

Стыковка и посадка

Посадкой на Землю завершается каждый пилотируемый космический полет. Но и многие автоматические космолеты возвращаются на Землю после завершения программы полета: это нужно, например, для исследования в лабораториях сплавов, полученных в космосе, для использования фотоснимков, передача которых с орбиты по радио недопустимо уменьшила бы детальность изображения, и т. д.

Траекторию спутника при снижении с орбиты и посадке на Землю можно разбить на два участка. На первом из них, высоко над Землей, когда можно пренебречь сопротивлением атмосферы, движение определяет сила земного притяжения. На меньших высотах, где спутник попадает в слои атмосферы со значительной плотностью, определяющими становятся аэродинамические силы, которые вызывают отрицательные ускорения, в несколько раз превышающие ускорение силы тяжести. Кроме того, полет в плотных слоях атмосферы сопровождается сильным нагревом спутника.

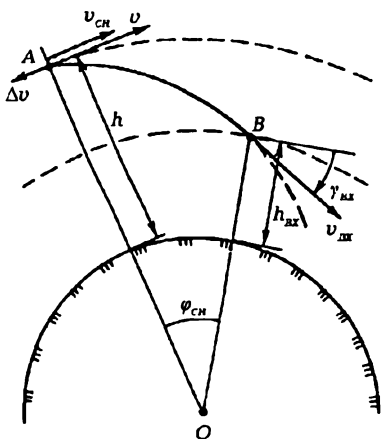


Рис. 13.6. Снижение с орбиты

Во время продвижения в атмосфере ускорение спутника (или перегрузка w/g) сначала нарастает по абсолютной величине, на некоторой высоте достигает максимума и затем уменьшается (g — ускорение силы тяжести на поверхности Земли). Максимальное ускорение зависит от угла входа в атмосферу, т. е. от угла $\gamma_{вх}$ между вектором скорости и местным горизонтом на высоте $h_{вх}$, которую условно принимают за границу плотных слоев атмосферы (рис. 13.6).

Считают, что эта граница расположена на высоте 100 км. Чтобы перегрузки w/g не превзо-

шли опасного уровня, углы входа в атмосферу должны быть не больше нескольких градусов.

Для перевода спутника на траекторию снижения ему нужно сообщить в расчетной точке орбиты A тормозной импульс скорости Δv . Включению тормозного двигателя предшествует ориентация спутника, как и при коррекции орбиты.

Траектория снижения AB — дуга эллипса, которая определяется результирующей скоростью $v_{сн}$, равной разности между вектором орбитальной скорости v и импульсом Δv . На рис. 13.6 оба вектора направлены по одной линии, следовательно, начальная скорость снижения $v_{сн} = v - \Delta v$. В точке B спутник со скоростью $v_{вх}$ входит в плотные слои атмосферы.

Если в точке A известны значения орбитальной скорости v , высоты полета h , импульса скорости Δv и, следовательно, начальной скорости снижения $v_{сн}$, то можно определить величины, характеризующие точку B, в которой спутник входит в атмосферу: скорость $v_{вх}$ — по интегралу энергии (10.3), угол $\gamma_{вх}$ — по интегралу площадей ($S = r \cos \gamma$). Можно рассчитать угол $\varphi_{сн}$, который характеризует дальность полета спутника от момента включения тормозного двигателя до входа в плотные слои атмосферы, рассчитать атмосферный участок траектории и найти точку приземления.

Траектория спутника (его спускаемого отсека) в плотных слоях атмосферы может быть баллистической, когда аэродинамическая подъемная сила отсутствует, и планирующей, когда используется подъемная сила. Снижение по баллистической траектории в техническом отношении проще, но сопровождается значительными перегрузками, возникающими при торможении в атмосфере, и сильным нагревом. Для планирующего снижения характерны меньшие перегрузки спускаемого отсека. К достоин-

ствам планирующего снижения относится возможность управлять спускаемым отсеком до самого приземления.

Стыковка принадлежит к неотъемлемым этапам пилотируемых полетов: космические корабли «Союз ТМ» доставляют экипажи на орбитальный комплекс «Мир», к нему пристыковываются грузовые корабли «Прогресс М» и специализированные модули. Пристыковка к базовому блоку все новых модулей, по отдельности выводимых на орбиту, — перспективный путь освоения космического пространства.

Решение задачи сближения и стыковки двух космолетов, например пилотируемого космического корабля «Союз ТМ» с орбитальным комплексом «Мир», начинается задолго до старта «Союза». Нужно так выбрать момент старта, чтобы орбита космического корабля оказалась в одной плоскости с орбитой «Мира», проходила бы несколько ниже, а сам «Союз» оказался бы позади орбитального комплекса. При таких условиях «Союз», имея большую орбитальную скорость, начинает нагонять «Мир».

Во время полета траекторию «Союза» несколько раз корректируют, в результате «Союз ТМ» и «Мир» сближаются до расстояния, на котором вступает в действие бортовая аппаратура стыковки. Последующие операции осуществляются автоматически или с участием экипажа.

14. СФЕРА ДЕЙСТВИЯ

По закону всемирного тяготения две материальные точки притягивают друг друга с силой, пропорциональной произведению их масс и обратно пропорциональной квадрату расстояния между ними. Та же зависимость сохраняется для физических тел, если они имеют сферически симметричную структуру: каждое такое тело можно заменить материальной точкой, расположенной в его геометрическом центре (гл. I). Если первое тело имеет массу M , а второе массу m , то сила F_{12} , действующая на первое тело вследствие притяжения ко второму, равна силе F_{21} , приложенной ко второму телу. Обе силы направлены по одной прямой навстречу друг другу.

Равные силы создают неравные ускорения, если не равны массы тел. Ускорение, испытываемое первым телом, $w_{12} = F_{12}/M = Gm/r^2$. При $m < M$ второе тело приобретает большее ускорение. Если усилить неравенство $m \ll M$, то ускорение w_{12} станет пренебрежимо малым. Иными словами, относительные перемещения тела m не влияют на положение тела M в абсолютном пространстве, т. е. тело M можно считать неподвижным. Именно поэтому, рассматривая в гл. I полет спутника, мы учитывали его притяжение к Земле (ускорение w_{21}) и даже не упоминали о притяжении Земли к спутнику (ускорение w_{12}).

Предположим, что в абсолютном пространстве перемещаются, повинаясь силам тяготения, три сферически симметричных тела (рис. 14.1): первое M_1 (Солнце), второе M_2 (Земля) и третье m (межпланетная станция). Принятые здесь обозначения тел одновременно дают сведения об их массах. Известно, что масса Земли в 333 000 раз меньше массы Солнца, и, значит, справедливы неравенства $M_2 \ll M_1$; $m \ll M_2$. Поэтому считаем, что $w_{12} = w_{13} = w_{23} = 0$, и рассмотрим ускорения:

$$w_{21} = \frac{GM_1}{r_1^2}; \quad w_{32} = \frac{GM_2}{r_2^2}; \quad w_{31} = \frac{GM_1}{(r_1 - r_2)^2}, \quad (14.1)$$

где r_1 и r_2 — расстояния между телами, обозначенные на рис. 14.1.

Когда известно относительное ускорение двух тел, можно определить для каждого момента времени их относительную скорость и взаимное расположение в пространстве. Ускорение межпланетной станции относительно Земли характеризуется суммой $w_{\text{отн}} = w_{32} + w_{21} - w_{31}$. В какую сторону направлено результирующее ускорение — к Земле или к Солнцу — зависит от положения точки m , т. е. от расстояний r_1 и r_2 на рис. 14.1.

Если учесть соотношения (14.1), то увидим, что вблизи Земли ускорение $w_{отн}$ направлено к Земле (имеет положительное значение), т. е. около Земли существует область пространства, в пределах которой решающее влияние на движение межпланетной станции имеет Земля; за пределами этой области, ближе к Солнцу, ускорение $w_{отн}$ направлено к Солнцу (становится отрицательным), и решающая роль переходит к Солнцу.

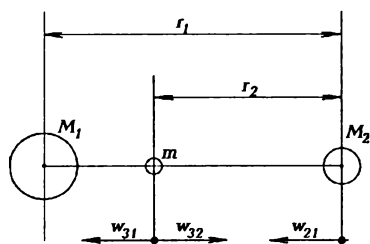


Рис. 14.1. Полет в полях тяготения Земли и Солнца

Рассмотрим полет межпланетной станции, например, к Марсу. В самом начале пути тяготение к Земле преобладает над тяготением к Солнцу. Приблизительно можно даже считать, что влияние Солнца здесь вообще отсутствует, и рассматривать движение космолета как невозмущенное движение в гравитационном поле Земли. Но ускорение по направлению к Земле зависит от квадрата расстояния между телами, оно быстро падает, и вскоре определяющим становится ускорение в сторону Солнца, а ускорение к Земле окажется пренебрежимо малым. Аналогичные явления, только в обратном порядке, наступают при сближении космолета с Марсом.

Учет одновременного притяжения космолета к двум небесным телам (в нашем примере к Земле и Солнцу, к Солнцу и Марсу) вызывает математические трудности, но при ориентировочных расчетах эти трудности обходят, вводя понятие о сферах действия. Предшествующий рассказ наводит на предположение, что небесные тела (в нашем примере Земля и Марс) можно окружить замкнутыми поверхностями — сферами действия — и считать, что внутри них полет зависит от притяжения к планете (к Земле, Марсу) и не зависит от притяжения к Солнцу, а вне этих поверхностей зависит только от Солнца. Разумеется, этот расчет приводит к приближенному решению, но во многих случаях его точность бывает вполне достаточной.

Сферу действия небесного тела рассматривают относительно другого, центрального, тела: для планет — относительно Солнца, для Луны — относительно Земли и т. д. Под сферой действия Солнца подразумевают все окосолнечное пространство, в котором находятся тяготеющие к нему небесные тела — планеты со своими спутниками, кометы и др.

Радиус сферы действия, например, Марса ρ_M относительно Солнца определяют соотношением

$$\rho_M = a_M (M_M / M_C)^{2/5}, \quad (14.2)$$

где a_M — большая полуось (средний радиус) орбиты Марса; M_M и M_C — массы Марса и Солнца.

Аналогично могут быть рассчитаны радиусы сферы действия Венеры ρ_V и Земли ρ относительно Солнца, Луны ρ_L относительно Земли. Расчеты дают такие значения: $\rho_M = 574\,000$ км, $\rho_V = 615\,000$ км, $\rho = 925\,000$ км, $\rho_L = 66\,000$ км. Отметим, что эти сферы действия очень малы по сравнению с размерами орбит. Например, отношение радиуса сферы действия Земли к радиусу ее орбиты меньше 0,01.

15. ПОЛЕТ К ПЛАНЕТАМ

Полет начинается с выведения межпланетной станции на невысокую круговую орбиту вокруг Земли. В расчетной точке этой промежуточной орбиты включают ракетный двигатель и переводят станцию на межпланетную траекторию. Рассмотрим это на примере полета к Марсу.

Полет к Марсу разделим на три этапа (рис. 15.1): в сфере действия сначала Земли *I*, потом в сфере действия Солнца *II* и, наконец, в сфере действия Марса *III*. Этапы полета обозначены цифрами 1, 2, 3. Подавляющая часть пути приходится на второй этап — перелет между орбитами Земли и Марса. Переходную орбиту (дуга *AB* на рис. 15.2) выбирают близкой к полуэллиптической траектории, требующей минимальной энергии. Считаем, что орбиты Земли и Марса — круговые и лежат они в одной и той же плоскости (направление обращения планет, показанное на рисунке, выбрано из соображений наглядности, хотя оно и не совпадает с принятым в литературе по астрономии).

На первом этапе полета — в сфере действия Земли — воспользуемся абсолютной геоцентрической системой координат (рис. 15.3). Ракета-носитель сообщает космолету начальную скорость $v_{н1}$. Предположим, что эта скорость приобретает мгновенно на самой поверхности Земли (было бы нетрудно рассмотреть и старт с промежуточной орбиты). При удалении от старта скорость постепенно падает и на границе сферы действия Земли получает значение $v_{к1}$, которое можно рассчитать по закону сохранения энергии:

$$\frac{v_{н1}^2}{2} - \frac{GM}{R} = \frac{v_{к1}^2}{2} - \frac{GM}{\rho}, \quad (15.1)$$

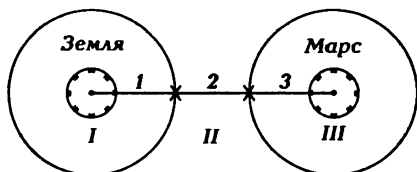


Рис. 15.1. Межпланетный полет и сферы действия

где R и M — средний радиус и масса Земли.

Полет на втором этапе — в сфере действия Солнца — рассмотрим в абсолютной гелиоцентрической системе координат. Сама сфера действия Земли движется в гелиоцентрической сис-

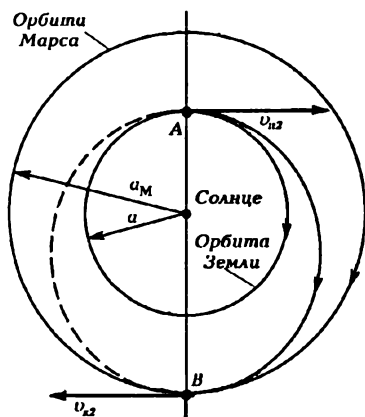


Рис. 15.2. Полет к Марсу

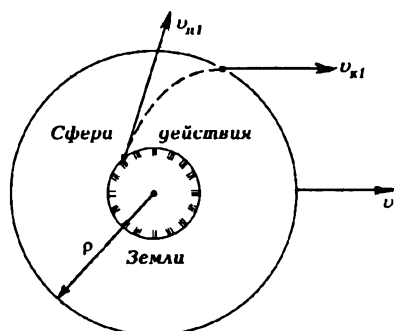


Рис. 15.3. Движение в сфере действия Земли (у точки A на рис. 15.2)

теме с орбитальной скоростью $v = 29,8$ км/с. Если учесть, что обе скорости v_{k1} и v направлены в одну сторону, то начальная скорость для второго этапа

$$v_{n2} = v + v_{k1}. \quad (15.2)$$

Переходная орбита AB на рис. 15.2 — это половина эллипса, у которого перигелий A касается орбиты Земли, афелий B — орбиты Марса, большая полуось равна полусумме радиусов орбит Земли a и Марса a_M , т. е. $a_{\text{перех}} = (1/2)(a + a_M)$.

Необходимые значения начальной скорости v_{n2} и конечной скорости v_{k2} для второго этапа найдем по формуле (10.5):

$$v_{n2}^2 = GM_C \left(\frac{2}{a} - \frac{1}{a_{\text{перех}}} \right); \quad v_{k2}^2 = GM_C \left(\frac{2}{a_M} - \frac{1}{a_{\text{перех}}} \right), \quad (15.3)$$

где $GM_C = 1,3 \cdot 10^{11}$ км³/с².

Теперь можно вернуться к первому этапу полета и рассчитать скорости v_{k1} и v_{n1} по формулам (15.2) и (15.1).

Расчет третьего этапа — полета в сфере действия Марса (рис. 15.4) в абсолютной планетоцентрической системе координат — выполним на основе интеграла энергии. Из сравнения больших полуосей переходной орбиты и орбиты Марса (см. рис. 15.2) видно, что в точке B гелиоцентрическая скорость космолета меньше, чем орбитальная скорость Марса. Поэтому начальная скорость v_{n3} в сфере действия Марса, если считать, что скорости направлены по одной прямой,

$$v_{n3} = v_M - v_{k2}, \quad (15.4)$$

где $v_M = 24,1$ км/с — орбитальная скорость Марса.

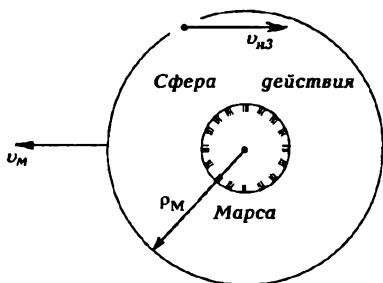


Рис. 15.4. Движение в сфере действия Марса (у точки В на рис. 15.2)

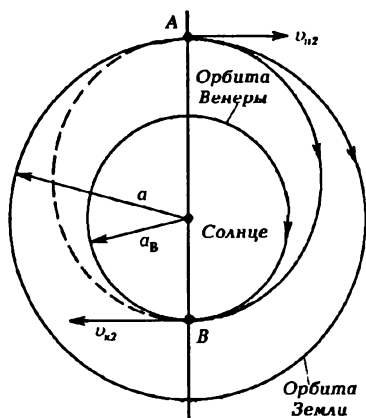


Рис. 15.5. Полет к Венере

Траектория космического полета в окрестности Марса зависит от того, как скорость $v_{н3}$ соотносится с параболической скоростью, рассчитанной на границе его сферы действия:

$$v_{\text{пар}} = \sqrt{2GM_M/r_M}. \quad (15.5)$$

Траектория может быть эллипсом, если $v_{н3} < v_{\text{пар}}$, параболой при $v_{н3} = v_{\text{пар}}$ и гиперболой при $v_{н3} > v_{\text{пар}}$. Численный расчет приводит к ответу: траектория космолета в сфере действия Марса — гипербола.

Отметим характерную черту полета к Марсу: в начальной точке переходной орбиты (точка А на рис. 15.2) гелиоцентрическая скорость $v_{н2}$ должна быть больше, чем орбитальная скорость Земли ($v_{н2} < v$); именно сложение скоростей $v_{к1}$ и v создает условия для перелета.

Для этого межпланетная станция должна выйти из сферы действия Земли (рис. 15.3) в направлении ее орбитального движения (можно сказать «вперед»).

Полет к Венере, орбита которой имеет радиус a_B меньший, чем орбита Земли a (рис. 15.5), требует, наоборот, «притормозить» межпланетную станцию, уменьшить ее скорость в точке А по сравнению с орбитальной скоростью Земли v , так чтобы выполнить условие $v_{н2} < v$. Для этого станция должна выйти из сферы действия нашей планеты (т. е. «назад»).

В этом состоит единственное различие между полетами к Марсу и Венере, в остальном полет к Венере рассчитывают точно так же, как полет к Марсу.

16. ПОЛЕТ У ПЛАНЕТЫ

Полет в сфере действия планеты-цели (например, Марса, рис. 15.4) начинается на границе ее сферы действия с гиперболической скоростью $v_{н3}$ и может привести к одному из трех результатов: попаданию в планету, движению мимо планеты по пролетной траектории или переходу межпланетной станции на орбиту искусственного спутника. Рассмотрим все эти случаи.

На рис. 16.1 представлены условия попадания в планету. Войдя в сферу действия планеты в точке A со скоростью $v_{н3}$, космолет движется относительно Марса по гиперболе ABC . Условие попадания: расстояние от центра Марса O до точки B наибольшего сближения космолета с планетой должно быть равно радиусу планеты R_M или меньше его. Иными словами, гиперболическая траектория ABC должна пересечь поверхность планеты или, по крайней мере, коснуться ее в точке B .

Если бы притяжение к Марсу отсутствовало, то при тех же условиях в точке входа в сферу действия планеты космолет полетел бы по асимптотической прямой AD и кратчайшее расстояние от центра планеты было бы OF . Это расстояние и определяет предельный промах, при котором искривление траектории благодаря притяжению к планете все-таки обеспечивает попадание в нее. Очевидно, если расчетный промах меньше OF , попадание произойдет заведомо. Расстояние OF можно определить, зная абсолютное значение и направление скорости $v_{н3}$. Эти рассуждения, разумеется, не учитывают влияние атмосферы, если оно есть у планеты.

Скорость соударения v_B в точке B (рис. 16.1) найдем из условия сохранения полной механической энергии ($GM_M = 4,3 \cdot 10^4 \text{ км}^3/\text{с}^2$):

$$\frac{v_{н3}^2}{2} - \frac{GM_M}{r_M} = \frac{v_B^2}{2} - \frac{GM_M}{R_M}. \quad (16.1)$$

При такой посадке (ее называют жесткой) космолет неминуемо разобьется; для мягкой посадки нужно погасить скорость соударения до безопасного значения. Для небесных тел, лишенных атмосферы, есть только один путь — включение тормозного ракетного двигателя незадолго до соударения. Наличие атмосферы открывает иные пути — использование аэродинамических поверхностей, создающих подъемную силу, парашютов и др.

Второй случай — движение по пролетной гиперболической траектории (рис. 16.2): космолет огибает планету и снова выходит из ее сферы дейст-

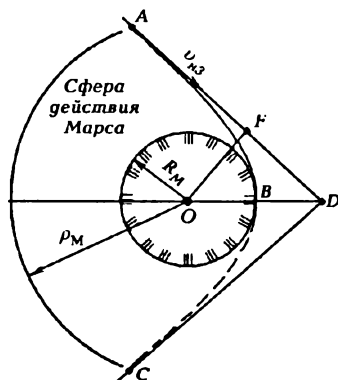


Рис. 16.1. Условия попадания в планету

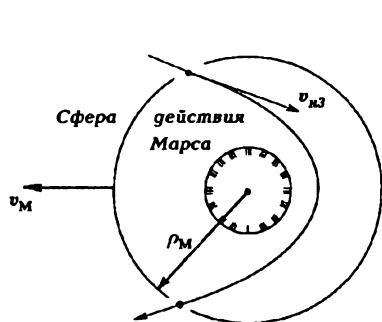


Рис. 16.2. Пролетная гиперболическая траектория

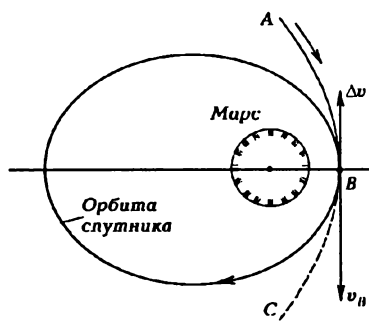


Рис. 16.3. Искусственный спутник планеты

вия. Закон сохранения механической энергии требует, чтобы начальная $v_{нз}$ и конечная $v_{кз}$ скорости в планетоцентрической системе координат были равны. Скорость космолета в гелиоцентрической системе (после выхода его из сферы действия Марса, т. е. уже на четвертом этапе полета) зависит от орбитальной скорости Марса v_M (рис. 16.2). Сообразно со значением и направлением вектора $v_{кз}$ результирующая гелиоцентрическая скорость может иметь различные значения и направления. Этот способ изменения гелиоцентрической скорости часто применяют в межпланетной космонавтике.

Чтобы получить искусственный спутник планеты (третий случай), нужно в одной из точек пролетной траектории ABC — в точке B на рис. 16.3 — погасить излишек скорости v_B , но так, чтобы новая скорость была достаточной для полета вокруг планеты по эллиптической или круговой орбите. Тормозной импульс скорости Δv , создаваемый ракетным двигателем в точке B , должен быть выбран из условия $(v_B - \Delta v) < v_{пар}$, где $v_{пар}$ — параболическая скорость в выбранной точке.

17. ДАТА СТАРТА

Первостепенное требование при любом космическом запуске — экономно расходовать ракетное топливо. Поэтому, как уже известно читателю, для межпланетных полетов предпочтительны траектории, близкие к полуэллиптическим орбитам минимальной энергии: космолет стартует с Земли (с промежуточной орбиты) в точке A (рис. 15.2 и 15.5), а сближается с планетой-целью в точке B , по другую сторону того же диаметра AB , совершив перелет на угловую дальность 180° . Но, оказывается, такой выбор траектории приводит к жестким ограничениям при определении даты старта с Земли.

Предварительно найдем время, которое нужно для перелета с Земли, например к Марсу, по дуге эллипса. Оно равно половине

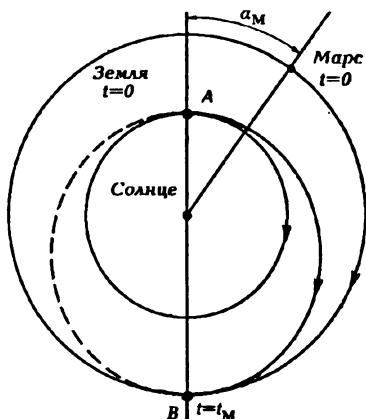


Рис. 17.1. Условие встречи межпланетной станции с Марсом

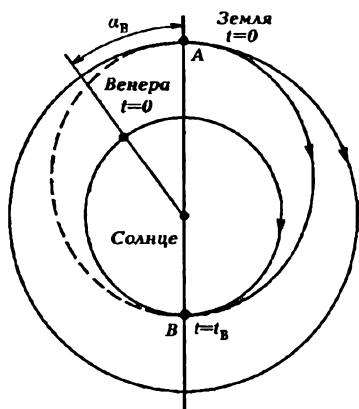


Рис. 17.2. Условие встречи межпланетной станции с Венерой

периода обращения воображаемого космолета, который движется в центральном гравитационном поле Солнца по эллиптической орбите с большой полуосью $a_{\text{перех}} = (1/2)(a + a_M)$, где a и a_M — средние радиусы орбит Земли и Марса. Период обращения может быть рассчитан по формуле периода обращения для эллип-

тической орбиты: $T = (2\pi/\sqrt{GM})a^{3/2}$. Для Марса время перелета составит $T_M = 259$ суток, для Венеры $T_B = 146$ суток.

Межпланетная станция и Марс должны одновременно прийти для встречи в точку B (рис. 17.1). Но за время t_M , за которое станция опишет дугу эллипса, равную 180° , Марс, имея период обращения $T_M = 687$ суток, успеет проделать меньший путь — всего лишь $(360^\circ/T_M)t_M = 136^\circ$. Следовательно, в момент старта межпланетной станции с Земли ($t = 0$) Марс должен быть на своей орбите впереди Земли на $\alpha_M = 44^\circ$.

При перелете к Венере положение иное (рис. 17.2). За время t_B , которое нужно межпланетной станции для полета по эллиптической дуге длиной 180° , Венера, у которой период обращения $T_B = 225$ суток, продвинется по своей орбите на $(360^\circ/T_B)t_B = 234^\circ$. Значит, в момент старта межпланетной станции ($t = 0$) Венера должна быть позади Земли на $\alpha_B = 54^\circ$.

Вывясним теперь, как часто повторяются взаимные расположения Земли и Марса, Земли и Венеры, показанные на рис. 17.1 и 17.2. Обозначим период обращения планеты — Марса или Венеры — как T_1 . Период обращения Земли округленно $T = 365$ суток. Угловые скорости обращения планеты и Земли по своим орбитам: $\omega_1 = 360^\circ/T_1$; $\omega = 360^\circ/T$, а перемещение Земли и планеты одна относительно другой происходит с разностной скоростью $\omega_{\text{отн}} = \omega_1 - \omega = 360^\circ [(1/T_1) - (1/T)]$. Очевидно, что одинаковое рас-

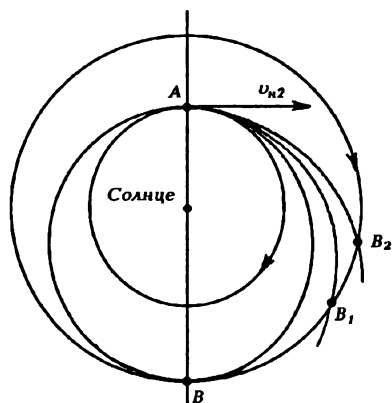


Рис. 17.3. Траектория полета к Марсу

Реальные траектории полета к Марсу, так же как и к Венере, несколько отличаются от полуэллиптических орбит: они идут круче и не касаются в точке B , а пересекают орбиту планеты-цели в точках B_1, B_2 (рис. 17.3). От ракеты-носителя потребуются на старте несколько большая скорость, чтобы получить несколько большее значение скорости v_{n2} на втором этапе полета, но зато весь перелет займет меньше времени и потребуются не столь высокая точность управления, как при касании (если скорость v_{n2} на рис. 15.2 окажется меньше расчетной, то орбиты межпланетной станции и Марса вообще не будут иметь точки касания). Выбирая различные точки пересечения траектории межпланетной станции с орбитой Марса (между точками B_1 и B_2 на рис. 17.3), можно растянуть время между стартами на одну-две недели и запускать в каждый благоприятный срок, повторяющийся через $T_{\text{син}}$, не одну, а последовательно несколько межпланетных станций. Этот промежуток времени называют окном запусков.

Реальный полет к Марсу длится около 200 суток, к Венере — около 130 суток.

положение планеты относительно Земли будет повторяться с периодичностью $T_{\text{син}} = 360^\circ/\omega_{\text{отн}}$. Величина $T_{\text{син}}$ определяет промежуток между двумя последовательными моментами времени, когда планета занимает одинаковое положение относительно Земли:

$$T_{\text{син}} = \frac{TT_1}{|T - T_1|}. \quad (17.1)$$

Эту величину называют синодическим периодом обращения. Для Марса он равен 780 суткам, или 26 месяцам, для Венеры — 584 суткам, или 19 месяцам.

18. ПОЛЕТ К ЛУНЕ

Полет к Луне имеет сходство с полетом к Марсу (рис. 18.1). Предположим, что начальная скорость v_{n1} , необходимая для перелета к Луне по полуэллиптической траектории AB , приобретается мгновенно на поверхности Земли (в действительности старт к Луне происходит, как и старт к планетам, с невысокой промежуточной орбиты). Полет состоит из двух этапов: первого — в сфере действия Земли (абсолютная геоцентрическая система координат) и второго — в сфере действия Луны (абсолютная селеноцентрическая система). В сфере действия Земли находится и сама Луна.

На первом этапе полета скорости $v_{н1}$ и $v_{к1}$, характеризующие эллипс с большой полуосью $a_{перех} = (1/2)(R + a_{л})$, определяют по интегралу энергии (15.3):

$$v_{н1}^2 = GM \left(\frac{2}{R} - \frac{1}{a_{перех}} \right);$$

$$v_{к1}^2 = GM \left(\frac{2}{a_{л}} - \frac{1}{a_{перех}} \right), \quad (18.1)$$

где M и R — масса и радиус Земли; $a_{л}$ — радиус лунной орбиты, которую мы считаем круговой.

Исследование второго этапа полета тоже не приносит ничего нового: орбитальная скорость Луны $v_{л} = 1$ км/с оказывается больше, чем $v_{к1}$, а скорость входа в сферу действия Луны $v_{н2} = v_{л} - v_{к1}$, так же как и при полете на Марс и по тем же причинам, превышает параболическую скорость в точке входа. Поэтому траектория космического полета в сфере действия Луны будет гиперболой и может завершиться попаданием в Луну, облетом Луны или созданием ее искусственного спутника. Для мягкой посадки нужно погасить скорость у поверхности Луны с помощью ракетного двигателя.

Можно рассчитать продолжительность полета к Луне по полуэллиптической траектории, она составит пять суток. В реальных условиях полет к Луне длится около трех суток.

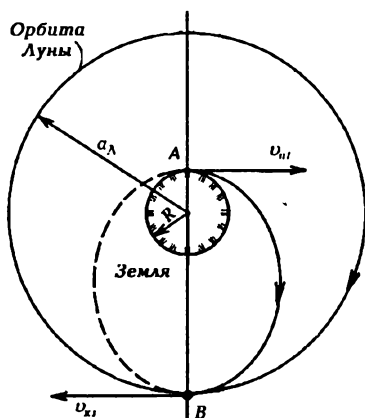


Рис. 18.1. Полет к Луне

19. СИЛА ТЯГИ

Ракета летит, повинаясь физическому закону сохранения количества движения. Все знают об отдаче артиллерийского орудия: когда при выстреле снаряд вылетает из ствола, сама пушка откатывается назад. Если m_1 и v_1 — масса и начальная скорость снаряда, а m_2 — масса пушки, то скорость v_2 , с которой откатилась бы не стесненная никакими препятствиями пушка, может быть определена по закону сохранения количества движения:

$$m_1 v_1 = m_2 v_2. \quad (19.1)$$

Масса снаряда относительно мала, но зато велика его скорость, поэтому отдача получается значительной.

Нечто подобное происходит и при полете ракеты. Пусть μ — масса очередной порции топлива, которая сгорела в ее двигателе за единицу времени (1 с); u — скорость газообразных продуктов горения, выбрасываемых из двигателя; m — масса ракеты. Тогда приращение скорости ракеты v , вызванное сгоранием порции топлива, найдем по закону сохранения количества движения:

$$mv = \mu u. \quad (19.2)$$

Скорость u отсчитывается относительно ракеты, а v — от того значения скорости, с которой летела ракета, до момента сгорания порции топлива, процесс сгорания считаем кратковременным.

Массу m в уравнении (19.2) составляют сама ракета, ее полезный груз — космолет и запас топлива. Из величины m следовало бы вычесть массу той порции топлива μ , которое уже сгорело. Но, очевидно, значение μ гораздо меньше m , и массой μ мы пренебрегли.

Что же мы наблюдаем? После сгорания каждой очередной порции топлива скорость ракеты возрастает на v (м/с). Скорость все время растет, т. е. ракета движется с ускорением. Значит, на ракету действует сила — это сила тяги ракетного двигателя, обозначим ее F_T .

Обратимся к уравнению (19.2). В нем v — это приращение скорости ракеты за единицу времени, т. е. по существу ускорение, а произведение массы на ускорение дает силу. Это и будет сила тяги:

$$F_T = \mu u. \quad (19.3)$$

Сила тяги направлена в сторону, противоположную той, в которую отбрасываются продукты горения. Значения μ и u можно считать примерно постоянными, тогда и сила тяги не будет изменяться во все время работы двигателя.

Иногда ошибочно считают, что ракета летит, отталкиваясь от окружающего ее воздуха. Это, разумеется, неверно. Воздух только мешает полету ракеты. Если уж говорить об отталкивании, то, как и пушка от снаряда, ракета отталкивается от газов, выбрасываемых из двигателя.

Теперь, зная силу тяги, разгоняющую ракету, можно отыскать ее ускорение, соотнеся силу тяги и массу ракеты. В «классической» задаче при постоянной силе движение равноускоренное. Но у ракеты в процессе полета изменяется масса — каждую секунду она уменьшается на μ килограммов. Поэтому ускорение ракеты будет нарастать:

$$w = F_{\tau}/(m - \mu t). \quad (19.4)$$

Чтобы найти скорость ракеты в зависимости от времени, следует проинтегрировать ускорение (19.4). Этот интеграл — табличный, и задача решается относительно просто.

20. ФОРМУЛА ЦИОЛКОВСКОГО

Задачу о скорости ракеты впервые поставил и решил К. Э. Циолковский. Вот формула, которая была получена Циолковским и носит его имя:

$$v_0 = u \ln (1 + Z). \quad (20.1)$$

Здесь v_0 — скорость, приобретенная ракетой, когда сгорело все топливо; u — скорость отброса газообразных продуктов горения; Z — число Циолковского, равное отношению массы сгоревшего топлива m_{τ} к массе конструкции ракеты вместе с полезным грузом m_k , т. е. $Z = m_{\tau}/m_k$.

Своей формулой Циолковский в 1903 г. заполнил первую строку в истории теоретической космонавтики. Она и сегодня лежит в основе проектирования ракет.

Назначение ракеты — сообщить космолету скорость, необходимую для движения по заданной орбите. Формула Циолковского как раз и указывает пути решения этой задачи.

Из формулы вытекают два пути. Во-первых, это увеличение числа Циолковского Z . Как вместить в баки ракеты необходимый запас топлива при минимальной массе конструкции самой ракеты? Ракета должна быть предельно легкой, но она должна быть и необычайно прочной. Например, ракета, выводящая на орбиту космический корабль «Союз» имеет высоту в стартовом положении 49,4 м, стартовую массу 310 т, и конструкция ракеты должна выдержать такую нагрузку. Число Z характеризует совершенство конструкции ракеты, мастерство инженеров, которые ее создали, и то, насколько удачно выбраны материалы. Имеет значение и масса полезного груза — космолета.

Второй путь — увеличение скорости отброса газообразных продуктов горения. Скорость отброса *и* зависит прежде всего от энергетических характеристик ракетного топлива, но не только. Самое лучшее топливо при негодном построенном двигателе не даст хороших результатов. Выходит, скорость отброса зависит от выбора топлива и степени совершенства двигателя, его конструкции.

Всего две величины, но они указывают конструкторам пути, по которым следует идти, чтобы добиться успеха в главном — в достижении заданной скорости ракеты.

21. УПРАВЛЕНИЕ РАКЕТОЙ

Циолковский вывел свою формулу для свободного пространства — несуществующего в природе пространства, в котором отсутствуют силы тяготения и нет сопротивления окружающей среды. Реальная космическая ракета, доставляющая космолет на орбиту, должна преодолеть и притяжение к Земле, и сопротивление атмосферного воздуха. Поэтому скорость ракеты в конце работы ее двигателя окажется значительно меньше, чем дал бы расчет по формуле Циолковского.

Космические ракеты, предназначенные для выведения космолетов на орбиты, перед стартом устанавливаются в вертикальном положении, и для этого есть несколько причин.

При вертикальном пуске достигается наиболее простая конструкция стартового сооружения. Ракета стоит на нем свободно, опираясь на свое основание. При этом линия, проведенная из центра тяжести ракеты отвесно вниз, проходит через площадку основания — этим и обеспечивается ее устойчивость (рис. 21.1, *а*).

При наклонном старте потребовались бы какие-то поддерживающие элементы, без всякой необходимости усложняющие стартовое сооружение.

В конце работы двигателя, когда космолет отделяется от ракеты и устремляется в самостоятельный полет по орбите, ракета летит в направлении, близком к горизонтальному. Значит, за время работы двигателя угол γ между продольной осью ракеты и горизонтом (рис. 21.2) изменяется от 90° до нуля.

Вертикальный старт облегчает управление ракетой в самом начале полета. Как только ракета начнет наклоняться к горизонту, отвесная линия, проведенная из центра тяжести, выйдет за площадку опоры (торца ракеты с работающими двигателями) и ракета опрокинется (рис. 21.1, *б*). Поэтому в начале полета, когда управлять ракетой особенно трудно, она поднимается вертикально вверх и только некоторое время спустя начинается наклонный участок ее траектории.

И еще отметим: чтобы снизить вес, ракеты строят из тонкостенных элементов. Поэтому вертикальное положение ракеты

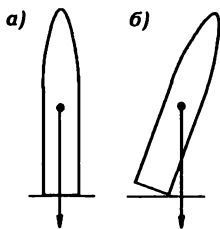


Рис. 21.1. Устойчивость ракеты

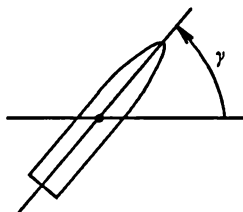


Рис. 21.2. Угол наклона ракеты

на стартовом сооружении и в самом начале полета наиболее выгодны. В наклонном положении ракета могла бы просто переломиться пополам под действием собственной тяжести.

Во время полета ракеты по траектории выведения ее скорость v и угол наклона траектории γ изменяются: скорость — от нуля до расчетного значения, обеспечивающего заданную орбиту космолета, угол наклона траектории γ — от 90° до нуля. Преодоление притяжения к Земле и сопротивления атмосферы, конечно, уменьшают скорость ракеты по сравнению со значением v_0 , рассчитанным по формуле Циолковского. Интересно выяснить, как следует изменять величины v и γ , чтобы свести это уменьшение скорости до минимума. Иными словами это значит: как выбрать траекторию выведения.

Сила сопротивления атмосферного воздуха зависит от его плотности ρ и квадрата скорости ракеты v :

$$F_{\text{сопр}} = c_x S_M \frac{\rho v^2}{2}, \quad (21.1)$$

где c_x — коэффициент аэродинамического сопротивления; S_M — площадь миделевого сечения ракеты (поперечного сечения ракеты в самой широкой ее части).

Плотность атмосферы — наибольшая у земной поверхности и постепенно уменьшается с высотой. Поэтому выгодно, чтобы ракета преодолевала плотные слои атмосферы, имея пока еще небольшую скорость, а уже потом, в разреженной атмосфере, стала разгоняться побыстрее. При таком изменении скорости, а следовательно и силы тяги ракетного двигателя, вредное влияние атмосферы окажется наименьшим.

Притяжение Земли влияет на скорость ракеты по-другому. На рис. 21.3 показана космическая ракета в момент, когда от старта прошло t секунд, угол наклона траектории равен γ , скорость ракеты, рассчитанная по формуле Циолковского, — v_0 .

На ракету действуют две силы: сила тяги, которая к моменту времени t создала скорость v_0 , и сила притяжения к Земле, которая к тому же моменту t породила скорость gt ($g = 9,81 \text{ м/с}^2$). Результирующая скорость v равна геометрической сумме этих слагаемых.

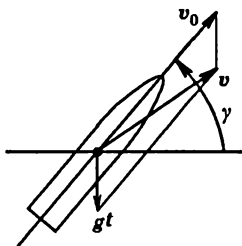


Рис. 21.3. Скорость ракеты

Рассмотрим два возможных случая. Первый из них: ракета летит вертикально вверх, $\gamma = 90^\circ$. Тогда обе составляющие v_0 и gt складываются алгебраически, т. е. в самом неблагоприятном соотношении. Второй случай: направление полета близко к горизонтальному, угол γ невелик. Тогда геометрическая сумма v_0 и gt по абсолютному значению мало отличается от v_0 . С точки зрения потери скорости такой полет наиболее выгоден.

Приходим к выводу: чтобы ослабить вредное влияние земного тяготения, нужно сократить время разгона ракеты (уменьшить составляющую gt) и побыстрее переходить к наклонному полету (уменьшить угол γ). Очевидно, что перечисленные требования к изменению скорости ракеты (и, значит, силы тяги ракетного двигателя) и угла наклона траектории резко противоречивы. Искусство разработчиков космических ракет заключается в том, чтобы так выбрать программы изменения скорости и угла наклона, чтобы проигрыш в скорости был поменьше. Это — третий по порядку путь в борьбе за скорость (наряду с увеличением u и Z), который тоже был намечен в первой статье Циолковского.

22. МНОГОСТУПЕНЧАТЫЕ РАКЕТЫ

Обратимся еще раз к формуле Циолковского (20.1) и рассчитаем скорость, до которой может разогнаться простейшая по конструкции ракета, состоящая из корпуса, двигателя, емкостей для топлива (обычно несущих, т. е. входящих в состав корпуса) и полезного груза — космолета, укрытого под головным обтекателем (рис. 22.1).

Скорость u , с которой отбрасываются от ракеты газообразные продукты сгорания, составляет для различных видов топлива от 4 до 5 км/с. Число Циолковского Z для ракеты, схематически представленной на рис. 22.1, не может быть получено больше, чем 9–10. Подставив эти значения в формулу (20.1), найдем $v_0 \approx 10$ км/с. Если учесть потери из-за притяжения к Земле и сопротивления атмосферы, то скорость окажется меньше, чем необходимые для полета спутника 8 км/с. Значит, такая простейшая ракета заведомо непригодна для запуска на орбиту.

Спутники и межпланетные станции выводят в космос с помощью более сложных ракет, их называют многоступенчатыми.

Представим себе космическую ракету состоящую из двух ступеней, расположенных друг над другом (рис. 22.2). Сначала при запуске работают двигатели I ступени, расходуя топливо из своих баков. Когда топливо подойдет к концу, включается двигатель II ступени, а I ступень с ее двигателем и опорожненными баками отбрасывается и падает на Землю.

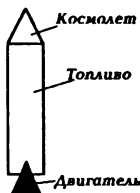


Рис. 22.1. Простейшая конструкция ракеты



Рис. 22.2. Последовательное соединение ступеней



Рис. 22.3. Параллельное соединение ступеней

Что этим достигается? Отпала необходимость разгонять массу, входящую в I ступень ракеты и ставшую теперь уже бесполезным грузом. Общая масса ракеты скачком уменьшилась, и, если сила тяги II ступени осталась достаточной, ускорение возросло. Конечная скорость II ступени, т. е. скорость космолета, установленного под головным обтекателем на II ступени, окажется значительно больше, чем если бы все топливо было сожжено в одноступенчатой ракете.

Современные космические ракеты состоят из трех или четырех ступеней. Многоступенчатые ракеты — это четвертый путь достижения космических скоростей, который тоже исследовал в своих работах Циолковский.

Двухступенчатую ракету, представленную на рис. 22.2 Циолковский назвал «ракетным поездом»; теперь такое соединение ступеней называют последовательным. Но может быть и иное — параллельное соединение ступеней, по терминологии Циолковского — «ракетная эскадрилья».

При параллельном соединении (рис. 22.3) центральный блок ракеты представляет собой II ступень, а боковые блоки (два или четыре) — I ступень. Сначала запускаются все двигатели I и II ступеней. После отделения I ступени, полет продолжает II ступень. Космическая ракета может иметь III и даже IV ступени, установленные последовательно на II ступени.

23. РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Как уже говорилось (см. п. 20), скорость движения ракеты зависит от двух главных условий — выбора ракетного топлива и степени совершенства ракетного двигателя.

Ракетный двигатель должен сочетать такие свойства, как минимальный вес при простоте и надежности конструкции с высо-

кими и устойчивыми характеристиками его орбиты. Конструкция ракетного двигателя, в свою очередь, зависит от задач полета и предполагаемой полезной нагрузки.

Ракетные двигатели в зависимости от типа топлива делятся на жидкостные (ЖРД) и твердотопливные (ТТРД). Жидкостные ракетные двигатели были предложены еще Циолковским в 1903 г. Наши первые жидкостные ракеты (Р-1, Р-2, Р-5) работали в основном на смесях спиртов (этилового, изопропилового, метилового). В основе разработки ракетных топлив лежит необходимость соединения горючего и окислителя. Для надежной работы ракетного двигателя необходимо обеспечить точное управление расходом топлива, давлением и составом топливной смеси.

Разработано несколько видов жидких топлив:

- 1) жидкий кислород и керосин;
- 2) топлива с большим энергетическим потенциалом (фтор F_2 , водород H_2 , гидразин N_2H_4 , но они создают большие трудности при эксплуатации);

- 3) азотная кислота, перекись водорода и некоторые другие жидкости, не требующие специального охлаждения, изоляции и особых условий хранения; эти топлива применяются в тех случаях, когда их используют не сразу, а через какое-то время, например при возвращении космолета на Землю и посадке; смесь органических жидкостей с азотнокислыми окислителями использовалась для тормозной двигательной установки при посадке космического корабля «Восток» с Ю. Гагариным;

- 4) однокомпонентные топлива — они не требуют сложной конструкции двигателя и применяются преимущественно в двигателях малой тяги, которые могут использоваться несколько раз (например, при коррекции орбиты).

Наибольшее применение находят такие смеси:

- 1) жидкий водород плюс жидкий кислород, дающие $u \approx 5000$ м/с; впервые эта смесь была применена в нашей ракете Р-7, выведшей первый искусственный спутник Земли; на этом же топливе работают все стартовые двигатели — это в основном маршевые двигатели мощных ракет-носителей;

- 2) керосин плюс жидкий кислород, эта смесь дает $u \approx 4500$ м/с;

- 3) диметилгидрозин (ДМГ) плюс окислы натрия, дает $u \approx 4500$ м/с.

Твердотопливные ракетные двигатели являются более сложной химической системой, но зато они проще в проектировании и изготовлении. В камере сгорания находится твердый пороховой заряд, содержащий одновременно и окислитель и горючее. Для него не нужны отдельные баки и дополнительные операции по нагнетанию, дозировке, впрыскиванию и атомизации вещества, как у жидкостных ракетных двигателей. Зато ЖРД обладают тем преимуществом, что в них легко выключить тягу отсечкой (отключением подачи) топлива. ТТРД сложнее в управлении. Жидкое топливо труднее хранить, кроме того, заправка ракеты жидким топливом требует перед стартом дополнительного времени

и специального оборудования, тогда как ТТРД доставляются к месту старта уже в готовом, собранном виде, их удобнее хранить. Однако транспортировка огромной заправленной ракеты весом до 50 т — задача не из легких. Наконец, жидкие топлива обладают более высокой энергетической эффективностью. Можно сказать, что каждый из типов — ЖРД и ТТРД — имеет свою область и возможности применения. В целом американская космонавтика отдает предпочтение ТТРД, в нашей космонавтике сделан упор на ЖРД.

Мощность ракетного двигателя рассчитывается по формуле $P = \mu u^2/2$, где μ — масса топлива, сожженного за 1 с. Например, из 300 т стартовой массы ракеты-носителя «Союз» около 9/10, т. е. примерно 270 т составляет топливо, из которых около 180 т сгорает на первом этапе полета, когда одновременно работают двигатели 1-й и 2-й ступеней, что дает секундный расход $\mu = 1500$ кг/с. Скорость u можно принять равной 4500 м/с. Подставив эти данные, получим $P \approx 15\,000$ МВт. Расчет, конечно, ориентировочный, но он показывает, какой колоссальной энергией нужно располагать, чтобы преодолеть силу земного притяжения. Подобную мощность имеют, например, крупные электростанции, но они работают в таком режиме месяцы и годы, а ракетный двигатель — несколько десятков секунд! Даже крупнейшая Ленинградская атомная электростанция (ЛАЭС) имеет полную мощность (четыре блока) всего лишь $4 \cdot 10^6$ кВт, т. е. вчетверо меньше. В это трудно поверить, но это действительно так. Чтобы легче было представить себе реальную мощность ракеты-носителя, выполним несложный расчет: 270 т керосина и жидкого топлива — это пять железнодорожных цистерн. Их содержимое сгорит за 288 секунд, — иными словами, цистерна в минуту, или одна тонна в секунду. Это же взрыв! В минуту происходит 60 таких взрывов. Недаром такой грохот царит кругом во время запуска космического корабля. И это всего лишь для того, чтобы поднять 7 т полезного груза на высоту 350 км (высота орбиты), составляющую 1/20 часть радиуса земного шара.

24. К. Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

Первой в истории мировой космонавтики теоретической работой по проблемам космического полета была статья Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами», опубликованная в петербургском журнале «Научное обозрение» (1903, № 5). Точнее, тогда была напечатана только первая часть работы, так как журнал на № 5 прекратил свое существование. Полностью статья вышла восемь лет спустя в журнале «Вестник воздухоплавания» (1911, № 19–22; 1912, №№ 2, 3, 5, 6, 7, 9).

В этой работе Циолковский доказал возможность выхода человека в космическое пространство с помощью ракеты, нашел

аналитическую зависимость — формулу Циолковского — скорости ракеты от характеристик топлива и конструкции ракетного двигателя (скорость отбрасывания продуктов горения), от степени конструктивного совершенства самой ракеты (число Циолковского, равное отношению массы сгоревшего топлива к сухой массе ракеты), предложил использовать жидкие ракетные топлива, выяснил зависимость реальной скорости ракеты от притяжения ракеты к Земле и от аэродинамического сопротивления атмосферы.

И сегодня с рассмотрения вопросов, трактуемых формулой Циолковского, начинается проектирование любой ракеты.

В этой и более поздних работах Циолковский предстает не только как исследователь-теоретик, но и как инженер-конструктор: им предложен принцип построения жидкостного ракетного двигателя, указан способ управления ракетой, когда она летит в безвоздушном пространстве (газодинамические рули), рассмотрены различные схемы многоступенчатых ракет и многое другое. Циолковский первым поставил философские вопросы, связанные с освоением человечеством космического пространства.

Первые теоретические работы по ракетно-космической технике появились на Западе на много лет позднее: в США (Х. Годдard) — в 1919 г., в Германии (Г. Оберт) — в 1923 г.

Историческая роль Циолковского как основоположника теоретической космонавтики неоспорима.

25. ТРАССА

Перемещение спутника по небу напоминает видимое движение звезд: спутник восходит над горизонтом, постепенно поднимается, достигает наибольшей высоты, после чего начинает опускаться и наконец заходит за горизонт. Но есть и отличие: видимое движение небесных светил от восхода до захода практически полностью определяется вращением Земли, в то время как видимое движение спутника зависит в первую очередь от его собственного полета по орбите.

Будем иметь в виду главным образом спутники с прямыми ($i < 90^\circ$) круговыми (практически круговыми) орбитами высотой от 200–300 км до 1000–2000 км: такие орбиты наиболее часто используются для решения прикладных и научных задач.

Трасса орбитального полета

Трассы орбитального полета показывают, над какими географическими пунктами спутник пролетает за сутки. Они нужны для многих прикладных применений космонавтики, и потому их расчет — существенная задача космической баллистики.

Соединим воображаемой прямой линией спутник с центром Земли и назовем точку, в которой эта линия пересечет земную поверхность, проекцией спутника (рис. 25.1). Движение спутниковой проекции по Земле определяется, во-первых, орбитальным движением спутника и, во-вторых, одновременным вращением самой Земли. Линия, прочерчиваемая проекцией спутника на поверхности вращающейся Земли, называется трассой.

Условимся за начало каждого витка принимать восходящий узел орбиты, т. е. ту точку орбиты, в которой спутник пересекает плоскость экватора, вступая в северное полушарие, а за начало витка на трассе — проекцию восходящего узла.

Из-за того что Земля вращается, восходящий узел (долгота λ_0) постепенно сдвигается к западу. Расстояние вдоль экватора между началами двух соседних витков $\Delta\lambda$ зависит от угловой скорости вращения Земли $\Omega_{\text{сут}} \approx 15^\circ$ в час и от вре-



Рис. 25.1. Проекция спутника и трасса

мени, затрачиваемого спутником на один оборот, — от периода обращения T :

$$\Delta\lambda = \Omega_{\text{сут}} T. \quad (25.1)$$

Величину $\Delta\lambda$ называют межвитковым смещением. Если, например, период обращения $T = 90$ мин, что соответствует высоте орбиты $h \approx 300$ км, то межвитковое смещение $\Delta\lambda = 22,5^\circ$.

Межвитковое смещение $\Delta\lambda$ одинаково для всех географических широт. Но если измерять смещение в линейных единицах — километрах, то величина Δl окажется наибольшей на экваторе и будет уменьшаться по направлению к полюсам. На экваторе 1° долготы составляет 111 км, на широте φ эта величина уменьшится пропорционально $\cos \varphi$. Поэтому

$$\Delta l = 111 \Delta\lambda \cos \varphi, \quad (25.2)$$

где $\Delta\lambda$ измеряется в градусах, Δl — в километрах.

Для спутника с периодом обращения $T = 90$ мин линейное межвитковое смещение Δl составит на экваторе 2500 км, на широте $\varphi = 60^\circ$ оно уменьшится до 1250 км.

Вследствие вращения Земли смещаются на запад и все промежуточные точки витков. Поэтому для низких прямых орбит суточная трасса выглядит так, как показано на рис. 25.2. Эта трасса принадлежит спутнику с наклоном орбиты $i = 60^\circ$ и периодом обращения $T = 90$ мин, когда число витков в сутки $K = 16$ (орбита круговая). На рисунке конец последнего суточного витка совпадает с началом первого витка следующих суток. Это выполняется не всегда, а только при синхронных орбитах; в общем случае такого совпадения не происходит.

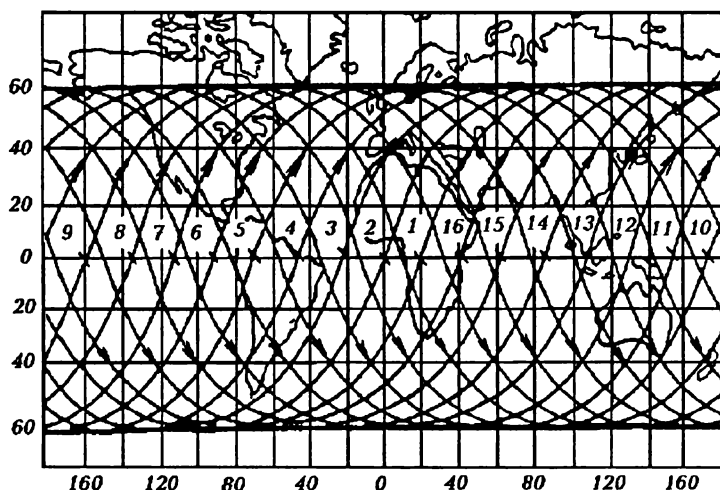


Рис. 25.2. Суточная трасса

На рис. 25.2 номером 1 обозначен виток, начинающийся на меридиане Гринвича ($\lambda_{\text{э}1} = 0$). Это, конечно, условно: первым можно считать любой виток, например виток, проходящий над точкой старта, или виток, соответствующий первому после начала суток пролету спутника в восходящем узле. Но если дана географическая долгота восходящего узла $\lambda_{\text{э}1}$ для первого витка, то для последующих витков с номерами k географическая долгота восходящего узла

$$\lambda_{\text{э}k} = \lambda_{\text{э}1} - (k - 1)\Delta\lambda. \quad (25.3)$$

Проекция восходящего узла на каждом последующем витке смещается на запад (знак минус). Здесь не учтена поправка на прецессию линии узлов (см. п. 12).

Географическая долгота восходящего узла $\lambda_{\text{э}1}$, отсчитанная от Гринвича, однозначно связана с долготой узла Ω относительно точки весеннего равноденствия (см. п. 10): положение плоскости Гринвичского меридиана относительно точки весеннего равноденствия в заданный момент времени $t_{\text{э}1}$ жестко фиксировано и может быть рассчитано.

Можно определить смещение по долготе между первыми витками текущих и следующих за ними суток. Если за сутки спутник делает K витков, то смещение

$$\Delta\lambda = 360^\circ - K\Delta\lambda. \quad (25.4)$$

Если, например, период обращения $T = 92$ мин, $K = 16$, $\Delta\lambda = 23^\circ$, то $\Delta\lambda = -8^\circ$. Это значит, что восходящий узел первого витка следующих суток сместится к западу на 8° . Для синхронных орбит $\Delta\lambda = 0$.

Можно определить моменты времени, когда начинаются последующие витки:

$$\tau_{\text{э}k} = \tau_{\text{э}1} + (k - 1)T, \quad (25.5)$$

где $\tau_{\text{э}1}$ — время начала первого суточного витка; $\tau_{\text{э}k}$ — время начала витка с номером k .

Удобно условиться, что спутник совершает за сутки целое число витков. Для этого можно обозначить номером 1 тот виток, начало которого отстоит от начала текущих суток на величину $\tau_{\text{э}1}$, меньшую периода обращения ($\tau_{\text{э}1} < T$); последним суточным витком будет тот, начало которого лежит в текущих сутках, а конец — уже в следующих сутках (или совпадает с началом следующих суток). Тогда число суточных витков K определится отношением $(1440 - \tau_{\text{э}1})/T$, которое дополняют до ближайшего большего целого числа. Здесь величина 1440 — число минут в сутках, $\tau_{\text{э}1}$ и T выражены в минутах.

Можно определить значения $\lambda_{\text{э}1}(m)$ и $\tau_{\text{э}1}(m)$ для каких-либо суток с номером m , считая текущие сутки первыми ($m = 1$). Общее число витков от начала первого витка текущих суток до на-

чала первого витка m -х суток $K(m) = (1/T)[(m-1) \cdot 1440 - \tau_{\text{эл}}(1)]$, полученный результат дополняют до ближайшего большего целого числа.

Смещение восходящего узла по долготе к западу за $K(m)$ витков $\Delta\Lambda(m) = (m-1) \cdot 360^\circ - K(m)(\Delta\Lambda + \Delta_{\text{пр}})$, где $\Delta_{\text{пр}}$ учитывает прецессию линии узлов. Время начала первого витка в m -х сутках: $\tau_{\text{эл}}(m) = \tau_{\text{эл}}(1) + K(m)T - (m-1)1440$. Скорость вращения Земли $\Omega_{\text{сут}} = 0,251^\circ$ в минуту.

Очертания трассы зависят от наклонения орбиты. Например, если $i = 0$, то проекция спутника скользит по экватору и суточная трасса будет просто дугой большого круга. При $i > 0$ трасса располагается в широтном диапазоне от $\varphi = +i$ до $\varphi = -i$. В частности, трасса на рис. 25.2 уложилась в полосе широт $\pm 60^\circ$.

Вообще характер трассы зависит от соотношения двух скоростей: скорости спутниковой проекции относительно поверхности Земли, если считать, что Земля не вращается, и скорости самой поверхности из-за вращения Земли. Если наклонение орбиты $i < 90^\circ$, проекция спутника в начале витка скользит на северо-восток; на широте, равной наклону орбиты, — точно на восток, а приближаясь к экватору, — на юго-восток. Земная поверхность под спутником смещается на восток, но с различной скоростью: на экваторе она равна 465 м/с, на иных широтах $465 \cos \varphi$ м/с. При низких орбитах восточная составляющая скорости спутниковой проекции преобладает во всех точках трассы, и поэтому трасса идет в общем направлении на восток (рис. 25.2). На более высоких круговых орбитах или вблизи апогея на высоких эллиптических орбитах проекция может двигаться медленнее земной поверхности, и трасса повернет на запад. Чем выше летит спутник, тем большую роль в очертании трассы играет вращение Земли.

26. СВЯЗЬ СО СПУТНИКОМ И ПЕРЕДАЧА ИНФОРМАЦИИ

Какая информация приходит с орбиты? Во-первых, это телеметрическая информация о том, как работают бортовые системы. Во-вторых, траекторная информация — она характеризует движение спутника относительно измерительного пункта.

Далее, с орбиты поступает прикладная и научная информация. Прикладная информация используется в народном хозяйстве. Это, например, сведения о погоде, доставляемые с орбиты спутниками «Метеор». Научную информацию собирают различные приборы, установленные на исследовательских спутниках (данные о концентрации ионов в верхних слоях атмосферы или о магнитном поле Земли и т. д.).

Для пилотируемых космических кораблей и орбитальных станций характерны еще три вида информации с орбиты: телефонная, телеграфная и телевизионная. Такая информация с измерительных пунктов сразу же направляется в Центр управления

полетом. В отличие от перечисленных выше, телеграфно-телефонные и телевизионные сигналы передаются в обоих направлениях — с орбиты на измерительные пункты и обратно: связь космонавтов с Центром управления должна быть двусторонней.

Для передачи информации нужен переносчик. В космической технике для этого используют электромагнитные колебания — радиоволны. Но не всякие радиоволны годятся для обмена сигналами со спутником, ибо не все они проникают через атмосферу.

В космических радиотехнических системах применяются почти исключительно волны УКВ-диапазона — от метровых до сантиметровых. Это объясняется, прежде всего, свойствами земной атмосферы.

Ионизированные слои воздуха, которые располагаются на высотах от 50 до 280 км, — непреодолимое препятствие для коротких волн: они отражаются от ионосферы как от зеркала (рис. 26.1).

Это — полезное явление: многократно отражаясь от ионосферы и от земной поверхности, короткие волны преодолевают значительные расстояния при относительно небольшой мощности передатчика.

Не могут быть использованы для связи со спутниками средние и длинные волны: они распространяются, постепенно затухая, вдоль поверхности Земли. Пройти ионосферу в состоянии лишь ультракороткие волны (УКВ) — сантиметровые, дециметровые и метровые. Но сантиметровые волны сильно поглощаются в приземных слоях атмосферы. Поэтому для передачи сигналов на орбиту и с орбиты на Землю остается сравнительно небольшой участок полного спектра радиоволн — от нескольких сантиметров до нескольких метров.

На этом участке спектра радиосвязь со спутниками лучше осуществлять на более коротких волнах — сантиметровых и дециметровых. Они меньше подвержены вредным влияниям ионосферы, состояние которой очень переменчиво в зависимости от времени года, времени суток и уровня солнечной активности.

На сантиметровых и дециметровых волнах выше точность траекторных измерений, на их основе проще построить остронаправленные антенны и, значит, увеличить дальность радиосвязи при той же излучаемой мощности. В этих диапазонах меньше уровень помех.

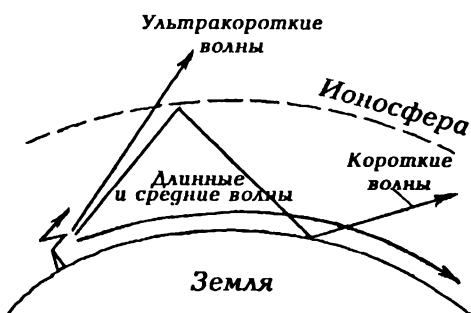


Рис. 26.1. Сквозь ионизированные слои земной атмосферы и космическое пространство могут пробиться только радиоволны ультракоротковолнового диапазона; длинные, средние и короткие волны непригодны для связи со спутниками и космическими кораблями

Играет роль и другое обстоятельство. Только на УКВ можно передать быстропеременные и многоканальные сигналы с широким спектром — именно такого рода сигналы характерны для космических радиополос. Оказывается, это полезное свойство ультракоротких волн проявляется тем заметнее, чем короче волна, и потому радиосигналы на орбиту предпочтительнее передавать не на метровых, а на сантиметровых и дециметровых волнах.

27. ЗОНА ВИДИМОСТИ

Введем понятие о зоне радиовидимости, или, короче, зоне видимости, которая показывает, возможны ли и когда именно возможны сеансы связи со спутником из той точки Земли, в которой расположена антенна измерительного пункта, и позволяет выяснить, как будет перемещаться спутник по небосводу относительно антенны во время сеанса связи.

На рис. 27.1, построенном в плоскости орбиты, показана дуга орбиты CFD ; орбита круговая, высотой h . Линия CD отображает плоскость горизонта в точке земной поверхности B , где находится антенна. В точке орбиты C спутник поднимается над горизонтом и становится виден из пункта B , в точке F спутник виден из B в зените, а в точке D — опускается за горизонт. Говоря «спутник виден», мы подразумеваем всего лишь, что между точкой B и спутником существует прямая, или геометрическая видимость, т. е. что спутник находится выше плоскости горизонта. Геометрическая видимость — это необходимое условие реальной оптической видимости и радиовидимости в диапазоне ультракоротких волн.

Точкам C, F, D орбиты соответствуют точки C_1, B, D_1 на трассе, и пока проекция спутника скользит по дуге C_1BD_1 , сохраняется геометрическая видимость спутника из точки B . Если рассмотреть все возможные круговые орбиты одинаковой высоты, проходящие над антенной в зените, то совокупность точек C_1 и D_1 образует на сфере окружность — границу зоны видимости. Следовательно, зона видимости — это область земной поверхности, ограниченная ок-

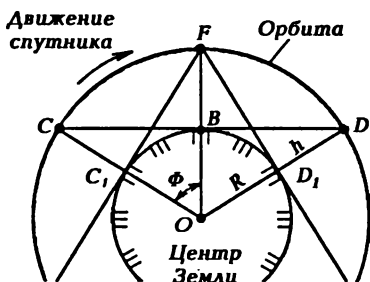


Рис. 27.1. Зона видимости

ружностью, в центре которой (в вершине шарового сегмента) располагается антенна радиотехнической станции. Условия прямой видимости для антенны сохраняются в течение всего времени, пока проекция спутника находится в пределах зоны видимости.

Размеры зоны видимости определяются сферическим радиусом L , равным дуге большого круга BC_1 (BD_1), или соответствующим ей уг-

лом Φ (рис. 27.1). Этот угол легко найти из треугольника OBC , в котором катет OB равен радиусу Земли R , а гипотенуза OC — сумме $R + r$:

$$\Phi = \arccos R/(R+h). \quad (27.1)$$

Радиус зоны видимости в линейных единицах рассчитывают по формуле

$$L = 111\Phi, \quad (27.2)$$

где Φ измеряется в градусах, L — в километрах.

При эллиптических орбитах, когда высота полета изменяется, каждой точке орбиты соответствует свой угловой Φ или линейный L радиус зоны видимости.

Из рис. 27.1 можно определить область земной поверхности, которая одновременно видна со спутника, пролетающего в точке F . Очевидно, что эта область, называемая зоной обзора, ограничена той же окружностью с радиусом Φ или L .

При изображении на картах граница зоны видимости (окружность на сфере) искажается.

На картах в проекции Меркатора (рис. 25.2) для частичной компенсации искажений радиус Φ в направлении на восток и на запад увеличивают в отношении $1/\cos \varphi$, где φ — географическая широта измерительного пункта.

При использовании радиоволн полет спутника можно контролировать на протяжении всей дуги CFD (рис. 27.1). Если наблюдения ведутся визуально или с помощью оптических инструментов, то геометрической видимости спутника может оказаться недостаточно. Спутник виден в отраженных солнечных лучах, поэтому первое условие — он должен быть освещен Солнцем, т. е. не должен находиться в тени Земли; второе условие — в географическом пункте, откуда ведутся измерения, небо должно быть

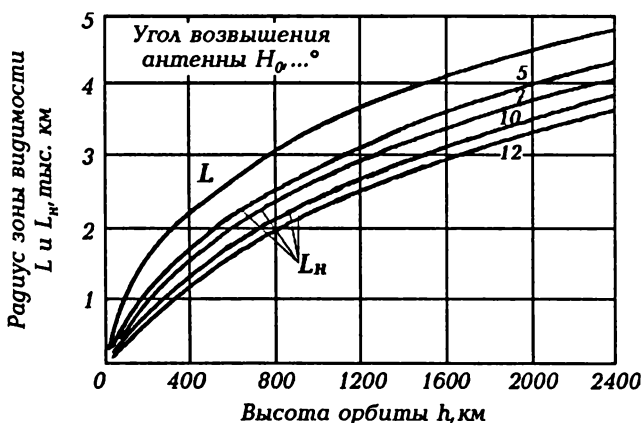


Рис. 27.2. Радиус зоны видимости

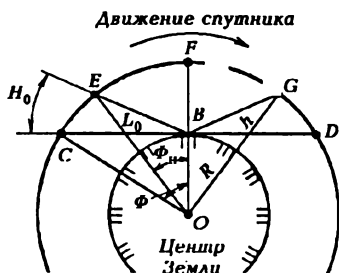


Рис. 27.3. Зона видимости с учетом угла возвышения

в это время достаточно темным. Для ночных измерений на спутниках включают импульсные лампы.

На рис. 27.2 (верхняя кривая) построена зависимость радиуса зоны видимости L от высоты орбиты h , рассчитанная по формулам (27.3) и (28.1). С увеличением высоты полета зона видимости расширяется. Для графика взят диапазон высот до 2400 км. При более значительных высотах, например 10 000, 20 000 и 40 000 км, радиус зоны видимости составит 7400, 8400 и 9200 км; он приближается к 10 000 км, когда из космоса стала бы видна половина всей земной поверхности.

В реальных условиях прием радиосигналов со спутника, когда он находится низко над горизонтом, может быть неустойчивым, и это сопровождается большими ошибками при траекторных и телеметрических измерениях. Кроме того, линия горизонта может быть закрыта строениями или возвышенностями рельефа. В этих случаях сеанс связи начинают, когда спутник поднимется над горизонтом на несколько градусов — на угол H_0 , который называют минимальным углом возвышения антенны. Зона видимости при этом, конечно, сужается.

Теперь спутник виден из пункта B на дуге EFG (рис. 27.3), которая характеризуется углом Φ_n . Из треугольника OBE , у которого две стороны OB и OE равны R и $R + h$, а угол при вершине B равен $90^\circ + H_0$, находим

$$\Phi_n = \arccos\left(\frac{R}{R+h} \cos H_0\right) - H_0. \quad (27.3)$$

На рис. 27.2 показана зависимость радиуса $L_n = 111F_n$ от высоты круговой орбиты для четырех значений угла H_0 . Верхняя кривая, рассчитанная по формуле (27.1), очевидно, соответствует нулевому значению угла H_0 .

28. УСЛОВИЯ НАБЛЮДЕНИЯ

Видимым называют движение спутника по небосводу относительно земного наблюдателя. Мы помним необходимое условие наблюдения: трасса орбитального полета должна пересекать зону видимости. Но этого мало, для визуального наблюдения надо учитывать еще и условия освещения.

Спутник нельзя видеть днем. Нельзя увидеть его и глубокой ночью — он загорожен Землей от солнечных лучей. И только вечером или утром условия освещения могут быть благоприятными: спутник на орбите освещен Солнцем, а в наблюдательном

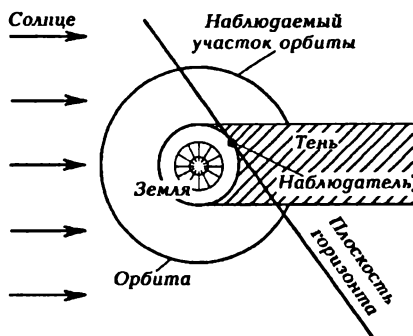


Рис. 28.1. Условия визуального наблюдения: спутник освещен Солнцем. У наблюдателя — сумерки или ночь

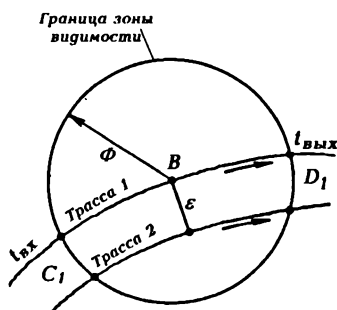


Рис. 28.2. Взаимное расположение трассы и зоны видимости

пункте небо достаточно темное, чтобы спутник можно было различить на его фоне (рис. 28.1).

Как выясняется, благоприятные условия для наблюдения спутника невооруженным глазом или с помощью оптических инструментов складываются нечасто. К этому нужно добавить дождь, туман, облака, которые могут закрыть небосвод. Пасмурная погода — извечный враг наблюдателей звездного неба.

Для радиотехнических приборов все эти ограничения несущественны — наблюдать спутник можно в любое время суток и при любой погоде. Радиотехническая аппаратура, в отличие от обычных оптических приборов, измеряет не только угловые величины, характеризующие положение спутника, но также дальность до него и скорость. Процесс измерения легко автоматизируется, а результаты измерений можно сразу же передать по линии связи на большие расстояния или ввести в электронную вычислительную машину. Поэтому радиотехнические наблюдения за космическим полетом в наши дни используются гораздо шире, чем оптические. Это дает нам право отказаться на последующих страницах от термина «сеанс наблюдения», заменив его «сеансом связи», а термин «наблюдательный пункт» заменить «измерительным пунктом». Для радиосвязи на ультракоротких волнах спутник должен быть виден из той точки земной поверхности, где установлена антенна.

Условия радиосвязи со спутником из какой-либо точки земной поверхности определяются взаимным расположением трассы и зоны видимости (рис. 28.2).

В момент времени $t_{вх}$, когда трасса в точке C_1 пересекает границу зоны видимости, а спутник восходит над горизонтом (27.1), появляется возможность для УКВ-радиосвязи; в момент $t_{вых}$, когда проекция выходит из зоны видимости в точке D_1 , связь прекращается. Продолжительность сеанса радиосвязи со спутником (короче, сеанса связи) равна разности двух отсчетов времени:

$t_{\text{св}} = t_{\text{вых}} - t_{\text{вх}}$. Она максимальна, когда трасса проходит через центр зоны видимости (трасса 1 на рис. 28.2). Но чаще трасса проходит в стороне — на расстоянии ε по дуге большого круга от центра зоны (трасса 2). Чем больше расстояние ε , тем короче сеанс связи, и при $\varepsilon \geq \Phi$ спутник уже не поднимается над горизонтом.

Уже упоминалось, что продолжительность сеанса связи зависит от высоты полета: с ростом высоты увеличивается радиус зоны видимости и одновременно снижается орбитальная скорость спутника. Если период обращения по круговой орбите равен T , то угловая скорость спутника составит $2\pi/T$ и время, необходимое для преодоления пути по дуге орбиты 2Φ (рис. 27.1), т. е. продолжительность сеанса связи,

$$t_{\text{св}} = (1/\pi)T\Phi. \quad (28.1)$$

При невысоких оборотах максимальная (при $\varepsilon = 0$) продолжительность сеанса связи составляет лишь несколько минут. Например, для $h \approx 300$ км расчет по формуле (28.1) дает $t_{\text{св}} = 9$ мин. Формула (28.1) не учитывает вращения Земли, но для невысоких орбит это влияние на продолжительность сеанса связи не превосходит нескольких процентов.

Отсчеты времени $t_{\text{вх}}$, $t_{\text{вых}}$ и интервал $t_{\text{св}}$ легко найти по карте, если на нее нанесены трасса и зона видимости. Величина $t_{\text{св}}$ и время полета спутника от экватора до входа в зону определяются с помощью шаблона, на котором должны быть обозначены метки времени $n\Delta t$. Чтобы рассчитать значение $t_{\text{вх}}$, нужно учесть время начала витка $t_{\text{эк}}$ по формуле (25.5). Так как величина $\lambda_{\text{э1}}$ изменяется каждые сутки, целесообразно пользоваться одной и той же «опорной» трассой, построенной для $\lambda_{\text{э1}} = 0$, а «рабочую» зону видимости для текущих суток строить для точки, смещенной от наблюдательного пункта по долготе на $\lambda_{\text{э1}}$. При этом взаимное расположение «опорной» трассы и «рабочей» зоны окажется таким же, как и реальной трассы по отношению к реальной зоне видимости.

Чтобы найти продолжительность сеанса связи, когда трасса смещена относительно центра зоны видимости, посмотрим на орбиту спутника из точки, лежащей в плоскости самой орбиты (рис. 28.3). В отличие от рис. 27.1, где орбита изображалась окружностью CFD , теперь она видна «с ребра» как отрезок прямой F_1F_1 — этой орбите соответствует трасса 1 на рис. 28.2. Смещение трассы по поверхности Земли на величину ε равносильно повороту плоскости орбиты на угол ε : орбита F_2F_2 на рис. 28.3 соответствует трассе 2 на рис. 28.2.

Спутник будет виден из пункта B на некоторой дуге $2\Phi_\varepsilon$ (она лежит в плоскости орбиты F_2F_2), меньшей, чем дуга 2Φ на рис. 27.1. Угол Φ_ε можно рассчитать по формуле

$$\Phi_\varepsilon = \arccos(\cos \Phi / \cos \varepsilon). \quad (28.2)$$

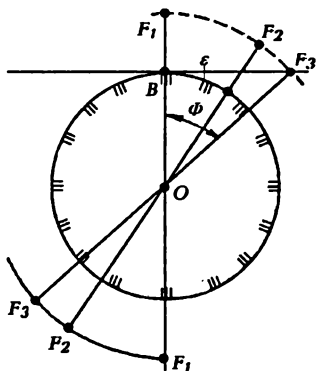


Рис. 28.3. Продолжительность сеанса связи при смещенной трассе

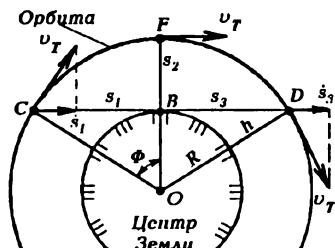


Рис. 28.4. Изменение дальности и радиальной скорости

Естественно, что при $\varepsilon = 0$ соотношение (28.2) дает $\Phi_\varepsilon = \Phi$, а когда $\varepsilon = \Phi$, получим $\Phi_\varepsilon = 0$ — орбита спутника лишь касается плоскости горизонта (орбита F_3F_3 на рис. 28.3). Продолжительность сеанса связи при смещенной трассе найдем по формуле (28.1), заменив в ней Φ на Φ_ε .

В заключение выясним, как изменяются на протяжении сеанса связи топоцентрические координаты спутника. Ограничимся главным образом наиболее простым случаем, когда орбита круговая, спутник пролетает над антенной в зените и угол возвышения H_0 равен нулю.

В начале сеанса связи спутник восходит над горизонтом, затем описывает на небосводе дугу и заходит за горизонт. Отметим три характерные точки этого пути: первая — спутник только что появился над горизонтом; вторая — спутник находится от наблюдателя в направлении, перпендикулярном к трассе (это соответствует кратчайшему расстоянию между наблюдателем и трассой на рис. 28.3); третья — спутник опускается за горизонт. В первой и третьей точках спутник входит в зону видимости или выходит из нее, а про вторую говорят, что спутник пролетает на траверсе.

Начнем с дальности s . В начале и конце сеанса связи значения дальности одинаковы (рис. 28.4): $s_1 = s_3$. Дальность до спутника, когда он находится над антенной, равна высоте орбиты: $s_2 = h$. Наименьшее значение дальности равно h , а ее наибольшую величину s_1 можно определить из треугольника OBC :

$$s_1 = \sqrt{h(2R + h)}. \quad (28.3)$$

Диапазон изменения дальности значителен. Например, при высоте орбиты $h = 300$ км спутник входит в зону видимости на даль-



Рис. 28.5. Азимуты для характерных точек орбиты

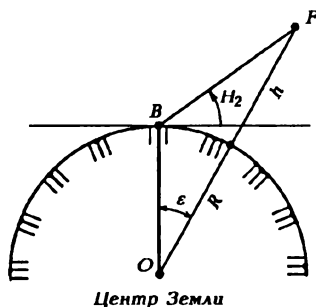


Рис. 28.6. Угол места при пролете спутника на траверсе

ности 2000 км, затем дальность уменьшается до 300 км и снова нарастает до 2000 км.

Изменение радиальной скорости $\dot{s}$ определим с помощью того же рис. 28.4. Скорость имеет наибольшее значение в момент начала связи в точке С:

$$\dot{s}_1 = v_T \cos \Phi, \quad (28.4)$$

проходит значение $\dot{s}_2 = 0$ на траверсе (в том числе и при $\epsilon \neq 0$) и снова растет до максимума $\dot{s}_3$ к моменту ухода спутника за горизонт в точке D. Значения радиальной скорости $\dot{s}_1$ и $\dot{s}_3$ различаются только знаком.

Азимуты спутника в характерных точках орбиты 1, 2, 3 можно найти измеряя углы A на географической карте (рис. 28.5).

Угол места H равен нулю в начале (точка 1) и в конце (точка 3) сеанса связи и достигает наибольшего значения в точке 2 на траверсе. Найдем это наибольшее значение угла H_2 .

Обратимся к рис. 28.6: в точке B находится антенна измерительного пункта, в точке F — спутник. Плоскость орбиты «с ребра» отображена на рисунке линией OF. Ее положение относительно антенны характеризует угол ϵ ; при зенитном пролете спутника над измерительным пунктом $\epsilon = 0$.

Угол H_2 найдем из треугольника OBF, в котором известны две стороны $OB = R$ и $OF = R + h$ и угол ϵ между ними. Решив треугольник, получим

$$H_2 = \arctg \left(\frac{h}{2R + h} \operatorname{ctg} \frac{\epsilon}{2} \right) - \frac{\epsilon}{2}. \quad (28.5)$$

До начала каждого сеанса связи на измерительных пунктах рассчитывают, как будут изменяться топоцентрические координаты спутника в течение предстоящего сеанса. Обычно рассчитывают азимуты A и углы места H, в других случаях могут понадобиться также дальности s и радиальные скорости $\dot{s}$.

Эти величины, определяемые с постоянными интервалами на весь сеанс (например, через 1 мин), называют целеуказаниями. Они позволяют подготовить радиотехнические станции к приему сигналов: направить антенны в точку небосвода, где начнется прием сигналов, настроить станции (если это требуется) на начальные значения дальности и радиальной скорости.

По целеуказаниям можно подготовить программу для автоматического управления антеннами, они дают возможность восстановить связь при временной потере сигнала. Не имея целеуказаний или, по крайней мере, сведений о том, в какое время и в какой точке небосвода спутник войдет в зону видимости, невозможно провести сеанс связи.

29. РАДИО В КОСМОНАВТИКЕ

Говорят, что космические полеты были бы невозможны без радио — и это справедливо.

Прежде всего, известно, что каждый полет в космос преследует определенные цели — прикладные или научные. Часто для осуществления этих целей нужно передать информацию с космолета на Землю: метеорологическую информацию для прогнозов погоды, навигационную информацию для штурманов океанских кораблей и т. д., а также разнообразную научную информацию, перечень которой необъятен. Эта задача носит название передачи целевой информации и решается с помощью радио. За исключением тех случаев, когда целевая информация доставляется на Землю на возвращающихся с орбиты пилотируемых космических кораблях или специальных баллистических капсулах.

Каждый космолет может выполнять свои функции на орбите только тогда, когда все его бортовые системы работают исправно. Убедиться в этом на Земле можно по данным телеметрического контроля. Он позволяет выяснить, раскрылись ли после запуска на космолете солнечные батареи, питающие электроэнергией бортовую аппаратуру, узнать, какая температура в отсеках космолета, не упало ли ниже нормы напряжение аккумуляторных батарей и многое другое. Телеметрическая информация тоже передается на Землю по радио.

Нужно знать, летит ли спутник по заданной орбите или его траектория почему-либо изменилась и требует коррекции. Чтобы определить реальную орбиту, нужно измерить координаты и скорость спутника в нескольких ее точках, а затем эти данные обработать на электронных вычислительных машинах. Все земные станции, добывающие траекторную информацию о космических полетах, работают на основе радиотехнических принципов, т. е. и здесь без радио не обойтись.

Следующая задача — управление полетом, т. е. передача на спутник необходимых команд. Это может быть команда, приводящая в действие бортовой ракетный двигатель для коррекции орбиты, или команда, отключающая неисправный бортовой прибор и включающая вместо него исправный прибор из резерва, или команда, по которой начнет свою работу бортовой телеметрический передатчик. Для управления полетом предусматриваются десятки различных команд. Командная информация с Земли на космолет тоже передается по радио.

Резко увеличивается объем радиосвязи во время пилотируемых космических полетов. Экипажам космических кораблей и

орбитальных станций необходима двухсторонняя связь с Центром управления полетом. Специалисты Центра должны наблюдать за ходом особенно ответственных операций, выполняемых космонавтами, например, в открытом космосе, чтобы в случае необходимости подать квалифицированные советы и указания. С орбиты на Землю и с Земли на орбиту часто нужно передать изображения — схемы, графики, таблицы и т. п. Двусторонний обмен телефонной, телеграфной и телевизионной информацией между космонавтами и Центром управления полетом также осуществляется по радио.

Так что радиотехнические системы получения и передачи информации играют в космонавтике чрезвычайно важную роль.

30. КОМАНДНОЕ И ПРОГРАММНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Управление космическим полетом с Земли осуществляется одним из двух способов — с помощью команд или с помощью программ. При командном управлении для каждой операции предусмотрена отдельная команда, она исполняется сразу же после поступления на борт. Разумеется, это возможно только при полете в зоне радиовидимости. Программное управление начинается с запоминания команд в бортовом программно-временном устройстве. Управление по программе возможно в течение всего полета, в том числе и тогда, когда спутник уже ушел из зоны видимости.

Принятая на спутнике команда может содержать требование включить или выключить какой-либо из бортовых приборов. Исполнение подобных команд можно поручить реле: команда замыкает или размыкает его контакты. Это наиболее простой тип команд, их называют разовыми.

Другой тип команд — числовые команды. Например, может быть задана продолжительность экспозиции при космической фотосъемке — несколько заранее обусловленных экспозиций от минимальной до максимальной.

Разница между разовыми и числовыми командами не столь велика. Разовая команда имеет два значения (уровня): «команды нет» — условно 0 и «команда подана» — условно 1. Числовые команды рассчитаны на несколько уровней, которые условно можно обозначить номерами 0, 1, 2, 3, ... Номера числовых команд в нашем примере обозначают различные, заранее установленные продолжительности фотосъемки.

И командное, и программное управление предусматривает оба типа команд — разовые и числовые.

Радиокоманды для управления космическим полетом можно разделить на две группы. К первой группе относятся команды управления движением космолета — это коррекция орбиты, по-

садка на Землю, доразгон при выведении космолетов на межпланетные траектории с промежуточной орбиты, ориентация в пространстве и т. п. Ко второй группе принадлежат команды, не связанные с движением космолета: включение бортовых радиопередатчиков, включение резервных приборов при неисправностях, изменение режимов работы бортовых систем и т. п. Хотя расчет команд обеих групп и их исполнение на борту имеют различия, эти различия обычно не затрагивают способов кодирования и передачи команд.

В наиболее простом случае команды, принятые на спутнике, исполняются сразу же после их декодирования. Такое управление возможно только во время полета в зоне радиовидимости измерительного пункта. Для осуществления каждой операции в этом случае предусматривается отдельная команда.

Для чего может понадобиться программное управление? Некоторые команды, переданные на спутник во время сеанса связи, должны быть исполнены уже после ухода спутника из зоны видимости всех измерительных пунктов. К ним относится, например, включение тормозного двигателя при посадке на Землю: двигатель включается над океаном, вдалеке от измерительных пунктов. Такие команды передаются во время сеанса связи, запоминаются в бортовом программно-временном устройстве, а исполняются позднее в назначенные моменты времени по сигналам бортовых часов.

Может быть и другой случай, когда потребуется программное управление. Предположим, что необходимо передать на спутник серию команд с заранее известной последовательностью их исполнения. Решая эту задачу, можно поступить так: не передавать каждую команду в отдельности для немедленного исполнения, а предварительно передать и записать все команды в бортовом программно-временном устройстве и в заданный момент послать по радио лишь одну, исполнительную, команду, вызывающую всю серию команд из блока памяти. Такой способ управления может быть предпочтительнее, чем прямое управление, хотя спутник может находиться при исполнении команд и в пределах зоны видимости. Его преимущество состоит в том, что он позволяет в самый ответственный момент, часто в условиях дефицита времени, послать на спутник всего лишь одну команду.

Последовательность команд, запоминаемая в бортовом программно-временном устройстве, вместе с заданными временами их исполнения, называется программой. Программа управления может быть рассчитана на один виток, на несколько витков, на сутки, на несколько суток и т. д. Программа, так же как и отдельные команды, может быть передана из Центра управления полетом на измерительный пункт заранее, на космолет программа посылается во время сеанса связи.

Программное управление обладает важным достоинством. Между передачей команды с Земли и ее исполнением на борту проходит время, иногда довольно значительное. Это позволяет прове-

речь, правильно ли записаны команды на борту, передать повторно из них, в которых обнаружены ошибки. И только убедившись, что все без исключения команды занесены в бортовое программно-временное устройство верно, без искажений, посылают на орбиту разовую команду «Начать исполнение программы».

В реальной практике оба вида управления — командное и программное — используются совместно.

Программное управление в космонавтике осуществляется в двух вариантах. Во-первых, заранее могут быть назначены все необходимые разовые и числовые команды, а также время их выдачи относительно начального момента. Неизвестным остается только сам этот момент, когда должно быть начато исполнение программы. Такая программа может быть названа постоянной, или жесткой. Ее можно заложить в бортовое программно-временное устройство еще до запуска спутника. По радиолинии потребуются передача только одной разовой команды, по которой начнется исполнение программы. Программно-временное устройство получается простым, но жесткую программу нельзя изменить в полете.

Во-вторых, ни разовые команды, ни значения числовых команд, ни время их выдачи заранее могут быть не фиксированы. Такую программу можно назвать переменной, или гибкой. Команды и заданное время их исполнения рассчитывают на Земле и закладывают в бортовое программно-временное устройство по радио, а команды исполняются по сигналам бортовых часов. Сложность программно-временного устройства возрастает, но это окупается широкими возможностями для изменения программы управления.

Между двумя основными вариантами программного управления лежит ряд промежуточных вариантов, при которых возможны в некоторых пределах коррекция времени выдачи разовых и числовых команд или изменение уровней числовых команд.

Моменты выдачи разовых команд приходится корректировать, например, при неточном выведении спутника на расчетную орбиту. Предположим, что жесткая программа была рассчитана на один виток. Если реальная орбита спутника оказалась выше или ниже расчетной, то придется растянуть или сжать исполнение команд, чтобы по-прежнему уложить программу точно на один оборот спутника вокруг Земли. Аналогичное положение складывается при спуске с орбиты спутников, имеющих различные начальные высоты. Спуск и посадка выполняются по жесткой программе, которую нужно скорректировать, потому что снижение с более высокой орбиты потребует большего времени и, следовательно, более растянутой программы. Для коррекции такой программы нужно предусмотреть дополнительные радиокоманды.

Траектории спутников и межпланетных станций тоже корректируются по программам. Здесь может быть заранее фиксирована очередность команд, а числовые значения команд — ус-

тавки — передаются по радио. Программа управления начинает исполняться по радиокоманде с Земли или по сигналу бортовых часов.

Используемые в космической технике бортовые программно-временные устройства отличаются большим разнообразием. Они могут быть механическими, электромеханическими, но наибольшее распространение получили электронные программно-временные устройства, как наиболее точные, легкие и компактные.

31. КОДИРОВАНИЕ КОМАНД

Каждая команда для передачи по радио предварительно должна быть представлена в виде электрического сигнала. Такие сигналы называют кодовыми словами, а сам процесс построения кодовых слов в строгом соответствии с номерами команд — кодированием.

Что значит «команду представить в виде электрического сигнала»? Команда — это указание на какое-либо действие, которое должно быть выполнено на спутнике: «Включить передатчик», «Сбросить телеметрию» и т. д. В таком «словесном» виде команду на спутник передать, конечно, невозможно. Каждой команде должен соответствовать свой электрический сигнал, который и посылают на орбиту.

Кодовое слово — сложный сигнал. Он состоит из простейших — элементарных сигналов, или элементов кода. На рис. 31.1 показаны элементы, принадлежащие трем различным кодам. Во-первых, это короткие отрезки (посылки) гармонических колебаний одинаковой амплитуды A и одинаковой длительности τ (рис. 31.1, *а*). Различие элементов состоит здесь в неравных значениях частоты: F_1 и F_2 . Во-вторых, посылки могут иметь одинаковые значения амплитуды, длительности и частоты, а различаться начальной фазой — 0° или 180° (рис. 31.1, *б*). В-третьих (рис. 31.1, *в*), элементы могут иметь постоянную длительность, а различаться по тому, есть ли в начале временного интервала, отведенного элементу, импульс или такой импульс отсутствует.

Коды, образованные при помощи элементарных сигналов, называют частотными (рис. 31.1, *а*), фазовыми (рис. 31.1, *б*) и импульсными (рис. 31.1, *в*). Этим, конечно, не исчерпываются все коды, применяемые в космических радиолиниях.

На рис. 31.2 мы видим три слова импульсного кода. Показанные на рисунке кодовые слова содержат одинаковое число элементов, каждый из которых выбран из двух возможных — «импульс» и «отсутствие импульса».

Если коды располагают для построения слов только двумя различными элементами, их называют двоичными. Такие коды в современной технике, включая управление космическим полетом, практически вытеснили все остальные. Это легко объяснить:

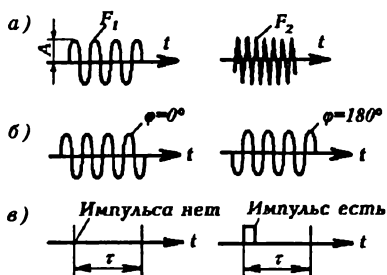


Рис. 31.1. Различные элементарные сигналы, используемые для построения кодовых слов

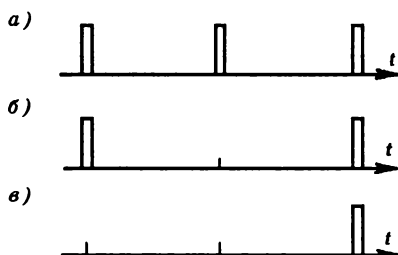


Рис. 31.2. Три команды, передаваемые кодовыми словами двоичного импульсного кода

двоичный код позволяет создать наиболее простую и компактную аппаратуру для кодирования и декодирования команд, осуществления вычислительных операций, запоминания и наглядного отображения информации.

Чтобы продолжить рассказ о кодировании команд, необходимо познакомиться (тем, кто не знаком) с двоичной системой счисления.

Мы привыкли к десятичной системе, располагающей десятью цифрами — от 0 до 9. Эти цифры позволяют записать все целые числа в пределах первого десятка. Если же надо выразить число, большее 9, потребуются две цифры, помещенные в двух разрядах (например, 24), в трех разрядах (245) и т. д.

Двоичная система счисления использует только две цифры — 0 и 1, но способ записи чисел — точно такой же, как в десятичной системе. На рис. 31.3 числа от 0 до 7 десятичной системы счисления сопоставлены с теми же числами в двоичной системе, а рядом показаны кодовые слова двоичного импульсного кода.

Из рисунка видно, что кроме графического изображения кодовых слов возможно их изображение двоичными числами. Кодовые слова, показанные на рис. 31.1, можно записать как 111, 101, 001. Такое отображение намного проще, чем рисунок, и столь же наглядно.

Трехразрядным двоичным кодом можно передать восемь различных команд с номерами от 0 до 7 или восемь уровней числовой команды. Если заданное число команд или уровней больше восьми, трех разрядов окажется мало. Между числом кодовых слов N и числом разрядов двоичного кода n существует соотношение: $N = 2^n$. Если, например, заданное количество команд 64, то для кодовых слов потребуется 6 разрядов ($2^6 = 64$).

Выясним для примера, сколько разрядов должна содержать временная часть слова при программном управлении? Кодовое слово программы может выглядеть так, как показано на рис. 31.4: две его части — временная и командная — определяют набор команд для управления бортовыми системами, обозначенными на рисунке римскими цифрами I, II, III ..., и моменты времени, когда эти команды должны быть исполнены. Если программа рассчи-

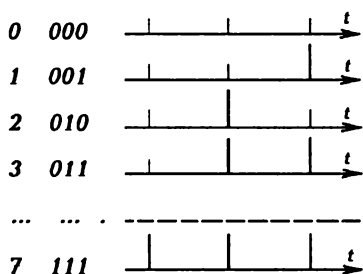


Рис. 31.3. Трехразрядным двоичным кодом можно передать восемь команд

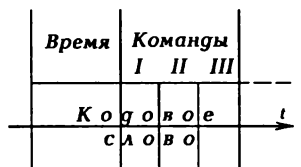


Рис. 31.4. Кодовое слово программы: момент времени и номера команд

тана на одни сутки (86 400 с) и время исполнения команд задается с точностью до 1 с, то временная часть слова должна иметь 86 400 уровней. Легко подсчитать, что для передачи такого числа уровней потребуется 17 двоичных разрядов, так как $2^{17} = 131\,072$ дает небольшой избыток по сравнению с 86 400, а $2^{16} = 65\,536$ — меньше, чем следует.

Для управления каждым спутником предусматриваются несколько десятков различных команд и несколько десятков слов программы.

Предположим, в Центре управления полетом рассчитали команду, доставили ее по телеграфным каналам на измерительный пункт и во время сеанса связи передали на орбиту. Есть ли уверенность, что на спутнике будет принята именно та команда, которую послали из Центра?

Такой уверенности нет. И главная причина, из-за которой команда может быть искажена, — помехи в радиоканале НИП (наземный измерительный пункт) — спутник.

Помехи могут возникать от посторонних радиопередатчиков или от промышленных установок, излучающих паразитные электромагнитные колебания. Они могут быть природного происхождения (грозовые разряды, космические шумы), а в иных случаях создаваться преднамеренно.

Если ограничиться двоичным кодом, то в результате вредного воздействия помехи на кодовое слово может произойти одно из двух: либо нуль в каком-нибудь разряде превратится в единицу, либо единица в одном из разрядов станет нулем. Других искажений элементов двоичного кода, очевидно, быть не может.

Пусть на орбиту передано пятиразрядное кодовое слово 00011 (команда № 3), но первый разряд искажен помехой (счет разрядов условимся вести *слева направо*). Тогда на спутник придет слово 10011 — команда № 19. Получилось, что на орбите принята и исполнена не та команда, которая передана с Земли, а другая. Это событие называют трансформацией команды.

Трансформация команды очень опасна. Может случиться так: передали распоряжение «Сброс телеметрии», а пришло «Включить тормозной двигатель». Спутник снизится с орбиты и сгорит в плотных слоях атмосферы. Конечно, так не бывает — радисты умеют хорошо защищать команды от помех, мы только хотим подчеркнуть, насколько может быть опасна трансформация команды.

Но ложная команда может появиться не только из-за трансформации. Может быть и так: передатчик НИПа не включен и никакая команда вообще не передавалась, а на вход бортового приемника поступают одни помехи. И тогда помеха случайно образует напряжение, по форме подобное одному из кодовых слов. Такое событие называют подделкой команды.

Для борьбы с подделкой прежде всего ограничивают время, в течение которого включен бортовой приемник. В реальных радиолиниях при случайных помехах вероятность подделки чрезвычайно мала. Главное внимание обращают на борьбу с трансформацией команд.

Как же защититься от ложных команд? Играть роль мощность сигнала: если сигнал, переносящий команду, значительно превышает по мощности помеху, искажения слов маловероятны. Но космические радисты часто имеют дело с очень слабыми сигналами, например, когда информация приходит с межпланетных станций, летящих далеко в космосе. Тогда есть дополнительный путь — применить специальные методы построения и приема радиосигналов, которые дают высокую устойчивость против помех. Разработано много методов такого рода, мы о них рассказывать не будем. И наконец, противостоять помехам можно особым построением кода.

Существуют специальные коды, хорошо защищенные от помех. Конечно, полной достоверности, т. е. гарантии, что принятая команда не искажена, достичь невозможно, реально получают лишь многократное снижение вероятности ошибки.

Пусть для всех операций по управлению спутником требуется K разных команд. Выбран двоичный n -разрядный код, общее число возможных кодовых слов N равно 2^n . Совершенно очевидно, что если для передачи K команд использованы все N слов (т. е. $N = K$), то код не защищен от трансформации: любое искажение переданного слова — безразлично, в одном или нескольких разрядах, — приведет к появлению другого слова, которое тоже будет нести какую-то (ложную!) команду.

Идея состоит в следующем. Берут число N с запасом ($N > K$). Тогда слово, искаженное помехой, обязательно приведет к ложной команде. Искаженное слово может оказаться среди $N - K$ неиспользованных слов, и на спутнике не будет принята никакая команда. Произойдет пропуск команды, но это все же лучше, чем трансформация. Пропуск команды как раз и означает, что ошибка обнаружена и ложная команда не прошла.

Во все подобные коды для повышения их помехоустойчивости вводят лишние слова, не используемые для передачи команд. Поэтому эти коды называют избыточными.

Приведем пример для пояснения идеи. Выбран трехразрядный двоичный код, позволяющий построить восемь ($N = 8$) кодовых слов: 000, 001, 010, 011, 100, 101, 110, 111. Для передачи четырех команд ($K = 4$) выбраны четыре слова, у которых четное число единиц: 000, 011, 101, 110 (остальные четыре слова — 001, 010, 100, 111 — имеют нечетное число единиц).

Пусть в переданном по радио слове помеха исказила один разряд и возникла ошибка типа «1 → 0» или «0 → 1». Легко видеть, что число единиц станет нечетным, и, значит, команда будет пропущена: ведь слова с нечетным числом единиц не использованы и не обозначают никаких команд. Иначе говоря, такой код надежно защищен от трансформации команд при искажении одного (любого) разряда внутри слова.

Но в слове могут быть искажены сразу два разряда, т. е. ошибка типа «1 → 0» или «0 → 1» появилась в двух каких-либо разрядах. Тогда число единиц в поврежденном слове останется четным и на спутнике будет принята ложная команда.

Вывод: код с четным числом единиц имеет надежную защиту от трансформации команд при искажении в одном, а также в трех, пяти и другом нечетном числе разрядов, но совершенно беззащитен против двукратного (четырёхкратного, шестикратного и т. д.) искажения разрядов внутри слова. Но выигрыш все-таки есть. Дело в том, что вероятность искажения двух разрядов в слове намного ниже, чем одного разряда.

Пусть вероятность одиночной ошибки — обозначим ее буквой p — составляет одну тысячную ($p = 10^{-3}$). Это значит, что в среднем один искаженный разряд приходится на тысячу разрядов, переданных по радио. Из математики мы знаем, что вероятность искажения двух разрядов пропорциональна p^2 . Иными словами, двукратная ошибка приходится в среднем на миллион разрядов: $p^2 = 10^{-6}$ — вероятность уменьшилась в 1000 (т. е. в $1/p$) раз. Более детальное изучение дает в пересчете на n -разрядное слово значение выигрыша $2/np$. Значит, трансформация команды, переданной 10-разрядным словом с четным числом единиц, станет в 200 раз менее вероятной.

Используют еще один способ защиты от трансформации — повторение команд. Каждую команду передают дважды: на орбиту посылают кодовое слово команды и вслед за ним опять то же самое слово. На приемной стороне радиолинии проверяют: оба слова (первое и второе) должны точно совпасть во всех разрядах, лишь в этом случае команду исполняют.

Трансформация при таком повторении случится только тогда, когда в обоих словах искажены одинаковые разряды (например, третий в первом и третий во втором слове). Нетрудно выяснить, что выигрыш по сравнению с простым кодом составит $1/p$. Если

принять 10^{-3} , то вероятность ошибки снизится в 1000 раз. Если же повторить команду дважды (передать ее тремя словами), то выигрыш будет еще значительнее — $1/p^2$ раз.

Но за достоверность приходится платить. Прежде всего, мы знаем, что обнаружение ошибки равнозначно пропуску команды, но ведь это тоже весьма нежелательное явление. А главное, увеличивается время, которое уходит на передачу каждой команды. Действительно, уже код с четным числом единиц потребляет один лишний разряд: для передачи четырех команд достаточно было бы двух разрядов, а в этом коде их три. Это еще более заметно в коде с повторением команд — время передачи увеличивается вдвое. Между тем каждая секунда скоротечного сеанса связи ценится очень дорого. Но достоверность команд — важнейший показатель, поэтому приходится жертвовать временем передачи.

Если из-за помех наступил пропуск команды, ее надо передать заново. А как узнать, что команда не прошла? Для этого, как уже знает читатель, служит линия передачи информации со спутника на Землю, по которой с орбиты приходят квитанции «да» или «нет».

Автоматика на спутнике проверяет принятый сигнал (например, сравнивает два кодовых слова при повторении команд) и посылает квитанцию «да», если ошибка не обнаружена. На Земле эта квитанция служит разрешением для передачи следующей команды. Квитанция «нет», которая уходит на Землю, если обнаружена ошибка, требует повторения команды.

Связисты придумали множество кодов, помогающих избежать ошибок. Хороший код должен давать значительное снижение вероятности ошибок при минимальном числе избыточных разрядов.

32. ШИРОКОПОЛОСНЫЕ СИГНАЛЫ

Космической технике присущи сигналы, быстро изменяющиеся во времени. Возьмем, например, сигнал, характерный для цифровой телеметрии, и представим его в виде двоичного кода 101010... (рис. 32.1, а). Единицы кода могут обозначаться импульсами постоянной амплитуды и постоянной длительности, нули — паузами той же длительности (т. е. отсутствием импульсов).

Известно, что любой периодический сигнал можно представить рядом Фурье — суммой синусоидальных колебаний на частотах $F_1, F_2 = 2F_1, F_3 = 3F_1, \dots$ Подбрав амплитуды и начальные фазы каждой гармонической составляющей, можно добиться близкого совпадения исходного сигнала и колебания, представленного рядом Фурье. В сигнале присутствует также постоянная составляющая, равная среднему значению исходной функции, но она по радиоканалу не проходит, так как отсекается схемными элементами, такими как емкости или трансформаторы. В случае необхо-

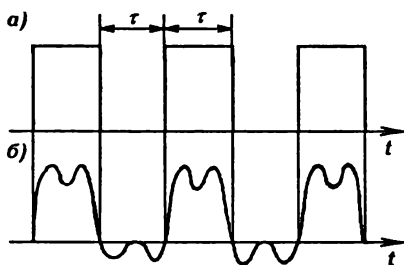


Рис. 32.1. Цифровой сигнал

димости ее искусственно восстанавливают на приемной стороне радиолинии.

Число гармоник в ряде Фурье теоретически бесконечно велико, но во всех практических задачах можно ограничиться несколькими первыми членами ряда и отбросить все остальные. Например, на рис. 32.1, б показано приближение для исходной функции, когда в сигнале сохранена посто-

янная составляющая, первая гармоника на частоте $F_1 = 1/2\tau$, где τ — длительность импульса, и третья гармоника $F_3 = 3F_1$. Даже при таком значительном усечении ряда Фурье элементарный сигнал 1 уверенно отличается от 0, что при передаче цифровой информации совершенно достаточно. Таким образом, по радиолинии нужно передать спектр частот, который простирается до верхней границы F_3 . Если, например, $\tau = 10^{-3}$ с, то верхняя граница спектра $F_3 = 1500$ Гц. Для передачи сигнала без дополнительных искажений полоса пропускания всех звеньев радиолинии должна быть не уже 1500 Гц.

Обратим внимание: если бы исходная функция (рис. 32.1, а) измерялась с большей скоростью, например, при уменьшении длительности импульса в десять раз ($\tau = 10^{-4}$ с), то частота первой гармоники увеличивалась бы до $F_1 = 5000$ Гц, а спектр расширился бы до $F_3 = 15\,000$ Гц. Иными словами, увеличение скорости, с которой изменяется функция времени, приводит к расширению ее частотного спектра, и наоборот. Возможен, как говорят, обмен между скоростью передачи и шириной спектра.

Рассмотрим еще один вид сигнала — телевизионное изображение. Минимальный размер отдельных элементов, из которых состоит изображение на телевизионном экране (т. е. необходимая четкость изображения), определяется разрешающей способностью глаза. Если взять число строк в кадре 625, а отношение высоты кадра к его ширине $3/4$, то число элементов в строке составит примерно 800. Можно подсчитать число элементов, передаваемых по радиолинии за секунду: при частоте кадров 25 Гц оно составит около $12 \cdot 10^6$.

Наиболее широкополосным сигнал будет тогда, когда на изображении чередуются белые и черные элементы — 101010 ... Учитывая, что размер элемента находится на пределе разрешающих свойств глаза, можно ограничиться передачей по радиолинии только первой гармоники сигнала на частоте $F_1 = 1/2\tau$, и тогда верхняя граница спектра $F_{\max} = 6 \cdot 10^6$ Гц. По радиоканалу передаются также сигналы, используемые для синхронизации изображения, их частота 50 Гц. Поэтому весь спектр телевизионного сигнала укладывается в границы от 50 Гц до 6 МГц.

Теперь возникает вопрос, как сигнал со столь широким спектром передать по радиолинии. Известно, что для эффективного излучения электромагнитных колебаний требуется антенна размерами, примерно такими же или большими, чем длина радиоволны. Но это условие не может быть выполнено для низкочастотных составляющих телевизионного сигнала: длина волны, соответствующая колебанию на частоте 50 Гц, составила бы тысячи километров. Поэтому, как и в других подобных случаях, прибегают к модуляции, которая переносит спектр исходного сигнала в радиочастотную область.

Рассмотрим пример — передачу сигнала 10101 (рис. 32.2, а) при амплитудной модуляции. Несущая частота f должна быть выбрана так, чтобы на длительности элемента τ уложилось достаточно большее число несущих колебаний (рис. 32.2, б). Значит, несущая частота должна быть, по крайней мере, на порядок выше, чем максимальная частота модулирующей функции — в нашем примере не менее 60 МГц. Это и определяет выбор несущей частоты: для передачи телевизионного сигнала необходимы метровые, а еще лучше дециметровые или сантиметровые волны.

Кроме телевидения широкополосные сигналы характерны для телеметрии, передачи разного рода цифровой информации, многоканальной телефонии и телеграфии и др.

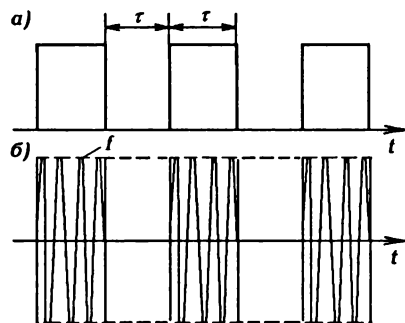


Рис. 32.2. Амплитудная модуляция

33. ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИЙ КОНТРОЛЬ

Назначение телеметрического контроля — получить на земле сведения о состоянии бортовых систем, режимах их работы, напряжениях источников электропитания, температуре воздуха и атмосферном давлении в отсеках и т. д. Все эти данные нужны прежде всего для управления полетом: информация, поступившая на Землю по телеметрическим каналам, может потребовать изменения каких-либо элементов запланированной программы космического полета и, следовательно, передачи на спутник тех или иных команд.

Телеметрическая информация поступает от датчиков, расположенных на спутнике. Датчики вырабатывают электрические сигналы, которые отображают контролируемые процессы. Раскрытие солнечных батарей или бортовых антенн, включение или выключение тормозного двигателя и другие аналогичные действия можно зафиксировать с помощью простейших датчиков, главный конструктивный элемент которых — замыкаемые или размыкаемые электрические контакты. В более сложных случаях, например при контроле за изменениями температуры, нужны другие датчики, в которых контролируемые физические величины преобразуются в электрические сигналы.

Сигналы датчиков кодируют и затем по общей многоканальной телеметрической радиолинии передают на Землю.

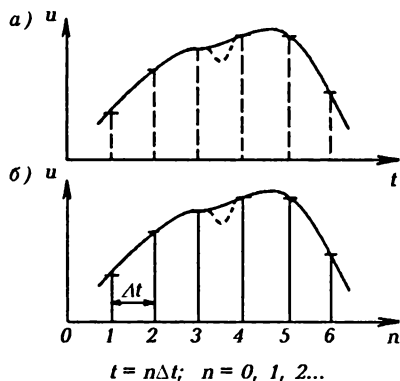
На спутниках в зависимости от сложности их бортовых систем контролируются десятки и сотни различных параметров. Например, на спутниках связи — около 500, на пилотируемых космических кораблях и орбитальных станциях — по две-три тысячи. Возникает вопрос: как же передать на Землю всю информацию от множества измерителей-датчиков по одной радиолинии?

Такая задача называется уплотнением каналов: сигналы от всех измерителей сводятся воедино и поступают на общий передатчик. На приемной стороне радиолинии решается обратная задача: каналы разделяются, чтобы сигнал от каждого из датчиков мог быть получен отдельно.

Рассмотрим, например, как осуществляют контроль температуры. Заранее известно, в каких крайних пределах изменяется температура в том отсеке на спутнике, где стоит датчик. Но в этих пределах значения температуры могут быть любыми. Как же передать на Землю численное значение температуры, не мешая одновременной передаче сигналов от всех других датчиков?

Нам ни к чему описывать все возможные способы многоканальной передачи, остановимся лишь на одном из них.

Рис. 33.1. Квантование по времени. Значения сигнала передаются не непрерывно, а в фиксированные моменты времени



Датчик преобразует значение температуры в пропорциональное напряжение электрического сигнала u . Заметим прежде всего, что совсем необязательно передавать сигнал u , т. е. температуру, непрерывно во времени (рис. 33.1, а). Достаточно, если на Земле будут знать последовательность отсчетов температуры, разделенных небольшими интервалами времени Δt (рис. 33.1, б). Выгода очевидна: паузу между соседними отсчетами можно заполнить сигналами от других датчиков.

Выбор интервала между отсчетами Δt — его называют квантом времени — зависит от двух противоречивых требований. Очевидно, увеличение Δt позволит разместить большее число каналов в общем сигнале радиолиний. Но тогда снизится точность воспроизведения исходных сигналов, так как при больших промежутках времени между соседними отсчетами окажутся незамеченными быстрые изменения сигналов (как, например, оказалось бы незамеченным резкое кратковременное уменьшение сигнала, показанное на рис. 33.1 пунктиром между точками 3 и 4).

Многоканальную передачу, о которой мы сейчас рассказываем, осуществляют с помощью коммутаторов (рис. 33.2). Ползунки передающего и приемного коммутаторов вращаются согласованно, они последовательно замыкают ламели с одинаковыми номерами. В результате за один оборот коммутаторов по телеметрической радиолинии передаются отсчеты всех датчиков. В реальных телеметрических системах коммутаторы, конечно, не механические, а электронные.

Частота опроса каждого датчика определяется скоростью вращения коммутатора: интервал Δt на рис. 33.1, б как раз и равен продолжительности одного оборота. Потребители телеметрической информации — устройства для записи или анализа телеметрических сигналов (рис. 33.2) — получают показанную на рис. 33.1, б последовательность импульсов, амплитуды которых отображают изменение сигнала u (например, температуры).

Итак, задача решена: по общей радиолинии одновременно переданы сигналы от многих датчиков. Но посмотрим, как такая радиолиния работает при помехах.

К приемнику земной телеметрической станции поступает сигнал, смешанный с помехой. Помеха проходит вместе с сигналом по цепям станции и на выходе коммутатора искажает уровни

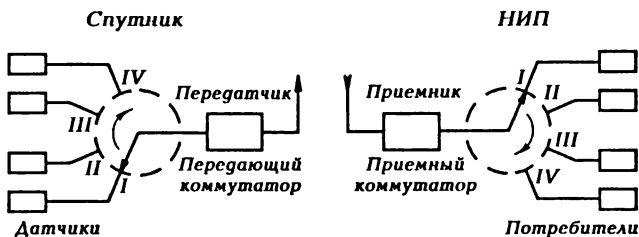


Рис. 33.2. Телеметрическая система циклического типа. Сигналы от всех датчиков передаются последовательно во времени

полезного сигнала. При этом неизвестно — и нет никакого способа установить, — какая именно часть выходного уровня обусловлена полезным сигналом, а какая — помехой.

Отделить сигнал от помехи позволяет квантование по уровню. Пояснить это нам поможет рис. 33.3. На рис. 33.3, а показана последовательность отсчетов сигнала после квантования по времени: амплитуды импульсов в границах между максимальными и минимальными значениями могут быть любыми. Но по радиолинии передают не любые значения сигнала, а только определенные, наперед обусловленные, например 0; 1; 2 и 3 (рис. 33.3, б). Расстояние между уровнями называют квантом уровня Δu . Если, скажем, Δu равно 1 вольту, то цифры по оси ординат на рис. 33.3, б отобразят передаваемые уровни тоже в вольтах. Если амплитуда очередного импульса составляет 2,7 вольта, ее округляют до ближайшего квантованного значения (3 вольта) и передают на Землю.

Очевидно, при таком квантовании из-за округления заведомо допускается несоответствие между реальным сигналом и сигналом, который передается по радиотелеметрической линии. Чем больше квант уровня Δu , тем больше может быть это несоответствие. Но ошибка не превосходит половины кванта уровня $1/2 \Delta u$.

Набор квантованных значений, который установлен при передаче телеметрических сигналов, известен и на приемном конце радиолинии. И, если со спутника пришел сигнал 1,3 вольта, мы

вправе отнести лишние 0,3 вольта на счет помех и предположить, что в действительности по телеметрической линии был передан сигнал 1 вольт. Конечно, чтобы такое предположение было правильным, помеха заведомо не должна превышать половины кванта $1/2 \Delta u$.

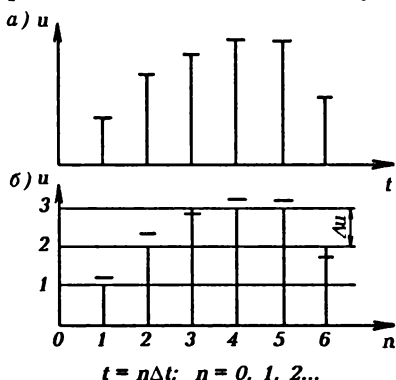


Рис. 33.3. Квантование по уровню. Величины сигнала округляются до ближайшего из установленных уровней

Таков путь к полному избавлению от помех, если, конечно, помехи не слишком велики. И снова вырисовывается противоречие: повышая квант уровня, мы более надежно отсеиваем помехи, но тогда увеличивается возможность другой ошибки — из-за несоответствия между реальным телеметрическим сигналом и его квантованной величиной, переданной по радиолинии. Квант уровня Δu приходится устанавливать (так же, как и квант времени Δt) исходя из двух противоречивых требований.

Усложним задачу: станем передавать квантованные по уровню и по времени сигналы не ступенчатыми изменениями амплитуды, как показано на рис. 33.3, а двоичным кодом, подобно тому, как передают уровни числовой команды. Кодирование осуществляется до того, как сигнал попадает в радиоканал, значит, помехи сигналу не страшны — их еще нет. Стало быть, помехоустойчивость будет определяться не выбором кванта уровня Δu , а выбором кода, хорошо защищенного от помех (об этом мы рассказали в предыдущем параграфе). Можно уменьшить квант уровня и повысить точность передачи исходного сигнала без прямого ущерба для помехоустойчивости. Именно так построены современные телеметрические радиолинии.

Аппаратура, конечно, усложняется по сравнению с той, которая изображена на рис. 33.2: на борту появляются устройства для квантования и кодирования, на земной станции — приборы для обратных преобразований. Впрочем, обратного преобразования часто не требуется — цифровой код может быть сразу же введен в электронную вычислительную машину для анализа телеметрических данных и последующего отображения результатов анализа.

Информация в цифровых телеметрических системах передается кодовыми словами, каждое из которых соответствует одному циклу опроса датчиков (рис. 33.4). Слово содержит синхропосылку для согласования работы передающего и приемного коммутаторов. Далее идут группы (по числу каналов) двоичных разрядов, отображающие сигналы отдельных датчиков.

Теперь, казалось бы, все предусмотрено. Известно, как создать многоканальную телеметрическую линию, позволяющую передать на Землю информацию сразу от многих датчиков, как защитить эту линию от радиопомех, чтобы они не могли приводить к ошибкам при передаче сигналов. Но усовершенствования можно продолжать.

Обратим внимание на исходные сигналы, которые поступают от бортовых датчиков: одни из них приходят часто, другие — реже. Например, температура в отсеках космического корабля изменяется медленно, и данные о ней можно передавать относительно редко. Другие параметры могут изменяться значительно быстрее, их значения должны передаваться часто. Как видно, речь идет о выборе кванта времени Δt , или, иначе, частоты опроса датчиков. Очевидно, ее приходится устанавли-

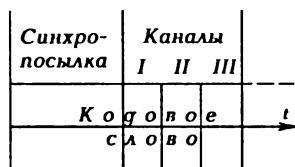


Рис. 33.4. Кодовое слово телеметрической информации

ливать, приноравливаясь к наиболее быстро изменяющемуся телеметрическому сигналу. Но тогда на Землю пойдут избыточные отсчеты других, медленно изменяющихся параметров.

Еще пример: контроль за работой тормозной двигательной установки (ТДУ). На протяжении почти всего полета телеметрические каналы, выделенные для контроля ТДУ, бездействуют (двигатель не работает), и только в конце, при включении тормозного двигателя, по этим каналам начинает поступать полезная информация.

Ясно, что в телеметрических системах описанного выше типа (их называют циклическими) использование каналов не всегда удачно. Дальнейшее развитие телеметрических систем позволило сгладить этот недостаток. Первоначальный анализ телеметрической информации перенесен на борт спутника, введены изменяемые программы опроса датчиков, но разбор всего этого не входит в нашу задачу.

Наибольшая часть общей продолжительности полета спутника проходит за пределами зоны радиовидимости измерительных пунктов. Поэтому часто телеметрическая информация не передается сразу на Землю, а постепенно накапливается в бортовом запоминающем устройстве и только тогда переносится на Землю — это называют сбросом телеметрической информации. Темп сброса во много раз превышает темп накопления, так как время, отводимое на сброс, ограничивается продолжительностью сеанса связи. Информация поступает на один из измерительных пунктов, сброс начинается по команде с Земли, что, разумеется, не исключает прямую передачу телеметрических данных во время сеансов связи.

Телеметрическая аппаратура на измерительном пункте состоит из радиоприемников, аппаратуры декодирования сигналов, аппаратуры регистрации, анализа и отображения информации. Для анализа телеметрических данных используют электронные вычислительные машины, а результаты анализа направляют по телеграфным каналам в Центр управления полетом.

Телеметрические данные нужны не только для контроля за бортовыми системами, но и для траекторных расчетов. Например, сведения о моментах включения и выключения тормозного двигателя на космическом корабле и величине импульса скорости позволяют баллистикам уточнить место приземления космонавтов. Уточненные координаты передают в район посадки, это облегчает работу посадочного комплекса.

34. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРБИТ

Для управления космическим полетом необходим прежде всего траекторный контроль. Его применяют для расчета элементов орбиты и прогноза движения космолета. В свою очередь, прогноз движения служит для расчета посадки и коррекции орбиты, для расчета целеуказаний наземным станциям и т. д.

Траекторный контроль определяет прежде всего топоцентрические координаты спутника, когда он пролетает в зоне радиовидимости. Что такое топоцентрическая система координат?

Считаем, что поверхность Земли — правильная сфера, радиус которой $R = 6371$ км. Проведем в точке O (рис. 34.1), где расположен наблюдатель или антенна радиотехнической станции, плоскость, касательную к поверхности Земли. Она называется плоскостью математического горизонта, или, короче, горизонтальной плоскостью. Отвесная линия в точке O направлена к центру Земли.

В топоцентрической системе координат горизонтальную плоскость xOz принимают за опорную. Ось Ox лежит в плоскости географического меридиана и направлена на север, ось Oy направлена по отвесной линии вверх.

В некоторый момент времени, перемещаясь по орбите, спутник оказался в точке M . Его скорость относительно поверхности Земли, называемая топоцентрической скоростью, обозначена на рис. 34.1 как v_r . Если спроектировать радиус-вектор OM на прямоугольные оси, то можно определить три координаты центра масс спутника x_r, y_r, z_r и три составляющие его топоцентрической скорости x'_r, y'_r, z'_r .

Во многих задачах предпочтительнее полярная топоцентрическая система координат с полюсом в точке O .

Для полного описания полета спутника относительно земного наблюдателя или антенны радиотехнической станции нужны шесть величин, являющихся топоцентрическими координатами спутника. Каковы они?

1. Дальность s . Она равна кратчайшему расстоянию OM между антенной измерительного пункта и спутником. Вдоль линии OM (ее называют линией визирования) распространяются электромагнитные колебания, излучаемые со спутника на Землю к приемной антенне или приходящие к спутнику с Земли.

2. Радиальная, или лучевая скорость s' . Это составляющая топоцентрической скорости v_r по направлению линии визирования. Можно сказать, что она равна скорости, с которой изменяется дальность s .

3. Азимут A — угол в горизонтальной плоскости между плоскостью географического меридиана и проекцией OM_1 линии визирования. Азимут отсчитывается от северного направления географического меридиана по часовой стрелке (на восток) в пределах от 0 до 360° .

4. Угол места, или угловая высота над горизонтом H . Это угол

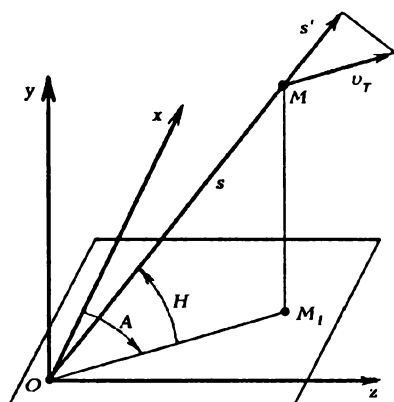


Рис. 34.1. Топоцентрическая система координат

в вертикальной плоскости между плоскостью горизонта и линией визирования; отсчитывается от горизонтальной плоскости вверх в пределах от 0 до 90°.

5. Угловая скорость A' , с которой вращается горизонтальная проекция линии визирования.

6. Угловая скорость H' , характеризующая вращение линии визирования в вертикальной плоскости.

Измерение топоцентрических координат s, A, H, s', A', H' дает исходную информацию для определения космических траекторий. Для самих измерений используют оптические или радиотехнические приборы и инструменты. В обоих случаях нужна прямая, или геометрическая видимость спутника, т. е. он должен находиться выше плоскости горизонта: радиоволны УКВ-диапазона, используемые для траекторных измерений, не способны (как и лучи света) огибать сферическую поверхность Земли.

Радиотехнические измерения в отличие от оптических не зависят ни от погоды, ни от времени суток. Полный набор из шести топоцентрических координат s, A, H, s', A', H' могут дать только радиотехнические измерения, в то время как оптические инструменты измеряют лишь угловые величины, причем в дневное время измерения невозможны, так как спутник не виден на фоне светлого неба, а в сумерки и ночью спутник должен быть либо освещен Солнцем, которое в это время должно находиться неглубоко под горизонтом, либо на спутнике устанавливают яркую импульсную лампу. Радиотехнические измерения легче автоматизировать, а их результаты — преобразовать в электрические сигналы для передачи по линиям связи или для ввода в ЭВМ. Как видно, радиотехнические измерения обладают серьезными преимуществами перед оптическими.

Топоцентрическая координатная система участвует в суточном вращении Земли и потому не относится к инерциальным (абсолютным) системам. Однако вращение Земли легко учесть, и точный и однозначный пересчет топоцентрических координат в абсолютные геоцентрические координаты не вызывает трудностей.

Обычно измеряют не все шесть топоцентрических координат, а меньше — четыре (s, s', A, H), две (s, s') или даже одну (s'). По этим данным тоже можно рассчитать орбиту, но нужны результаты измерений не в одной, а в нескольких точках орбиты, полученные на одном или нескольких измерительных пунктах и на нескольких последовательных орбитах спутника вокруг Земли.

Данные измерений со всех пунктов передают в Центр управления полетом и совместно обрабатывают на ЭВМ. При этом должны быть известны моменты времени, когда выполнялось каждое измерение, и географические координаты измерительных станций. Точность расчета зависит от ошибок траекторных измерений, и, чтобы ослабить эту зависимость, объем измеренных координат увеличивают во много раз по сравнению с минимально необходимым.

Следующий этап — прогнозирование движения спутника на несколько витков, суток или недель вперед. Прогноз необходим прежде всего для управления полетом. Без знания будущего движения невозможно подготовить данные для коррекции орбиты или для посадки спутника на Землю. При расчете снижения и посадки выбирают такую точку орбиты и вычисляют для нее такой тормозной импульс скорости, который позволил бы получить траекторию снижения, заканчивающуюся в заданном районе земной поверхности. Это должно быть сделано задолго до самой посадки, так чтобы успеть передать на спутник уставки для системы ориентации и команду на включение тормозного двигателя.

Прогноз орбиты нужен для расчета величин, которые должны быть известны на измерительных пунктах при подготовке к предстоящим сеансам связи: времени начала и конца сеанса, целеуказаний радиотехническим станциям, программ автоматического управления антеннами и т. п.

Трасса будущего полета позволяет выбрать моменты времени для осуществления на спутнике операций, связанных с решением научных и прикладных задач. Один из примеров — фотографирование со спутника заданного района земной поверхности: расчет трассы будущего движения позволит определить начало и конец фотографирования. Аналогичные требования возникают при использовании метеорологических спутников и спутников связи, для привязки ко времени и к географическим координатам результатов наблюдений, выполненных со спутника. В общем случае это называется составлением временных программ для бортовой аппаратуры: расчет на заданное время вперед моментов включения приборов для научных измерений, бортовых приемников, передатчиков и т. д.

Прогноз движения и расчет трасс необходимы для планирования работы измерительных пунктов. Зная, как проходят по территории страны трассы всех спутников, находящихся в космосе, распределяют сеансы связи между наземными пунктами так, чтобы можно было осуществить с каждым спутником весь необходимый обмен информацией и в то же время дать радиотехническим станциям хотя бы минимальный срок на подготовку аппаратуры для работы со следующим спутником. Все эти задачи решают электронные вычислительные машины командно-измерительного комплекса, размещенные в Центре управления полетом и на измерительных пунктах.

35. ИЗМЕРЕНИЕ ДАЛЬНОСТИ

Рассмотрим, как измеряют координаты видимого движения. Начнем с измерения дальности — кратчайшего расстояния между спутником и антенной измерительного пункта. Именно по прямой линии между спутником и антенной (по линии визиро-

вания) приходят радиосигналы. Если известны скорость радиоволн c и время τ , которое требуется радиосигналу, чтобы преодолеть расстояние «спутник—антенна», то дальность s легко рассчитать (рис. 35.1, а).

Пусть сигнал излучен со спутника в момент времени t_1 , а пришел на Землю в момент t_2 . Тогда величина τ равна разности $t_2 - t_1$. Предполагается, что время t_1 и t_2 отсчитывается на спутнике и на измерительном пункте по часам, которые идут *абсолютно точно*, т. е. показывают строго одинаковое время. Разумеется, абсолютно согласованного хода у обоих часов достичь не удастся, поэтому рассчитаем допустимую погрешность.

Скорость радиоволн округленно равна $3 \cdot 10^5$ км/с. Значит, ошибка в отсчете времени, равная одной микросекунде, даст погрешность в измерении дальности 300 м. Чтобы получить дальность с ошибкой не более нескольких метров, ход бортовых и земных часов должен быть согласован до сотых и даже тысячных долей микросекунд. И это в продолжении всего космического полета, даже если он длится много месяцев. Для современной техники подобная точность недоступна, и значит, этот путь измерения дальности не может быть реализован.

Поступают иначе (рис. 35.1, б). Радиосигнал излучают с Земли, принимают на спутнике и переизлучают обратно на Землю. Теперь за время τ сигнал проходит удвоенное расстояние $2s$, и дальность по-прежнему легко рассчитать. Преимущество нового пути очевидно: моменты ухода и прихода сигнала определяются по одним и тем же (земным) часам, и не надо заботиться о согласованности двух шкал времени. Тем самым устраняется ошибка, свойственная первому способу измерения дальности.

То, о чем мы сейчас рассказали, справедливо для измерения не только дальности. Вообще существуют два метода измерения. При первом из них — беззапросном — радиосигнал, несущий информацию о движении спутника, излучается со спутника. На Земле находится приемник с измерительными приборами, извлекающими траекторную информацию из радиосигнала. Второй — запросный — метод предполагает излучение сигнала с Земли и переизлучение его со спутника. В этом случае на Земле должны быть передатчик, приемник, измерительные приборы, а на спутнике — ретранслятор.

Беззапросные системы выгодны своей автономностью: по радиосигналам, переданным со спутника, могут проводить траекторные измерения одновременно и независимо несколько земных станций. Системы запросного типа такой автономностью не обладают. Но беззапросный метод часто накладывает очень жесткие ограничения на ста-

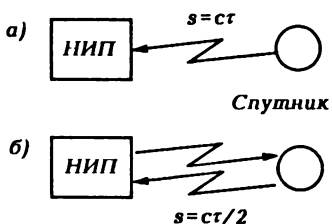


Рис. 35.1. Два способа измерения дальности до спутника. Измерительный сигнал излучается со спутника или с Земли

бильность сигналов — как мы только что убедились на примере измерения дальности.

Попутное замечание: в космической технике в отличие от радиолокации используют переизлученные со спутника (а не отраженные) сигналы. Это делается для увеличения дальности действия наземных станций (ответный радиосигнал приходит более мощным, чем при отражении) и для повышения точности измерения координат.

Продолжим рассказ об измерении дальности. В качестве сигнала, посылаемого на спутник, иногда используют периодическую последовательность радиоимпульсов (рис. 35.2). Интервал τ измеряют между излученным (рис. 35.2, а) и ретранслированным (рис. 35.2, б) импульсами.

При увеличении расстояния до спутника интервал τ растет. Он может превзойти период повторения T и даже несколько периодов. Появится опасность ошибки при отсчете τ на значение, кратное T , т. е. неоднозначность отсчета. Например, при периоде повторения, равном 5 миллисекундам, неоднозначность возникает уже на дальностях, превышающих 750 км. Во избежание такой ошибки необходимо точно знать, которому из излученных импульсов соответствует каждый из импульсов, пришедших со спутника. Но особых технических трудностей здесь не возникает.

Импульсный измерительный сигнал — не единственно возможный и даже не самый распространенный. Но во всех случаях измерение дальности сводится к отсчету времени, которое требуется радиоволнам, чтобы дойти до спутника и вернуться обратно.

Часто интервал τ определяют с помощью гармонического колебания. В этом случае земная станция (рис. 35.3) включает в себя передатчик, приемник и прибор для измерения разности фаз (фазометр), а на спутнике устанавливается ретранслятор. На Земле сопоставляются два радиосигнала (рис. 35.4): непрерывно излучаемый местным передатчиком и ретранслированный со спутника. Второй из них запаздывает на время τ , пропорциональное дальности.

Если сигнал с орбиты запаздывает ровно на период колебания T , фазовый сдвиг между сигналами составляет 2π (рис. 35.4). Показание фазометра φ_r при запаздывании τ , меньшем периода колебания, легко найти, составив пропорцию. Если вспомнить зависимость, между временем τ и дальностью z (рис. 35.1) и между периодом синусоидального колебания T и его частотой F , можно записать окончательный результат: неизвестная дальность z окажется пропорциональной фазовому сдвигу φ_r . Коэффициент пропорциональности зависит от скорости распространения радиоволн c и частоты сигнала F .

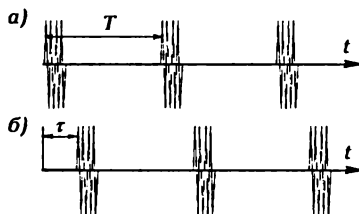


Рис. 35.2. Измерение дальности до спутника с помощью периодической последовательности радиоимпульсов

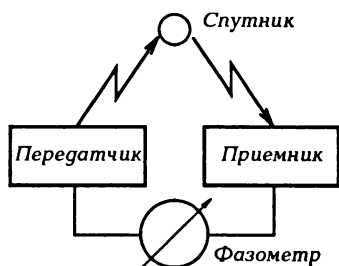


Рис. 35.3. Дальность до спутника можно определить, измерив разность фаз между прямым и ответным синусоидальными сигналами

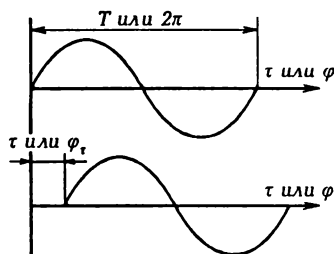


Рис. 35.4. Разность фаз между сигналами и дальность до спутника связаны пропорциональной зависимостью

Таков несложный принцип измерения. Но когда дело доходит до практической реализации, появляются, как обычно, трудности.

Прежде всего мы снова сталкиваемся с неоднозначностью отсчета. Прибор, показанный на рис. 35.3, измеряет сдвиг фаз в пределах от 0 до 2π , затем показания прибора повторяются. Какую надо взять частоту F , чтобы измерить дальность однозначно в пределах, например, до 750 км? Для такой дальности запаздывание сигнала равно 5 миллисекундам. Это и будет минимальным значением периода колебания для измерительного сигнала, если дальность до спутника не превышает 750 км. Частота сигналов равна обратной величине — 200 Гц.

Излучить в эфир электромагнитные колебания столь низкой частоты практически невозможно. Например, в радиовещании в самом длинноволновом диапазоне используются сигналы в десятки килогерц, т. е. гораздо более высокочастотные. Поэтому для траекторных измерений берут модулированные сигналы, и разность фаз определяют не на радиочастотном — несущем колебании, а на низкочастотном — модулирующем (рис. 35.5). Несущее колебание выбирают, разумеется, в области УКВ — на сантиметровых или дециметровых волнах (сотни — тысячи мегагерц). На рисунке представлен наиболее простой вид модуляции — амплитудный. Для прямого сигнала (рис. 35.5, а) и сигнала, ретранслированного со спутника (рис. 35.5, б), берут различные несущие частоты, чтобы приемник земной станции мог улавливать приходящие сигналы независимо от работы передатчика.

Несколько слов о точности измерения. Используя соотношение $s = c\tau/2$, мы, по существу, заменяем прямое измерение дальности s определением интервала времени τ , пропорционального дальности. Но такая замена возможна лишь при условии, что совершенно точно известна скорость радиоволн c , которая входит в коэффициент пропорциональности.

Между тем это условие не выполняется. Скорость распространения радиоволн в пустоте известна с высокой точностью: относи-

тельная ошибка $\Delta c/c$ составляет всего 10^{-8} (одну миллионную долю процента). Но это — в пустоте, а в действительности на пути радиосигналов между Землей и спутником лежат слои ионизированного газа — ионосфера. Здесь скорость радиоволн отличается от ее значения в пустоте, причем она меняется в зависимости от состояния ионосферы, т. е. перестает быть строго постоянной величиной. Это обстоятельство во много раз снижает точность измерения дальности.

Другой источник ошибок обусловлен способом измерения интервала τ . Сказываются прежде всего предельные возможности измерительной схемы — инструментальные ошибки, но главное не в них.

Чтобы вычислить дальность на основе зависимости $s = c\tau/2$, нужно знать τ — чистое время, потраченное радиосигналом на путь между антеннами НИПа и спутника. В действительности же сигнал проходит еще через многочисленные схемные элементы как на земной станции, так и бортового ответчика. На это затрачивается дополнительное время, и оно входит в величину τ , которая реально измеряется на Земле. Для того чтобы выяснить чистое время, из измеренной величины τ требуется вычесть дополнительную задержку. Но оказывается, эта задержка непостоянна, она зависит от многих трудно учитываемых факторов, например от рабочей температуры, влажности. Эта неопределенность переносится на достижимую точность измерения дальности.

В итоге, в результате действия всех причин, наиболее совершенные из радиотехнических систем измеряют дальность НИП — спутник с точностью до 10 м. Этого вполне достаточно для траекторных расчетов.

Но точность, как мы помним, не исчерпывающий показатель. Отсчет дальности должен быть не только возможно более точным, но и однозначным. В примере, который был рассмотрен на предшествующих страницах, измерительный сигнал частотой 200 Гц позволил измерить дальность однозначно в пределах от 0 до 750 км. В космической технике измеряют расстояния, во много раз превосходящие этот диапазон. Значит, приходится понижать частоту измерительного сигнала: уменьшив частоту, например, вдвое, мы во столько же раз расширим диапазон однозначно измеряемых дальностей. Но, оказывается, при этом падает точность измерения.

Пусть прибор, показанный на рис. 35.3, измеряет фазовый сдвиг с ошибкой в 1° . Легко подсчитать, что на шкале «0–750 км» эквивалентная ошибка по дальности составит 2 км. А для шкалы «0–1500 км» ошибка по дальности увеличится вдвое и будет про-

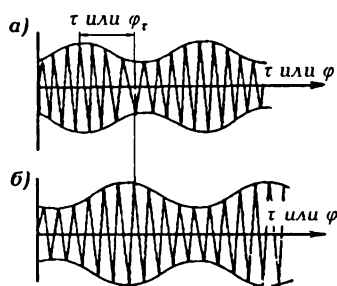


Рис. 35.5. Измерение разности фаз с использованием радиосигнала, модулированного по амплитуде

должать расти, если мы захотим, понижая частоту сигнала, изменять дальность однозначно во все больших интервалах.

Должно быть, читателю уже понятно, как поступить. Следует использовать несколько измерительных частот: сначала определить дальность на самой низкой частоте — это даст грубый, но однозначный отсчет, затем постепенно уточнять результат, используя измерительные сигналы на все более высоких частотах.

Такой отсчет измеряемой величины называют многошкальным. Когда мы определяем время по часам, то сначала обращаем внимание на положение часовой стрелки: она дает грубый, но однозначный отсчет времени в пределах полусуток. Зная эту — приблизительную — величину, мы уточняем время по минутной, а если нужно, то и по секундной стрелке. При этом однозначность сохраняется. Точно так же поступают и при измерении дальности.

36. ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТИ

Для измерения лучевой скорости s' в космической технике используют эффект Доплера. Эффект состоит в том, что если передатчик и приемник перемещаются друг относительно друга, то частота принятого радиосигнала не равна частоте излученного сигнала и зависит от скорости относительного движения передатчика и приемника.

Появление эффекта Доплера можно пояснить так. Пусть в точке A (рис. 36.1) находится генератор опорного радиосигнала с высокой стабильностью частоты излучаемого колебания f_0 . Длина волн опорного сигнала $\lambda_0 = c/f_0$, скорость его распространения — c . Имеется в виду, что выполняется неравенство $s' \ll c$.

В точке B на линии визирования AB расположен радиоприемник, который подсчитывает число полных периодов радиосигнала, прошедших мимо точки B за 1 с.

Это число можно определить так. Отложим на линии визирования отрезок длиной s (м), численно равный скорости движения радиоволн c (м/с). На этом отрезке уложится c/λ_0 периодов (эта величина равна частоте принятого радиосигнала f , при неподвижном приемнике она, естественно, равна частоте излученного колебания f_0).

Пусть теперь приемник удаляется от передатчика с лучевой скоростью s' (рис. 36.2). Воспользовавшись тем же приемом подсчета числа периодов, отложим на линии визирования отрезок $c - s'$, равный скорости движения волн мимо точки B . Число периодов, прошедших мимо приемника за 1 с, теперь станет $(c - s')/\lambda_0$, и, значит, частота принятого сигнала изменилась. Теперь $f = (c - s')/\lambda_0$. При сближении передатчика с приемником частота f оказалась бы равной $(c + s')/\lambda_0$.

Разность частот излученного и принятого колебаний называется частотным сдвигом Доплера, или короче — частотой Доплера:

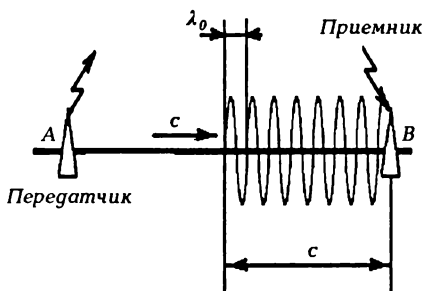


Рис. 36.1. Иллюстрация эффекта Доплера, скорость равна нулю

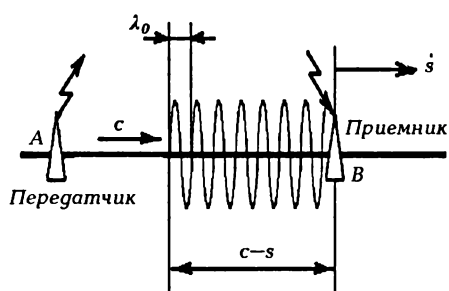


Рис. 36.2. Иллюстрация эффекта Доплера, скорость не равна нулю

$$F_D = |f - f_0| = f_0(s' / c). \quad (36.1)$$

Измерив частоту Доплера, можно определить лучевую скорость:

$$s' = (c/f_0)F_D. \quad (36.2)$$

Для этого в точке приема нужно знать частоту излученного колебания f_0 . Удаляется приемник от передатчика или приближается к нему, судят по тому, меньше или больше частота принятого радиосигнала по сравнению с частотой излученного колебания.

Для траекторных измерений эффект Доплера используется так (рис. 36.3). На спутнике размещают радиопередатчик и эталонный генератор частоты f_0 с высокой степенью стабильности колебаний. Земная измерительная станция состоит из приемника, эталонного генератора той же частоты f_0 и схемы сравнения частот. Эта схема измеряет разность $f - f_0$, т. е. частоту Доплера F_D , или (в ином масштабе) лучевую скорость s' . В остальном работа схемы пояснений не требует.

Теперь о точности измерения. Она определяется двумя обстоятельствами: во-первых, тем, насколько точно измерена частота Доплера, и, во-вторых, тем, насколько коэффициент c/f_0 , приня-

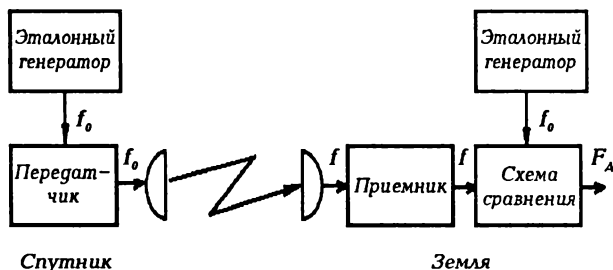


Рис. 36.3. Измерение лучевой скорости на основе эффекта Доплера

тый для пересчета частоты F_D в лучевую скорость s' , соответствует реальности.

Есть еще одна причина снижения точности, которая прямо не вытекает из соотношения $s' = (c/f_0)F_D$, но тем не менее играет определяющую роль.

До сих пор мы молчаливо предполагали, что эталонные частоты f_0 бортового (на спутнике) и земного генераторов в точности совпадают. В действительности это недостижимо. Два независимых генератора в продолжении всего космического полета (многие недели, месяцы, а то и годы) не могут давать колебания строго совпадающих частот. Как же проявятся их нестабильность? Оказывается, нестабильность частоты любого из двух эталонных генераторов (бортового или земного) проявляется точно так же, как эффект Доплера.

Пусть расстояние «передатчик—приемник» не изменяется ($s' = 0$), а частоты эталонных генераторов на спутнике и на Земле различаются на Δf . Тогда схема сравнения (рис. 36.3) покажет разность частот Δf , и нет никакого способа отделить этот *ложный* выходной сигнал от полезного сигнала, вызванного эффектом Доплера. Мнимая «лучевая скорость» $s' = (c/f_c)\Delta f$, она и составит ошибку измерения.

В реальных условиях, когда радиоволны приходят со спутника, летящего по орбите, выходной сигнал содержит обе составляющие — истинную и ложную. Необходимо, чтобы вторая из них (т. е. ошибка измерения) была существенно меньше первой. Если допустима ошибка 0,1 м/с, то можно рассчитать необходимую степень стабильности эталонных генераторов. Окажется, что она должна быть не ниже $\Delta f/f_0 = 10^{-10}$. Это весьма жесткое требование особенно трудно осуществимо в бортовой аппаратуре, конструкция которой должна быть малогабаритной и легкой. Именно такую точность (порядка 0,1 м/с) имеют измерители лучевой скорости, широко применяемые в космической радиотехнике.

Можно отметить предельную простоту аппаратуры, размещенной на космолете. Земные измерительные станции, размещенные на многих командно-измерительных пунктах, одновременно измеряют лучевую скорость из нескольких географических точек. Каждая станция измеряет скорость, пока спутник пролетает в зоне видимости. В начале сеанса частота принимаемого сигнала f больше, чем f_0 , на траверсе $f = f_0$, в конце сеанса $f < f_0$. Такие измерения представляют исчерпывающую информацию для определения орбиты. Поэтому измерительные системы, основанные на эффекте Доплера, получили широкое распространение.

37. КОСМИЧЕСКИЕ АНТЕННЫ

Среди технических средств, обеспечивающих космический полет, важное место занимают различного рода антенны.

Для определения азимута и угловой высоты над горизонтом используются направленные антенны, которые излучают радио-

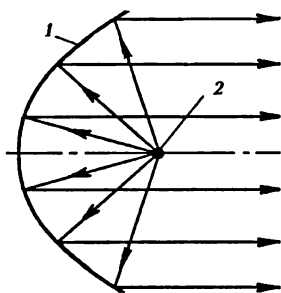


Рис. 37.1. Схема параболической антенны

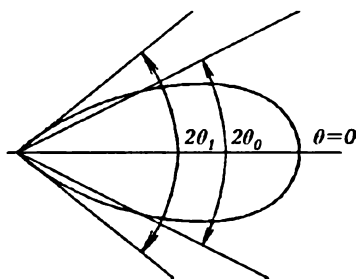


Рис. 37.2. Диаграмма направленности

волны (или принимают их) не равномерно во все стороны, а избирательно, преимущественно в каком-либо одном направлении. Примером могут служить зеркальные параболические антенны, которые часто применяют для приема и передачи радиосигналов в космических системах.

Принцип действия таких антенн основан на физических явлениях, общих для оптики и радиотехники. Поместив источник электромагнитных колебаний в фокусе вогнутого зеркала, имеющего форму параболоида вращения (рис. 37.1), можно собрать радиоволны в узкий параллельный пучок и направить его в нужную сторону. Металлическое зеркало 1, отражающее радиоволны, с помещенным в его фокусе облучателем 2 — источником радиочастотных колебаний — и представляет собой направленную передающую антенну.

Свойства параболической антенны, как и любой другой, характеризуются диаграммой направленности, т. е. зависимостью напряженности (или мощности) электромагнитного поля, создаваемого антенной, от направления θ (рис. 37.2). При этом напряженность поля во всех направлениях измеряется на одинаковом, достаточно большом расстоянии от антенны. Параболическая антенна дает максимальное излучение вдоль оси зеркала при $\theta = 0$; этот уровень принимают за единицу. В других направлениях излучение меньше. И при $\theta = \theta_1$ оно обращается в нуль. В пределах угла $2\theta_1$ лежит главный лепесток диаграммы направленности. Реальные антенны излучают радиоволны также в стороны и назад, их диаграммы направленности имеют боковые и задние лепестки, но уровень излучения в пределах этих лепестков обычно невелик, на рис. 37.2 они опущены.

Чтобы показать пространственный характер излучения, строят две диаграммы направленности: в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Для зеркальной антенны с отражателем в виде параболоида вращения обе диаграммы практически совпадают.

Шириной диаграммы направленности называют угол $2\theta_0$, на границах которого излучаемая мощность уменьшается до по-

ловины максимального значения, соответствующего $\theta = 0$. Для параболической антенны справедливо соотношение

$$2\theta_0 \approx 70\lambda/d, \quad (37.1)$$

где λ — длина волны; d — диаметр зеркала.

Обе величины подставляют в формулу в одинаковых единицах длины, а значение $2\theta_0$ получается в градусах. Параболические антенны большого диаметра имеют очень резко выраженные направленные свойства.

На рис. 37.3 изображены главные космические антенны научно-исследовательского судна «Космонавт Юрий Гагарин» — это параболические зеркала диаметром 25 м. Сложные металлические конструкции поддерживают отражающие поверхности и придают зеркалу строго параболическую форму. У этой антенны на волне $\lambda = 5$ см ширина главного лепестка диаграммы направленности $2\theta_0$ составляет всего $8'$.

Параболические антенны используют и для передачи, и для приема радиосигналов. Часто обе функции выполняет одна и та же антенна, попеременно подключаемая к передатчику и приемнику. Другой вариант использования антенны: антенна может излучать и одновременно принимать радиосигналы, если эти сигналы имеют разные несущие частоты. В теории антенн доказано, что в обоих режимах (передача и прием) антенна создает на равных частотах одинаковые диаграммы направленности. Это положение распространяется на антенны любых типов.

Направленные антенны, концентрируя излучение электромагнитной энергии в узком пространственном луче, значительно увеличивают дальность действия космических радиолиний при той же мощности передатчика. Еще больше увеличивается дальность, если и для приема сигналов служит направленная антенна.

Острота диаграммы направленности характеризуется коэффициентом усиления. Коэффициентом усиления антенны называют отношение мощностей, приходящих в какую-либо точку пространства (обычно на оси главного лепестка) от реальной антенны и от воображаемой антенны, равномерно излучающей во все стороны, если к обеим антеннам подводится сигнал одинаковой мощности.

Дальность радиосвязи зависит от мощности передатчика, чувствительности приемника (минимальной мощности сигнала, который приемник способен выделить на фоне помех) и коэффициентов усиления приемной и передающей антенн.

В бортовой аппаратуре космолетов конструктивные трудности (габаритные размеры, мощность электропитания) препятствуют получению больших излучаемых мощностей и большого усиления антенны. Столь же трудно достичь высокой чувствительности бортовых приемников. Поэтому заданная дальность действия в космических радиолиниях обеспечивается в основном земной аппа-

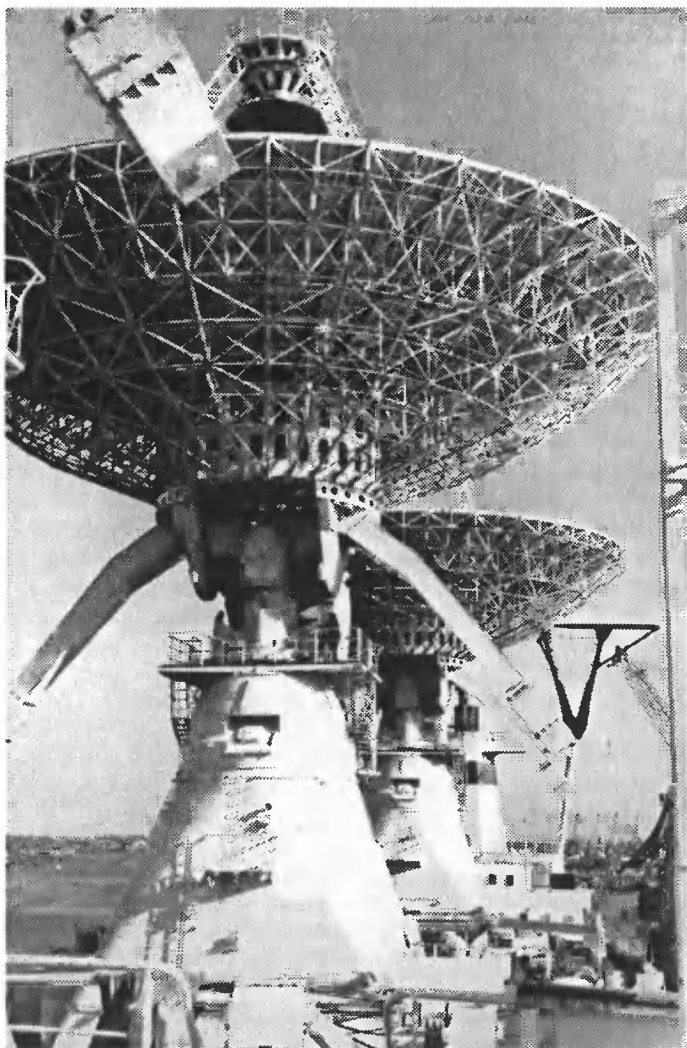


Рис. 37.3. Параболические антенны («Космонавт Юрий Гагарин»)

ратурой — остронаправленными антеннами, имеющими большие размеры, мощными передатчиками и чувствительными приемниками.

Параболические антенны, которые построены по схеме, изображенной на рис. 37.1, называют однозеркальными. Главные элементы конструкции этих антенн — параболическое зеркало (отражатель) и облучатель, вынесенный в фокус параболоида. В передающих антеннах облучатель играет роль источника электромагнитной энергии; в приемных антеннах облучатель улавливает

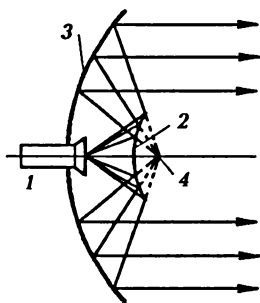


Рис. 37.4. Схема двухзеркальной параболической антенны

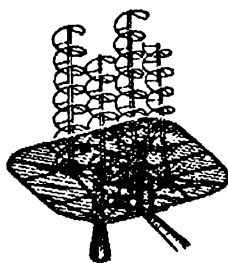


Рис. 37.5. Спиральная антенна

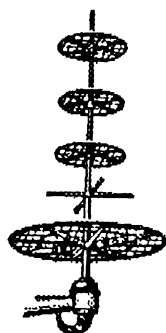


Рис. 37.6. Директорная антенна

энергию, которая с помощью параболического зеркала собирается в фокусе.

Нашли распространение также двухзеркальные параболические антенны. Путь радиоволн в такой антенне показан на рис. 37.4: от облучателя 1 к малому зеркалу 2, называемому переизлучателем; затем к главному зеркалу 3 и после отражения от него — в пространство, как и в обычной однозеркальной антенне. Переизлучатель имеет гиперболическую форму и расположен так, чтобы продолжения отраженных от него лучей пересекались (за малым зеркалом) в фокусе 4 главного параболического зеркала 3. В двухзеркальной антенне упрощается сочленение антенны с приемником и передатчиком, так как устраняется необходимость прокладывать кабель или волновод по фермам к фокусу параболоида.

Параболические зеркала используют в широком диапазоне радиоволн — от сантиметровых до метровых.

Параболические антенны — хотя и очень распространенный, но не единственный тип космических антенн. В диапазонах метровых и дециметровых волн часто используют спиральные (рис. 37.5) и директорные антенны (рис. 37.6).

Диаграмма направленности спиральной антенны, как и параболического зеркала, имеет главный и боковые лепестки, причем максимум излучения или приема совпадает с осью спирали. Ширина диаграммы направленности определяется отношением длины волны к диаметру спирали, шагом спирали (расстоянием между соседними витками) и числом витков. Кроме цилиндрических антенн известны конические спиральные антенны (с переменным диаметром спирали).

Директорные антенны состоят из активного вибратора, расположенного позади него рефлектора и нескольких директоров, находящихся впереди активного вибратора. В качестве рефлектора и директоров служат пассивные вибраторы. Эти антенны отлича-

ются простотой и жесткостью конструкции. Диаграмма направленности директорной антенны подобна диаграмме направленности спиральной антенны. Применяются и другие типы космических антенн, в том числе сложные многоэлементные системы — антенные решетки.

38. ИЗМЕРЕНИЕ УГЛОВ

Рассмотрим, как с помощью направленных антенн можно измерить азимут и угловую высоту.

Берут приемную антенную систему из двух конструктивно объединенных антенн с частично перекрывающимися друг друга диаграммами направленности (рис. 38.1). Когда источник радиоволн (спутник) находится на линии OA , совпадающей с геометрической осью антенной системы, сила приема на обе антенны одинакова. Смещение источника излучения, например, вверх (на рис. 38.1 показано смещение на угол α) ведет к усилению приема для первой антенны и ослаблению для второй. Этот признак позволяет определить, куда и насколько отклонился источник излучения. Далее, можно повернуть антенную систему так, чтобы уровни радиосигналов выровнялись, и тогда новое положение оси OA покажет направление на спутник.

Опорно-поворотное устройство, на котором установлена антенная система, снабжено шкалой, позволяющей отсчитать угол α — азимут спутника. Поворот антенны при рассогласовании сигналов осуществляется автоматически. Точно так же, как азимут, измеряют второй угол β — высоту спутника над горизонтом. Чтобы получить пересекающиеся диаграммы направленности, слегка смещают облучатели параболической антенны от фокальной оси зеркала (рис. 38.2, а) или берут отдельные зеркала (рис. 38.2, б). Аналогично построены антенные системы для измерения углов, состоящие из четырех спиральных или директорных антенн.

Точность измерения углов определяется главным образом стабильностью диаграмм направленности (отсутствием деформаций зеркала от порывов ветра или от собственной тяжести) и механическими характеристиками опорно-поворотного устройства. Точность измерения обычно составляет несколько угловых минут, а при осо-

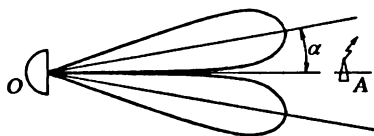


Рис. 38.1. Измерение углов с помощью двух антенн, диаграммы направленности которых частично перекрывают друг друга

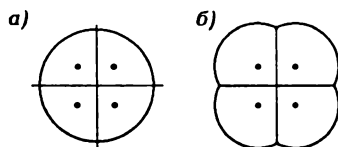


Рис. 38.2. Способы получения диаграмм направленности, частично перекрывающихся друг друга

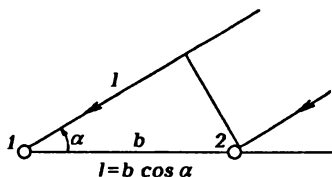


Рис. 38.3. Измерение углов на основе фазовых соотношений

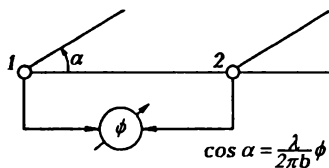


Рис. 38.4. Разность фаз между двумя радиосигналами

бо тщательном изготовлении элементов антенной системы может достигать долей угловой минуты. Антенны получаются сложными, больших размеров, но зато бортовое оборудование на спутнике предельно простое. Это радиопередатчик, который используется попутно: во время измерения углов он может передавать телеметрическую, телеграфно-телефонную и любую другую информацию.

Есть еще один метод измерения углов, основанный на фазовых соотношениях. В этом случае измерительная система состоит из двух приемных, не обязательно направленных, антенн 1 и 2 (рис. 38.3). Расстояние между антеннами называют базой. Расстояние до спутника во много раз больше, чем база, поэтому лучи радиоволн, приходящие от спутника к обеим антеннам, можно вполне считать параллельными.

Из рис. 38.3 видно, что электромагнитные колебания придут к антенне 1 позже, чем к антенне 2. Степень запаздывания определяется разностью расстояний от спутника до каждой из антенн, т. е. отрезком l , или, иначе, углом α , показанным на рисунке.

Если расстояние l в точности равно длине волны λ , то разность фаз между высокочастотными сигналами в антеннах составит 2π . Если же l меньше λ , то пропорционально уменьшается и фазовый сдвиг ϕ .

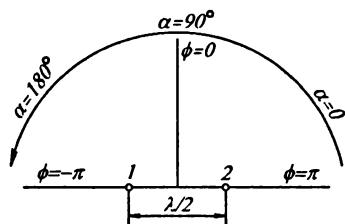
Сдвиг по фазе между высокочастотными сигналами в антеннах 1 и 2 можно измерить прибором, как показано на рис. 38.4 (в действительности этот прибор — сложное электронное устройство). Результат измерения позволит судить о том, с какого направления пришел радиосигнал, и измерить угол α (вернее его косинус).

Для определения не только азимута α , но и угловой высоты β нужны еще две антенны, образующие вторую базу. Обе базовые линии размещаются перпендикулярно одна к другой.

При попытке реализовать на практике фазовый принцип измерения углов проявляется знакомое нам обстоятельство — неоднозначность отсчета. Показания фазометра повторяются через каждые 2π радиан, и, значит, изменение разности расстояний l на целое число длин волн не будет замечено. Иначе говоря, измеренный сдвиг по фазе соответствует не одному, а нескольким различным углам α .

Как определить размеры сектора, в котором угол α может быть измерен однозначно? Это зависит от длины базы. В самом деле,

Рис. 38.5. Зависимость разности фаз высокочастотных сигналов в двух антеннах фазовой измерительной системы от положения спутника, если база равна половине длины волны: неоднозначность отсутствует в пределах от 0 до 180°



пусть длина базы b равна $\lambda/2$, тогда однозначно измеряется любой угол в пределах от 0 до 180° (рис. 38.5).

Действительно, когда $\alpha = 0$ (спутник находится справа на продолжении базы), сигнал в антенне 1 запаздывает по сравнению с антенной 2 на π радиан (т. е. $\phi = \pi$), при $\alpha = 90^\circ$ оба сигнала приходят в одинаковой фазе ($\phi = 0$), а когда источник радиосигнала расположен слева ($\alpha = 180^\circ$), сдвиг по фазе равен $-\pi$.

Мы видим, что при $b = \lambda/2$ азимут α в пределах от 0 до 180° измеряется однозначно. Но при столь короткой базе измерение углов было бы недопустимо грубым по тем же причинам, что и при измерении дальности. В реальных системах длина базы составляет десятки и сотни длин волн, и, значит, неизбежна неоднозначность отсчета.

Выход из положения нам знаком: многошкальный отсчет. Следует взять несколько баз разной длины и первый грубый, но однозначный отсчет угла α вести по самой короткой из баз, затем последовательно переключаться на все более длинные базы и постепенно уточнять результаты измерения, не теряя однозначности.

Использование фазовых соотношений позволяет довести точность измерения углов до нескольких секунд. Главная причина, которая ограничивает точность, — это нестабильность фазовых сдвигов, возникающих при передаче радиочастотных колебаний по кабелю от обеих антенн к измерительному прибору (рис. 38.4). Мы уже встречались с аналогичным явлением. Непостоянство фазовых сдвигов, вызываемое изменением внешних условий, делает невозможным их строгий учет. Кроме того, надо точно знать длину базы, подчас может быть допущена погрешность лишь в несколько миллиметров.

39. КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

В нашей стране построен сложный комплекс наземных средств для запуска космолетов всех типов, управления ими в полете и посадки на Землю. Сюда входят три космодрома, Центр управления полетом (ЦУП), сеть наземных измерительных пунктов (НИП), научно-исследовательские суда (НИС), Центр дальней космической связи (ЦДКС), полигон посадки или посадочный комплекс (ПК), сеть линий связи и управления (рис. 39.1). Ракетно-космический комплекс сложился еще в 1960-х гг., но с тех пор сменилось уже несколько поколений входящих в него радиотехнических, вычислительных и иных систем.

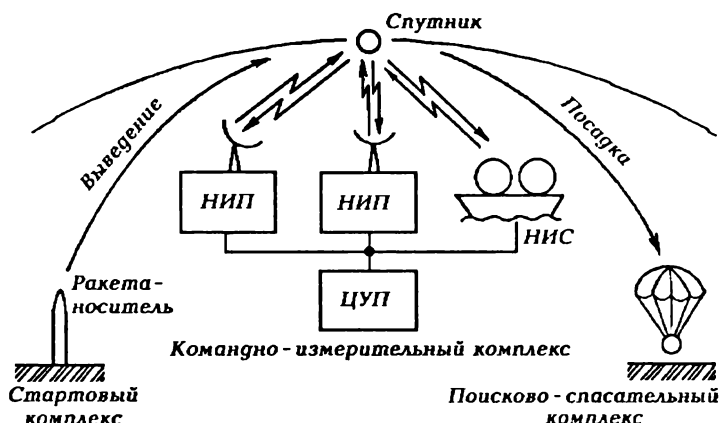


Рис. 39.1. Космический комплекс

Ракетно-космический комплекс принадлежит к числу наиболее сложных и совершенных созданий современной науки и техники. Его составные части расположены на огромной территории, включая научно-исследовательские суда в отдаленных местах Мирового океана, но тем не менее все они должны действовать как единый механизм, согласованно с точностью до долей секунды. Он предельно насыщен системами автоматики и вычислительной техники.

Земной космический комплекс

Земное обеспечение космических полетов осуществляет сложнейший комплекс технических устройств, систем и сооружений, в который входят три отдельных подкомплекса: стартовый, командно-измерительный и посадочный.

Запуски ракет и спутников производят с территории космодрома, в нашей стране их три. Самый первый — это космодром Капустин Яр, откуда в 1947 г. стартовала первая баллистическая ракета, а затем улетали в небо первые четвероногие пассажиры, еще неизвестные. Знаменитая Лайка уходила в полет уже с космодрома Байконур, история которого началась в 1955 г. Это главный ракетно-космический комплекс, откуда был произведен запуск первого искусственного спутника Земли и первого пилотируемого корабля, на котором летел Ю. А. Гагарин. Здесь расположены стартовые и технические комплексы ракет-носителей «Циклон», «Протон», «Союз», «Энергия», здесь же готовились космические аппараты для межпланетных полетов — «Венеры», «Марсы», «Фобосы», «Веги» и др. В 1960 г. вступил в строй космодром Плесецк, предназначенный для вывода спутников на полярные и околополярные орбиты, с него начинали свое восхождение в космос «Молнии» и «Метеоры», а также спутники по программе «Интеркосмос».

Стартовый комплекс включает в себя техническую и стартовую площадки, на которых ракету-носитель вместе с космолетом подготавливают к полету.

На космодром ракеты-носители привозят с завода в разобранном виде. Конструктивные элементы ракеты попадают на техническую площадку — в монтажно-испытательный корпус. Это по существу огромный сборочный цех с железнодорожными путями и порталным краном, который переносит с места на место отдельные блоки ракеты-носителя, ракетные двигатели и т. д. В процессе сборки, при монтаже трубопроводов и электропроводки и после завершения работ проводят многократные контрольные измерения. Наконец к ракете-носителю пристыковывают космолет.

Ракету-носитель вместе с пристыкованным космолетом перевозят на стартовую площадку и устанавливают на пусковое сооружение. Это сложная инженерная конструкция, предназначенная для заправки ракеты топливом, прицеливания ракеты, различных предстартовых проверок, чтобы выяснить, как работают все бортовые системы, и для осуществления самого старта.

Вот ракета стоит на старте, окруженная фермами обслуживания.

Вот заправка топливом и проверка всех систем завершены — ракета готова к пуску. Начинают отходить фермы обслуживания.

Вот заработали двигатели, из отводящего канала стартового сооружения вырывается пламя, ракета окутывается дымом. Стоит такой грохот, что на смотровой площадке, в полутора километрах от старта, разговаривать с собеседником можно только, выкрикивая ему слова в самое ухо.

Вот из дымовой завесы показывается ракета — она уже летит! Сначала медленно, потом все быстрее и быстрее и вот уже она видна на небе яркой светящейся точкой.

А на Земле осталось опустевшее стартовое сооружение с раскинутыми фермами обслуживания.

Командно-измерительный комплекс

Командно-измерительный комплекс включает в себя Центр управления полетом, командно-измерительные, или научно измерительные, пункты на территории страны, а за ее пределами — корабли космического флота, или научно-исследовательские суда. Контроль за межпланетными полетами осуществляет специальный Центр дальней космической связи.

Центр управления полетом

В Центре управления полетом собираются все сведения о космических объектах, находящихся на орбитах, здесь эти сведения анализируют и по результатам анализа принимают решения о дальнейшем полете каждого из них. Решения принимают специалисты Центра, но всю подготовку необходимых расчетных материалов, наглядное отображение информации, помогающее оценить обстановку и сравнить различные возможные варианты полета, документирование информации и реализацию принятых решений в командах — все это выполняет автоматическое оборудование Центра, построенное на основе электронных вычислительных машин.

Наиболее насыщена работа Центра управления во время пилотируемых полетов космических кораблей, орбитальных станций и комплексов. Подразделения, ведущие управление автоматическими спутниками (например, метеорологическими или связными), функционируют аналогично, но потоки информации там во много раз меньше, для управления полетом требуется меньше оборудования и меньшее число специалистов.

Возглавляет работу Центра управления руководитель полета, назначаемый из числа ведущих специалистов в области космонавтики и отвечающий за выполнение всей программы полета. Оперативные решения принимают специалисты Центра, которые составляют дежурную смену во главе со сменным руководителем полета и работают в залах управления. К услугам специалистов — разнообразная техника для быстрого получения любых необходимых данных, их оценки и выполнения принятых решений. На большом экране отображаются трассы полета и зоны видимости, элементы орбиты и другие сведения. На рабочих местах находятся индивидуальные средства отображения, на которые выводится нужная специалистам информация. Специалисты располагают средствами связи для получения дополнительных сведений и для отдачи распоряжений.

В главном зале Центра управления полетом работают все основные специалисты Центра. В их обязанности входят оценка функционирования бортовых систем, комплексный анализ обо-

рудования космического корабля, баллистическое обеспечение полета, планирование программы полета, управление сетью измерительных пунктов, контроль за различными системами самого Центра. Здесь же находятся оператор-космонавт, поддерживающий радиотелефонную связь с экипажем космического корабля, врач, отвечающий за медицинское обеспечение полета. Все они работают за стандартными пультами, получают информацию от коллективных и индивидуальных средств отображения, пользуются средствами оперативной связи.

Центр располагает несколькими электронными вычислительными машинами, каждая из которых может обрабатывать всю поступающую телеметрическую и траекторную информацию. В случае необходимости могут привлекаться дополнительные вычислительные центры.

Незаменимую роль в работе Центра управления полетом играют средства связи. Центр располагает несколькими сотнями телефонных и телеграфных каналов, часть которых предназначена для передачи цифровой информации, а часть — для командной связи. Телефонные и телеграфные каналы двусторонней связи идут из Центра управления полетом на измерительные пункты и через них на космические корабли и орбитальные станции. Каналы связи из Центра ведут на космодром, в подразделения посадочного комплекса и другие службы, участвующие в обеспечении космического полета. Каналы связи, предназначенные для переговоров с экипажами, переключаются с одного измерительного пункта на другой одновременно со входом космического корабля в зоны их видимости. Обмен информацией Центра управления полетом с космолетами осуществляется также через стационарный спутник связи.

Телевизионная аппаратура Центра управления полетом помогает контролировать работу экипажей. Телевизионная информация поступает на средства отображения главного зала, а также записывается на видеомagnetофонах.

Основная информация о полете, нужная всем специалистам главного зала, отображается на алфавитно-цифровом табло. Информация поступает на табло от вычислительного комплекса, некоторые данные могут вводиться вручную. Оптические проекторы дают на экране изображение карты, расположение привлеченных к работе измерительных пунктов, трассы и зоны видимости, таблицы и графики, характеризующие различные этапы полета. Телевизионные проекторы позволяют увидеть на большом экране подготовку к старту космического корабля и его старт, наблюдать за работой космонавтов.

До момента старта космического корабля и на участке выведения его на орбиту персонал Центра контролирует функционирование бортовой аппаратуры по телеметрическим каналам, прослушивает команды, отдаваемые на космодроме, наблюдает на телевизионном экране за ходом подготовки к старту. Управление

полетом переходит к персоналу Центра после отделения корабля от последней ступени ракеты-носителя. Сразу же начинается телеметрический контроль за раскрытием антенн и солнечных батарей, устанавливается радиосвязь с экипажем и начинаются операции по управлению полетом.

При полете космического корабля в зоне видимости измерительных пунктов специалисты Центра контролируют выдачу на борт команд и программ. Поступающая с орбиты информация обрабатывается и отображается на коллективных и индивидуальных экранах.

На последнем этапе полета Центр управления выдает посадочному комплексу уточненные координаты места посадки космического корабля и контролирует его снижение с орбиты до приземления.

Измерительные пункты

Географическое расположение наземных измерительных пунктов должно обеспечить благоприятные условия для контроля и управления космическими полетами: необходимо, чтобы на наибольшем числе витков были возможны сеансы связи. Поэтому для размещения измерительных пунктов использована вся обширная территория страны — от западных границ до Дальнего Востока.

Основу оборудования наземного измерительного пункта составляют космические радиотехнические станции: командные, траекторные, телеметрические, станции для телефонной, телеграфной и телевизионной связи с космонавтами. Изучение этих станций показывает, что многие их конструктивные элементы (антенны, передатчики, приемники) оказываются одинаковыми. Выясняется, что задачи, возлагаемые на отдельные станции, также во многом переплетаются. Например, для передачи команд служат орсонаправленные антенны, а для нормального функционирования таких антенн необходимо в течение всего сеанса совмещать диаграмму направленности со спутником. Иначе говоря, для передачи команд в этом примере нужны результаты траекторного контроля — азимут и угол места. В других случаях могут понадобиться не только углы, но и дальность до спутника или его радиальная скорость.

Отмеченные особенности привели к появлению нового класса космической радиотехнической аппаратуры — многофункциональных командно-измерительных систем. Известны командно-траекторные системы, выполняющие одновременно две функции, траекторно-телеметрические для выполнения двух других функций, командно-траекторно-телеметрические, осуществляющие три функции. Командно-измерительные системы, выполняющие несколько функций, получили на измерительных пунктах даже

большее распространение, чем специализированные станции, выполняющие только одну функцию. Объединение функций распространяется, конечно, и на бортовую аппаратуру спутников и межпланетных станций.

Кроме основного космического радиотехнического оборудования — командных, траекторных, телеметрических, связанных станций и командно-измерительных систем, которые осуществляют радиоконтакты с космолетами, — измерительные пункты оборудованы вспомогательными, или служебными, системами. Они предназначены для управления работой космических радиотехнических систем, для анализа поступающей с орбиты информации и для связи измерительных пунктов с Центром управления полетом. Назовем основные из них.

Каждый измерительный пункт оснащен аппаратурой единого времени, которая синхронизирует работу всех командных, измерительных и вычислительных средств, расположенных на пункте. Эта аппаратура вырабатывает сигналы, образующие местную высокостабильную шкалу времени. По радиосигналам, передаваемым службой единого времени, эта шкала периодически поворачивается.

Командно-измерительный комплекс управляет одновременно несколькими десятками космолетов различного назначения, каждый измерительный пункт может работать одновременно с несколькими из них. Поэтому возникает задача — наряду с планированием работы измерительных пунктов координировать использование командных и измерительных станций, вычислительных машин и каналов связи, относящихся к одному измерительному пункту. Эту функцию исполняет специальное подразделение НИПа, называемое командным пунктом. Здесь на информационных табло отображаются работа и состояние всех командных, измерительных, вычислительных средств и каналов связи, регистрируются сигналы, поступающие из Центра управления полетом и посылаемые в Центр. Отсюда идет управление радиотехническими станциями при их подготовке к сеансам связи и во время сеансов.

Корабли космического флота

Корабельные (плавучие) измерительные пункты по сравнению с наземными (стационарными) имеют существенные отличия. Их основное достоинство — возможность изменять свое географическое положение. Для каждого космического запуска суда могут быть заново расставлены в тех географических точках, которые наиболее выгодны для контроля и управления. Например, судно может быть послано в район океана, находящийся как раз под участком орбиты, который почему-либо представляет интерес для специалистов и где условия приема сигналов наиболее

благоприятные. После выполнения запланированных работ судно перейдет в новую точку для приема сигналов с другого космолета. Все это, конечно, недостижимо для стационарных пунктов. Можно сказать, что корабельные измерительные пункты дополняют сеть наземных пунктов, чтобы получить в океане информацию с орбит, недоступную наземным пунктам.

Основное требование при управлении ответственными космическими полетами — непрерывность контроля. Под этим часто понимают возможность проведения не менее чем одного сеанса связи на каждом витке. Например, при полете пилотируемого космического корабля по круговой орбите высотой около 300 км с наклоном 50–60°, если полет контролируется только с территории нашей страны, то пять-шесть витков за сутки на всем их протяжении не попадают в зоны видимости наземных пунктов, перерыв может достигать девяти часов. Это, конечно, недопустимо, и в контроле необходимо участие судов. Расчеты показывают, что два-три научно-исследовательских судна, находящихся в определенных точках Атлантического океана, позволяют избавиться от неконтролируемых витков, т. е. получить не менее одного полноценного сеанса связи на каждом витке.

Контроль за полетом на тех участках орбиты, на которых происходят какие-либо примечательные события на борту, нужен, например, при посадке космического корабля (контроль за включением и выключением тормозного двигателя), или при выведении межпланетной станции на расчетную траекторию с промежуточной орбиты (контроль за работой разгонного двигателя), или при коррекции орбиты (контроль за работой корректирующего двигателя). Эти задачи часто не могут быть решены без научно-исследовательских судов.

Своеобразие применения корабельных измерительных пунктов заключается прежде всего в сложности их привязки к географическим координатам. Положение наземных — стационарных — измерительных пунктов определено чрезвычайно точно. Это совершенно необходимо, так как при траекторных измерениях ошибки в координатах измерительного пункта сказываются на точности расчета орбиты. Столь высокая точность привязки, как на суше, конечно, недостижима в океане, но все-таки привязка научно-исследовательских судов космического флота к географическим координатам должна быть во много раз точнее, чем это позволяют делать обычные навигационные методы местоопределения.

Телеметрические измерения и передача команд требуют значительно меньшей точности местоопределения, чем точность привязки при радиоконтроле орбиты. Однако и здесь неточная привязка НИС к географическим координатам ведет к ошибкам в расчете целеуказаний и программ управления остронаправленными антеннами. Расплата может быть серьезной: антенны не примут радиосигнал и произойдет срыв сеанса связи.

В работе корабельных радиотехнических станций можно отметить многие трудности по сравнению с наземными станциями. Прежде всего, это качка судна. Углы, на которые палуба судна отклоняется от горизонтального положения при качке, могут в десятки раз превышать углы, в пределах которых антенны, установленные на судне, излучают или принимают электромагнитные колебания. Это значит, что прием сигналов неминуемо нарушится, если не принять мер для стабилизации положения антенн.

Возможности корабельного измерительного пункта определяются его оснащением, которое, в свою очередь, зависит от размеров судна — его водоизмещения. На судах с большим водоизмещением может быть размещен весь комплекс радиотехнических и служебных систем, характерный для наземного измерительного пункта, и весь обслуживающий персонал для этих систем. Иначе говоря, такие суда способны полностью заменить в океане наземный измерительный пункт, выполняя все операции по контролю и управлению космическим полетом.

Суда космической службы с меньшим водоизмещением имеют сокращенный состав радиотехнического оборудования. Из числа обычных функций измерительных пунктов в этом случае исключаются траекторные измерения и передача команд. Дело в том, что траекторные измерения, необходимые для орбитальных расчетов, не привязаны к каким-либо определенным участкам орбиты, т. е. измерительные станции можно разместить где угодно. То же самое можно сказать о передаче команд, разумеется, при программном управлении. Следовательно, для спутников, полетом которых управляет командно-измерительный комплекс, эти две функции могут выполнить наземные пункты, размещенные на территории нашей страны, без участия научно-исследовательских судов.

Иначе обстоит дело с телеметрическими измерениями. Они бывают жестко привязаны к определенному участку траектории, и часто их результаты нужны немедленно, например, для контроля за включением тормозной двигательной установки при посадке космических кораблей, когда с помощью телеметрической информации уточняется заранее выполненный расчет места приземления. В подобных случаях корабельный измерительный пункт должен находиться неподалеку от контролируемого участка орбиты и телеметрические данные должны поступать в Центр управления полетом в темпе измерения. Поэтому суда космической службы обязательно оснащаются оборудованием для приема и анализа телеметрической информации.

Другой тип радиотехнических систем, которые всегда устанавливают на кораблях космического флота, — это оборудование для связи с экипажами пилотируемых космических кораблей и орбитальных станций, прежде всего для телефонной и телеграфной связи. Как и стационарные измерительные пункты, корабли космического флота должны быть надежно связаны с Центром уп-

равления полетом для обмена космической и разного рода служебной информацией и поддержания двусторонней телеграфно-телефонной связи космонавтов с Центром.

Посадочный комплекс

Назначение посадочного комплекса — встреча возвращаемых на Землю космолетов.

Полигон посадки расположен в Северном Казахстане, однако процесс посадки начинается еще тогда, когда космический корабль находится над акваторией Атлантического океана и слежение за подготовкой к посадке осуществляют поначалу находящиеся там суда космического флота. Благодаря этому телеметрический контроль за полетом и двусторонняя связь Центра управления полетом с космонавтами возможна на всем протяжении спуска с орбиты. В процессе баллистических расчетов, связанных с подготовкой к посадке, определяется наилучшее взаимное расположение трассы полета на посадочных витках и зон радиовидимости, причем зоны видимости НИС в отличие от зон наземных измерительных пунктов могут сдвигаться (суда переходят в новые точки).

Перед снижением с орбиты космонавты переходят в спускаемый отсек, а космический корабль ориентируется так, чтобы его продольная ось совпадала с направлением полета, а сила двигателя была обращена вперед.

Снижение должно быть пологим, тормозная установка включается тогда, когда космический корабль пролетает над Южной Атлантикой. Снижение с орбиты начинается с включения двигательной установки, которая в зависимости от высоты орбиты работает 210–160 с и создает тормозной импульс скорости 95–115 м/с (рис. 39.2, Г). Следующий этап — отделение орбитального отсека от космического корабля (II). На высоте примерно 150 км отделяется приборно-агрегатный отсек (III), после чего спускаемый отсек ориентируется по углу тангажа и на высоте 100 км от Земли входит в плотные слои атмосферы (IV). Здесь полет сопровождается механическими перегрузками, а плазменное облако, окутывающее спускаемый отсек, приводит к кратковременному (на 5–6 мин) пропаданию радиосвязи с Землей. На высоте около 9 км выпускается тормозной парашют, который отстреливается на высоте около 7 км, после чего раскрываются сначала вытяжной, а затем основной парашюты (V). Перед самым приземлением включаются ракетные двигатели мягкой посадки, которые снижают скорость соударения с земной поверхностью до 2–3 м/с. Весь процесс посадки космического корабля «Союз ТМ» от момента включения двигательной установки до касания с Землей занимает около 58 мин.

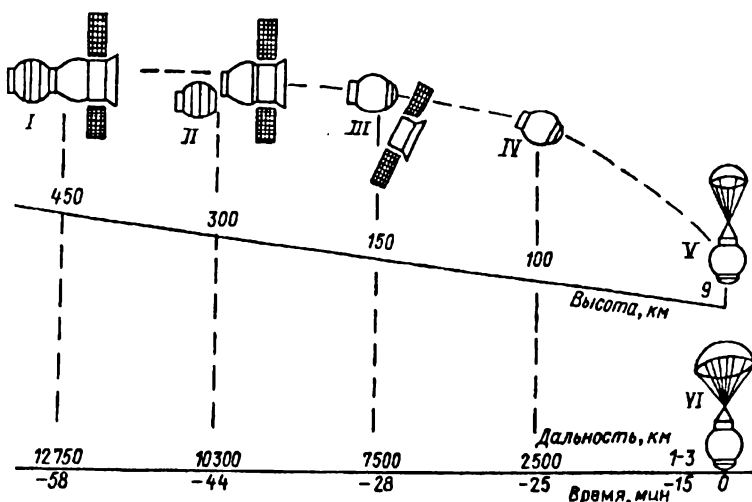


Рис. 39.2. Посадка космического корабля «Союз ТМ»

Посадка контролируется научно-исследовательскими судами и наземными пунктами. По принимаемой телеметрической информации о работе двигательной установки уточняют место приземления космонавтов. Суда космической службы во время снижения космического корабля обеспечивают переговоры космонавтов с Центром управления полетом.

Спуск с орбиты грузового транспортного корабля «Прогресс М» характеризуется следующими особенностями. Двигательная установка включается на торможение в зоне видимости наземных измерительных пунктов и на более продолжительное время. Отсеки грузового корабля не разделяются. Войдя в плотные слои атмосферы под большим углом, чем «Союз ТМ», грузовой корабль разрушается и сгорает, отдельные его фрагменты падают в Тихий океан. Спуск с орбиты грузовых транспортных кораблей суда космической службы не контролируют.

Космолеты

В космический комплекс, наряду с наземными системами, входят орбитальные системы, представленные различными космолетами и выводящими их на орбиту ракетами-носителями.

Космолеты очень сильно различаются по массе, размерам, сложности устройства и оборудования. Так, первый спутник Земли, запущенный в нашей стране 4 октября 1957 г. и отличавшийся простейшим оборудованием, весил всего 80 кг, а орбитальный пилотируемый комплекс «Мир» — это сложнейшее инженерно-техническое сооружение, весящее десятки тонн! Его общая дли-

на — 13 м, диаметр — 4 м, к его пяти стыковочным узлам причаливают транспортные и пилотируемые корабли и модули, выполняющие специализированные научные задачи.

В космической программе нашей страны на первом месте стоит применение спутников для решения прикладных народнохозяйственных задач. Многие из этих применений приводят к цели быстрее, чем традиционные методы, и требуют меньших вложений материальных средств. Это значит, что использование спутников экономически оправдано, затраты на решение таких задач окупаются, а космонавтика для этих применений стала рентабельной. Круг подобных задач с каждым годом расширяется.

Для обеспечения дальней связи используются спутники «Молния», «Радуга», «Экран», «Горизонт», службу погоды, охрану лесов осуществляют спутники типа «Метеор».

В нашей космической программе важное место занимают исследовательские полеты спутников и межпланетных станций. Цель этих полетов — исследование природных ресурсов Земли, изучение космического пространства, Солнца и планет Солнечной системы, астрофизические исследования звезд и др.

Спутники используются для обороны страны. Системы космической разведки представляют собой, по существу, инструмент для контроля за соблюдением соглашений об ограничении вооружений, позволяют оперативно вскрыть военные приготовления. Спутниковая навигация и спутниковая связь находят применение как в народном хозяйстве, так и для обороны.

Космические ракеты

Ракеты-носители осуществляют вывод космолетов на заданную траекторию свободного полета — орбиту вокруг Земли или в межпланетном пространстве. Ракета-носитель должна сообщить космолету запас энергии, необходимой для полета по заданной траектории. Энергия зависит от высоты орбиты и массы космолета. За счет снижения массы полезной нагрузки можно увеличить высоту орбиты, т. е. ракеты допускают обмен между массой полезного груза и высотой орбиты.

Ракеты-носители принято делить на классы в зависимости от массы полезного груза, который ракета может доставить в космос. У нас представлены четыре основных типа ракет-носителей:

- 1) ракеты легкого класса «Циклон», способные вывести на орбиту до 4 т полезного груза;
- 2) ракеты среднего класса «Союз», выводящие на орбиту до 7 т полезного груза;
- 3) ракеты тяжелого класса «Протон», выводящие на орбиту свыше 20 т;
- 4) ракеты сверхтяжелого класса «Энергия», выводящие на низкие орбиты полезный груз свыше 100 т.

40. АВТОМАТИЧЕСКИЕ И ПИЛОТИРУЕМЫЕ ПОЛЕТЫ

Большинство прикладных задач в космонавтике решается с помощью автоматических спутников («Молния», «Метеор» и др.)

Пилотируемая космонавтика получила развитие только в двух странах — СССР и США.

12 апреля 1961 г. в СССР был совершен первый в истории космонавтики орбитальный полет; первый полет человека в США состоялся 5 мая того же года, но он был суборбитальным, т. е. проходил по траектории, подобной траектории баллистической ракеты, охватывая лишь часть витка.

Сегодня в нашей стране пилотируемая космонавтика представлена орбитальным комплексом (ОК) «Мир» и многоразовым космическим кораблем (МКК) «Буран»; в США — многоразовым космическим кораблем «Шаттл».

Каковы возможности автоматической и пилотируемой космонавтики? Их сравнительная характеристика показывает, что каждая из них имеет как свои положительные стороны, так и недостатки.

Пилотируемая космонавтика — с экипажем на борту — может решать сложные научно-исследовательские задачи, но обеспечение жизнедеятельности человека в космическом полете во много раз усложняет конструкцию космолета.

Экипажу необходимо жизненное пространство, свободный объем для работы и отдыха, нужны запасы пищи, воды, воздуха, что ведет к значительному увеличению размеров космолета.

Людей нужно защитить от невесомости, вакуума, от проникновения излучений и метеоров, что предъявляет очень высокие требования к повышению прочности всей конструкции и ее изоляции от воздействия внешней среды.

Присутствие космонавтов на борту космического корабля предъявляет особо высокие требования к безотказности всей аппаратуры.

Подвляющая часть времени (около 80 %) уходит на обслуживание жизнедеятельности космонавтов, а вместе с тем резко ограничивается время пребывания космолета на орбите и требует обязательного возвращения космического аппарата на Землю.

Автоматические спутники без экипажа, которым все эти задачи решать не нужно, значительно меньше по размерам, массе, сложности и стоимости. Они могут работать на траектории неограниченное время. В то же время автоматические спутники могут решать только те задачи, которые предусмотрены их программой. Не получается на них и сложный ремонт аппаратуры, а лишь автоматическая замена вышедших из строя узлов.

Ряд операций лучше, быстрее и проще может осуществить человек. Это ремонт и профилактическое обслуживание аппаратуры, отладка аппаратуры и технологических процессов, а также строительно-монтажные и погрузочно-разгрузочные работы.

Во всякого рода непредвиденных ситуациях быстрые необходимые решения может принимать только человек.

В то же время присутствие человека — помеха для технологических процессов в невесомости. Поэтому в космонавтике руководствуются правилом: поручать человеку только то, чего не может автомат.

Все эти соображения приводят нас к выводу, что оптимальным является сочетание автоматических и пилотируемых полетов. Осуществлением этой идеи стали создание и функционирование единственного в мировой космонавтике орбитального комплекса «Мир». Большую часть времени «Мир» работает в режиме пилотируемого полета. С его помощью стали возможными длительные пилотируемые полеты, длительность пребывания человека на его борту доведена уже до 1 года. Однако, по-видимому, более приемлемым оказывается полугодовой режим работы, так как при более длительном полете накапливается усталость, а соответственно притупляются внимание и быстрота реакции человека. Менять экипажи чаще не выгодно экономически из-за огромной стоимости доставки экипажа на орбиту. Теперь практикуется регулярная смена экипажей, когда некоторое время новый и старый экипаж летают вместе, «на ходу» обмениваясь информацией и знакомясь с условиями работы.

Орбитальный комплекс «Мир» предусматривает возможность и автоматического полета с кратковременными посещениями для обслуживания аппаратуры и съема продукции.

Таким уникальным опытом обладает пока только Россия.

41. БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ

Сложные условия работы в космосе предъявляют повышенные требования к бортовым системам космолетов. Что более всего затрудняет работу в космосе? Прежде всего, это необходимость надежной герметизации, ибо вакуум представляет опасность не только для экипажа, но и для многих элементов аппаратуры. В связи с этим на космолете есть отсеки со строгой герметизацией и есть часть помещений негерметичных. Определенные трудности возникают в связи с невесомостью, в условиях которой необходимы специальные устройства для работы двигателя, предназначенного для коррекции орбиты в орбитальном полете. Дополнительные сложности связаны с охлаждением, ибо нет конвекции, обычной в земных условиях, но отсутствующей в невесомости, и пр. Опасность как для экипажа, так и для аппаратуры представляют микрометеоры (для защиты от них делаются двухслойные стенки), проникающие излучения (для уменьшения их воздействия выбирается как наиболее оптимальная высота орбиты около 400 км), резкие перепады температуры при переходе от освещенности в тень, а также перегрузки, возникающие при выводе на орбиту и при посадке космолета на Землю.

Все это предъявляет противоречивые требования к конструкции космолета, — она должна отличаться как прочностью, так и легкостью, как компактностью, так и необходимостью создания удобств и хороших условий для жизни экипажа. Отсюда и требования к бортовой аппаратуре: при наименьшей массе и габаритных размерах максимальная мощность питания и безотказность.

Бортовое оборудование любого спутника делится на целевые системы, предназначенные для осуществления тех операций, для которых совершается космический полет (например, на спутниках связи это ретрансляторы радиосигналов, на метеорологических спутниках — аппаратура, связанная с наблюдениями за погодой, атмосферой и т. д.), и служебные системы, которые предназначены для управления полетом спутника и создания нормальных условий для функционирования всех бортовых систем (энергоснабжение, терморегулирование, ориентация, управление спутником и др.).

Рассмотрим общие для всех спутников служебные бортовые системы.

Система энергоснабжения

Основной источник электроэнергии на спутниках — это солнечные батареи. В них используется известный из физики фотоэффект: получение электрического тока под действием солнечного света. Солнечная энергия в солнечных батареях преобразуется в электрический ток. Для питания бортовой аппаратуры во время полета спутника в тени Земли, когда спутник не освещен Солнцем, и для обеспечения пиковых нагрузок используются буферные аккумуляторы, подзаряжаемые от солнечных батарей.

При малой длительности полета, как например у «Прогресса», используются только аккумуляторы.

Солнечные батареи спрятаны под головным обтекателем ракеты-носителя и раскрываются после выведения спутника на орбиту.

Нередко пластины солнечных батарей занимают весьма значительную площадь, имея независимую ориентацию на Солнце. Мощность солнечных батарей исчисляется в киловаттах (например, на спутнике «Экран» — 2 кВт).

Система терморегулирования

Система терморегулирования поддерживает температурный режим, необходимый для нормальной работы бортовой аппаратуры и экипажа. Следует иметь в виду, что и аппаратура, и человеческий организм постоянно выделяют тепло, кроме того, снаружи происходит нагрев Солнцем освещенной поверхности космо-

лета. Учитывая, что в условиях невесомости нет конвекции, прибегают к принудительной вентиляции. Сама система терморегулирования, призванная поддерживать постоянную температуру в отсеках спутника, представляет собой сложный комплекс датчиков температуры, радиаторов, управляемых жалюзи, кондиционеров и т. д.

Система ориентации

Ориентация спутника в пространстве нужна для того, чтобы направить бортовые антенны на те участки земной поверхности, где расположены обслуживаемые точки (установки связи, фотографлируемые со спутника объекты и пр.), и одновременно направить плоскости солнечных батарей на Солнце (лучи Солнца должны падать перпендикулярно к плоскости батареи, чтобы она отдавала наибольший ток). Ракетный двигатель, жестко закрепленный на спутнике, во время включения для коррекции орбиты тоже должен быть расположен в пространстве определенным образом.

Все эти задачи и решает система ориентации. Процесс ориентации распадается на два этапа: вначале спутник занимает исходное положение относительно астрономических ориентиров (Солнце, звезды), а затем выполняет программные развороты от исходного положения на углы, которые заданы уставками. Исходную ориентацию фиксируют с помощью гироскопа. Сигнал гироскопа позволяет восстановить исходную ориентацию. На спутнике устанавливают гироскопические приборы, которые измеряют отклонения по трем взаимно перпендикулярным осям. Для длительно ориентированного полета используются силовые гироскопы (гиродины на магнитном подвесе). Исполнительными устройствами, которые ориентируют спутник по сигналам гироскопов, могут быть реактивные микродвигатели (двигатели малой тяги). Несколько таких двигателей размещают попарно, как показано на рис. 41.1.

При включении двигателей 1 и 4 спутник разворачивается по часовой стрелке. Для торможения и поворота спутника против часовой стрелки служат двигатели 2 и 3. Шесть пар таких двигателей ориентируют спутник по всем трем осям.

Для той же цели используются реактивные сопла, питаемые сжатым газом.

Для ориентации спутников часто также применяют маховики: если раскручивать маховик, установленный на спутнике (увеличивать скорость вращения), возникает реактивный момент, который стремится повернуть спутник в противоположную сторону. То же происходит при торможении маховика (но реактивный момент меняет направление). Для ориентации спутника потребуются три

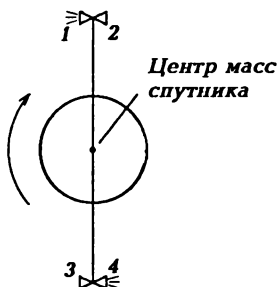


Рис. 41.1. Ориентация спутника с помощью реактивных микродвигателей

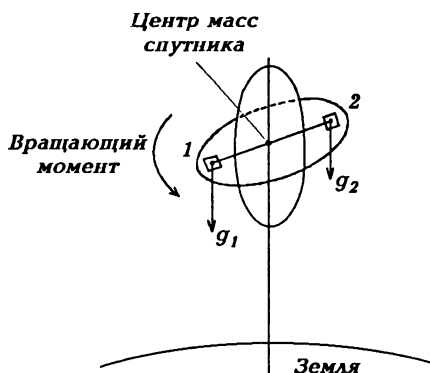


Рис. 41.2. Удлиненное тело стремится занять положение, при котором его ось направлена к центру Земли

маховика, оси вращения которых взаимно перпендикулярны. Достоинство маховиков — расход электроэнергии для их вращения восполняется на орбите проще, чем расход реактивного топлива или сжатого газа, необходимых для ориентации с помощью реактивных двигателей или сопел. Электромеханической трехмаховичной системой ориентации и стабилизации оснащены метеорологические космические аппараты типа «Метеор». На станциях «Салют-3» и «Салют-5» была установлена система ориентации с шаровым двигателем — маховиком на магнитном подвесе.

Ориентировать спутник можно и другим путем, вообще без затраты электроэнергии или топлива. Существует, например, гравитационная ориентация. Спутник удлиненной формы стремится занять на орбите такое положение, при котором его ось располагается отвесно.

Представим, что спутник слегка повернулся (рис. 41.2). Два элемента конструкции 1 и 2 одинаковой массы, расположенные симметрично относительно центра масс, испытывают неравные силы тяготения, так как у них различны расстояния до земли. Ускорение g_1 больше, чем g_2 , и потому возникает вращающий момент, который стремится восстановить первоначальное положение спутников. Подобную ориентацию применяют, например, на орбитальном комплексе «Салют» — «Союз» — «Прогресс».

Аппаратура контроля и управления полетом

Аппаратура контроля и управления полетом — это мозг и сердце космолета. Она состоит из бортового программно-временного устройства с блоком памяти, записывающим и запоминающим устройством, аппаратурой декодирования, в нее входят многочисленные датчики электрических сигналов, бортовые часы, при-

вязанные к системе единого времени, радиопередатчик и приемник с антенной и пр. Вся эта аппаратура работает совместно с земными станциями контроля и управления и с Центром управления полетом.

Двигательная установка

К числу служебных систем относится также бортовая двигательная установка, которая используется для коррекции орбиты, т. е. при небольших изменениях тех или иных элементов орбиты, для устранения ошибок выведения либо устранения последствий действия возмущающих сил, а также для орбитальных переходов, т. е. для изменения траектории спутника, перевода его с одной орбиты на другую; двигательную установку включают при сближении и стыковке двух спутников и, наконец, при посадке спутника на Землю. Часто та же двигательная установка применяется для пространственной ориентации, наряду с другими способами ориентации, не требующими применения реактивных двигателей. Бортовая двигательная установка должна обладать высокой технической прочностью и безотказностью в работе, ибо ей приходится работать в вакууме и в условиях невесомости при многократном включении. Особые требования предъявляются и к топливу, которое должно длительное время храниться в космолете, поэтому нельзя брать водород и кислород. Чаще в качестве топлива используются керосин и азотная кислота.

Система сближения и стыковки

Система сближения и стыковки включает бортовые приборы и датчики относительного сближения, ЭВМ или оператора-космонавта, двигательную установку и стыковочный узел. Сам процесс сближения и стыковки можно продемонстрировать на примере орбитальной станции «Салют» и космического корабля «Союз».

Космический корабль выводят на траекторию, лежащую в одной плоскости с орбитой «Салюта». Для этого «Салют» должен пролететь над пусковой установкой «Союза» точно в расчетный момент времени. Чтобы выполнить такое условие, заблаговременно определяют орбиту «Салюта», прогнозируют его дальнейшее движение и, если потребуется, проводят коррекцию орбиты.

Космический корабль выводят на более низкую орбиту, чем у «Салюта», и с таким расчетом, чтобы он оказался позади «Салюта». На более низкой орбите «Союз» летит с большей скоростью и постепенно догоняет орбитальную станцию. За время сближения траекторию «Союза» несколько раз корректируют, цель

этих постепенных уточнений — поднять орбиту космического корабля до уровня орбитальной станции и подвести корабль к станции на дистанцию в несколько километров.

Далее управление переходит к бортовым приборам, которые измеряют относительное расстояние и скорость обоих спутников, проводят вычисления и управляют полетом «Союза» с помощью реактивных двигателей вплоть до стыковки. Так, в 1986 г. при перелете космонавтов Леонида Кизима и Владимира Соловьева со станции «Салют-7» на станцию «Мир» в ходе автономного полета корабля «Союз Т-15» были проведены две коррекции его движения, в результате которых корабль приблизился к станции «Мир». Дальнейший подход корабля к станции до расстояния 50 м проводился с использованием бортовой автоматики. Затем космонавты с помощью ручного управления завершили процесс причаливания и осуществили стыковки корабля «Союз» со станцией «Мир».

Система посадки

Системой посадки, относящейся также к служебным бортовым системам, оснащены все пилотируемые и многие автоматические спутники (например, биологические или предназначенные для фотографирования земной поверхности, или создающие в условиях невесомости новые вещества, выращивающие кристаллы и пр.). Для снижения с орбиты и посадки спутника применяется тормозная двигательная установка. Посадка — это один из видов управления орбитой. Чтобы перевести спутник на траекторию снижения, надо его слегка притормозить — уменьшить орбитальную скорость.

Тормозной двигатель включают в точке А первоначальной орбиты (рис. 41.3). Скорость после торможения $v_{сн}$ равна геометрической сумме первоначальной орбитальной скорости $v_{орб}$ и тормозного импульса Δv .

Спутник должен входить в плотные слои атмосферы постепенно, очень полого, иначе из-за сопротивления воздуха конструкция спускаемого отсека подвергнется недопустимым механическим перегрузкам и чрезмерному нагреву. Для отлогого снижения тормозной двигатель следует включить на большом расстоянии от района посадки. Например, при посадке «Союзов» точка орбиты, где включается тормозной двигатель, находится над Атлантическим океаном, у побережья Южной Америки.

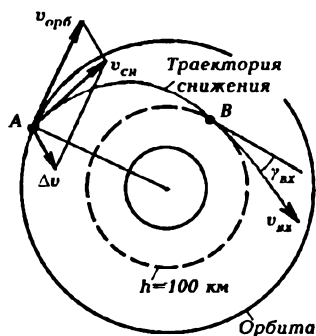


Рис. 41.3. Для снижения с орбиты и посадки спутника на Землю нужен тормозной импульс скорости

На рис. 41.3 пунктиром показана окружность, обозначающая границу плотных слоев атмосферы. В действительности столь резкой границы нет, но для удобства расчетов предполагают, что до высоты 100 км спутник летит по эллиптической траектории под влиянием только земного тяготения и не испытывает сопротивления воздуха. Аэродинамические силы начинают учитывать ниже этой границы.

В плотную атмосферу спускаемый отсек входит в точке В, имея скорость $v_{вх}$, под углом $\gamma_{вх}$ к горизонту. Этот угол должен быть небольшим — несколько градусов.

Когда спускаемый отсек, двигаясь в атмосфере, достаточно затормозится, вступит в работу парашютная система, а у самой земли — реактивные двигатели мягкой посадки.

Место посадки можно рассчитать до приземления спускаемого отсека, если известна его скорость в точке А (рис. 41.3). Поэтому в район океана под этой точкой обычно направляют научно-исследовательское судно, которое принимает по телеметрическим каналам необходимую информацию и передает ее в Центр управления полетом. Предварительный расчет точки приземления облегчает задачи поисково-спасательного комплекса.

Система жизнеобеспечения пилотируемых космолетов

В пилотируемых космолетах до 80 % площади отводится для системы жизнеобеспечения экипажа. Здесь и свободное пространство для обитания космонавтов (как для работы, так и для отдыха), и хранилища для пищи, воды, воздуха, и установки для получения кислорода и регенерации воды, и санитарно-гигиеническое обеспечение, и др.

На пилотируемых спутниках устанавливается также дополнительная аппаратура для телефонной, телеграфной и телевизионной связи с экипажем.

Наконец, пилотируемые спутники снабжены системой аварийного спасения.

42. ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ И КОМПЛЕКСЫ

Мы уже говорили о том, что пилотируемая космонавтика развивается только в двух странах — России и Америке, но только наша страна пошла по пути создания орбитальных станций и комплексов.

Ко времени создания первого и пока единственного орбитального комплекса «Мир» (1986 г.) история пилотируемой космонавтики у нас насчитывала уже 25 лет, пройдя в своем развитии через

несколько этапов. Первым советским пилотируемым космолетом был «Восток», на котором совершили свои эпохальные полеты Ю. А. Гагарин и Г. С. Титов. Вслед за тем, в соответствии с программой, разработанной еще С. П. Королевым, был создан более мощный и вместительный космический корабль «Восход», на котором уходили в космос первые экипажи и с борта которого был осуществлен первый выход космонавтов в открытый космос. В 1967 г. на смену «Востокам» и «Восходам» пришел «Союз», на котором отрабатывались долговременные полеты и стыковка. С 1971 г. в космос отправились «Салюты», которые представляли собой уже долговременные орбитальные станции со сменными экипажами и доставкой грузов с помощью транспортного корабля «Прогресс». «Салют-6» и «Салют-7» проработали на орбите по 4 года.

Орбитальный пилотируемый комплекс «Мир»

20 февраля 1986 г. был осуществлен запуск долговременной орбитальной станции «Мир», которая представляет собой базовый блок орбитального комплекса. Кроме станции в состав орбитального комплекса входят транспортные корабли «Союз-ТМ» и «Прогресс-М», специализированные модули для выполнения прикладных и исследовательских работ, а также возвращаемые баллистические капсулы для доставки на Землю различных грузов.

Орбита комплекса близка к круговой, ее высота 350–400 км, наклонение 51,6°. Высота орбиты из-за влияния атмосферы постепенно уменьшается, ее периодически корректируют. Для коррекции обычно используют двигатели транспортных кораблей «Союз-ТМ» или «Прогресс-М», хотя можно использовать двигатели и самой станции «Мир».

Орбитальная станция «Мир»

Орбитальная станция «Мир» (рис. 42.1) предназначена для продолжительной работы экипажа из 2–5 человек.

Конструкция орбитальной станции «Мир» делится на две части: одна из них — герметичная — предназначена для работы экипажа, другая — негерметичная — служит для размещения различного оборудования (агрегатный отсек).

Герметичная часть станции включает в себя три изолированных один от другого отсека, сообщающихся между собой люками диаметром 0,8 м. Первый отсек рабочий, он предназначен для работы и отдыха экипажа, здесь размещена основная аппаратура станции. Отсек представляет собой два сопряженных цилиндра диаметрами 2,9 и 4,1 м. Длина рабочего отсека 8,6 м. Второй — переходный — отсек предназначен для стыковки с другими кос-

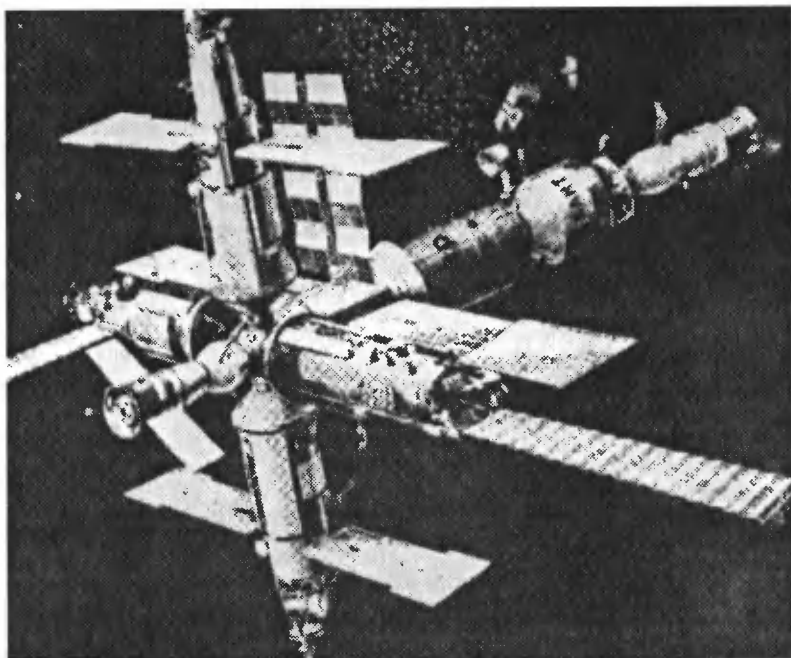


Рис. 42.1. Орбитальная станция «Мир»

мическими объектами и одновременно служит шлюзовой камерой для выхода космонавтов в открытый космос.

На переходном отсеке размещены пять стыковочных узлов. К основному узлу причаливают транспортные корабли и модули. Затем модули с помощью манипуляторов могут перестыковываться к любому из четырех боковых узлов. Переходный отсек имеет вид сферы диаметром 2,2 м, сопряженной с усеченным конусом длиной 0,8 м и диаметрами оснований 1,4 и 1,9 м. Длина переходного отсека 2,8 м. Третий отсек называется переходной камерой. Здесь расположены емкости с водой, контейнеры для отходов. Он имеет форму цилиндра диаметром 2,0 м и заканчивается усеченным конусом, на котором установлен еще один стыковочный узел. Длина переходной камеры 1,6 м.

В негерметичном агрегатном отсеке находятся корректирующие двигатели, двигатели ориентации, баки компонентов топлива, баллоны с газом для наддува баков и другое оборудование. Агрегатный отсек имеет форму цилиндра диаметром 4,1 м, его длина 2,3 м. Общая длина орбитальной станции «Мир» составляет 13,1 м, масса — 20,9 т.

На рис. 42.1 хорошо видны все элементы орбитальной станции «Мир».

«Союз-ТМ»

«Союз-ТМ» — это пилотируемый транспортный космический корабль для доставки 2–3 человек экипажа на орбитальный комплекс и возвращения на Землю. Масса корабля 7 т, длина его корпуса 7,0 м, максимальный диаметр 2,7 м, размах панелей солнечных батарей 10,6 м. Корабль состоит из трех отсеков, разделяемых с помощью пиротехнических устройств на завершающем этапе полета: спускаемого отсека, предназначенного для размещения экипажа во время выведения на орбиту и на спуске; орбитального отсека, используемого космонавтами для работы, отдыха, перехода в другой космический объект или выхода в открытый космос; приборно-агрегатного отсека, в котором размещено такое же по назначению оборудование, что и в приборно-агрегатном отсеке станции «Мир».

«Прогресс-М»

«Прогресс-М» — автоматический грузовой транспортный корабль для доставки на орбитальный комплекс расходных материалов (топливо, провизия, вода, воздух, фотопленка), блоков аппаратуры и др. Он создан на базе «Союза», но кабина космонавтов заменена на нем грузовым отсеком на 2,3 т грузов.

Завершив полет, после отстыковки от комплекса «Мир», включением двигательной установки на торможение «Прогресс-М» переводится на траекторию спуска и, входя в плотные слои атмосферы над заданным районом Тихого океана, прекращает существование.

Целевые модули

Специализированные, или целевые, модули сравнимы по своей оснащенности и решаемым задачам с орбитальной станцией; подобно «Миру», они имеют массу 20 т.

На орбитальной станции «Мир» шесть стыковочных узлов. При подлете к орбитальной станции целевой модуль пристыковывается к осевому стыковочному узлу, а затем, в соответствии с программой полета, осуществляется перестыковка его с осевого стыковочного узла на боковой стыковочный узел переходного отсека станции. Отделение модуля от станции, перемещение его в пространстве, установка на штатное рабочее место осуществляются автоматически с помощью специального манипулятора. Все эти процессы контролируются из Центра управления полетом, а также космонавтами, находящимися на борту станции «Мир». Время перестыковки космического аппарата массой около 20 т всего 1 час.

«Квант» — целевой модуль, запущенный в 1987 г. и размещенный на осевом стыковочном узле, представляет собой астрофизическую обсерваторию, имеет аппаратуру для съемок в ультрафиолетовом, рентгеновском излучении и др.

«Квант-2» — модуль дооснащения, запущенный в 1989 г. В состав научной аппаратуры входят видеоспектральный комплекс с телеуправляемой стабилизированной платформой, многозональный космический фотоаппарат МКФ-6МА, ряд приборов для проведения биологических и технических экспериментов. Модуль «Квант-2» оснащен системой управления движением с использованием силовых гиросtabilизаторов, системой энергопитания, новыми установками для получения кислорода и регенерации воды, средствами санитарно-гигиенического обеспечения, включая душевое и умывальное устройства.

«Кристалл» — специализированный модуль выведен на орбиту в 1990 г. и предназначен для опытно-промышленного производства полупроводниковых материалов, очистки биологически активных веществ в целях получения новых лекарственных препаратов, выращивания кристаллов, проведения астрофизических, геофизических исследований и технических экспериментов. На «Кристалле» установлен фотокомплекс «Природа-5» для получения экологических карт и многозональный космический фотоаппарат МКФ-6МА. Солнечные батареи «Кристалла», раскрывающиеся на 15-метровую длину, подключаются в общий контур системы электропитания комплекса «Мир».

На орбитальном комплексе «Мир» есть еще два свободных стыковочных узла, к которым намечено было пристыковать целевые модули «Природа» и «Спектр».

Возвращаемые баллистические капсулы предназначены для возвращения на Землю контейнеров с материалами геофизических и прочих исследований, результатов опытно-промышленного производства и др. Доставляются на Землю с помощью автоматического транспортного корабля «Прогресс-М».

43. КОСМОЛЕТЫ МНОГОРАЗОВОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Каждый космический запуск требует затраты огромных средств. Известно, что стоимость выведения исчисляется в 1500 дол. на 1 кг веса, при этом ракета-носитель используется однократно, после чего она сгорает, и для нового старта нужно создавать новую ракету. Ученые-проектировщики стали разрабатывать ракеты-носители многоразового применения. Идеальным было бы производить выведения, как у самолета: взлет — выведение космолета — посадка, но для осуществления этого уровень техники пока еще недостаточный. Реальным оказался иной путь: старт — ракетный, при котором конструкция частично сохраняется; полет — баллистический, а посадка — по типу самолета. И хотя у этого

варианта есть свои недостатки, так как спасенные элементы требуют ремонта для их повторного применения, да и обеспечение безопасности полета в этом случае связано с большими затратами, он начал усиленно разрабатываться сначала в США («Спейс Шаттл»), а затем у нас («Энергия» — «Буран»).

Многоразовый орбитальный самолет «Шаттл»

К проектированию многоразового космического корабля в США приступили в 1970-е гг. Было построено четыре таких корабля: «Челленджер», «Дискавери», «Атлантис» и «Колумбия». Первый запуск был осуществлен в апреле 1981 г. Шла длительная проверка и отработка программы, до января 1986 г. было осуществлено 24 пуска, но 25-й пуск 28 января 1986 г. закончился катастрофой и гибелью экипажа из 7 человек, что произошло из-за просчета проектировщиков (при понижении температуры уменьшалась эластичность уплотнителей) и безответственности чиновников, которые не захотели отложить старт «из-за такой мелочи». 26-й пуск был осуществлен после длительной доработки в сентябре 1988 г.

«Шаттл» — это, по существу, космический самолет, снабженный дополнительным баком для топлива (жидкий водород — жидкий кислород) и двумя твердотопливными ускорителями (рис. 43.1). Высота всей конструкции на стартовом сооружении составляет 47 м, диаметр топливного бака — 8,5 м, стартовая масса — 2000 т. «Шаттл» рассчитан на орбитальный полет в течение 7–8 суток, его экипаж состоит из 7 человек. Он может доставлять на орбиту до 30 т полезного груза. Стоимость одного полета 80 млн дол., стоимость разработки — 10 млрд дол.

При выведении ускорители отделяются вскоре после старта, они могут быть использованы повторно; бак после отделения от МКК разрушается при падении в атмосфере и сгорает.

«Шаттл», как сообщалось, предназначен для решения трех задач: доставки на околоземные орбиты полезных грузов (спутники, межпланетные станции); обслуживания и ремонта неисправных спутников в космическом пространстве или доставки их для ремонта на Землю; проведения на орбите научных исследований. У специалистов целесообразность такого выбора функций вызывает сомнение.

Выведение спутников однократными ракетами-носителями — хорошо освоенная и став-

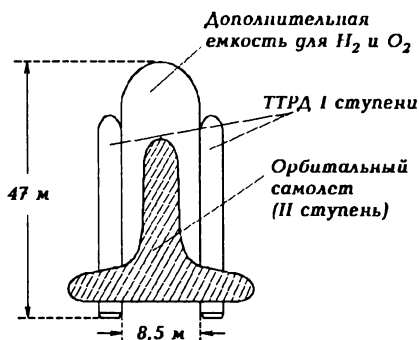


Рис. 43.1. Многоразовый космический корабль «Шаттл»

шая уже рутинной операция. Задача эта относительно простая, участие в ней экипажа не только не требуется, но даже вредно, так как ведет к увеличению объема и массы транспортного средства, требует более серьезных мер для повышения безопасности полета и в конечном счете приводит к возрастанию сложности и стоимости полета. Вместе с тем существует опасность для жизни космонавтов, что показала катастрофа с «Челленджером». Выведение на орбиту спутников с помощью пилотируемого МКК может быть оправдано лишь в том случае, если будет обходиться существенно дешевле, чем одноразовыми РН.

Однако этого не получилось. Выведение 1 кг полезного груза с помощью одноразовых РН обходится около 1500 дол. Проект «Шаттл» предусматривал снижение стоимости в пять раз, но вот что говорят реальные цифры: один полет «Шаттла» обходится в 80 млн дол., его грузовой отсек рассчитан на 30 т. Легко подсчитать, что доставка грузов на орбиту стоит приблизительно 3000 дол. за килограмм. Реальная стоимость из-за неизбежной неполной загрузки МКК достигла даже 4500 дол., т. е. увеличилась в два-три раза (эти цифры почерпнуты из американской технической литературы). Иными словами, либо создателями «Шаттла» был допущен крупный технический просчет, либо были заявлены заведомо недостижимые показатели по стоимости с целью получить выгодный заказ.

Целесообразность 2-й и 3-й функций «Шаттла» также подвергается сомнению. Для ремонта неисправных спутников гораздо дешевле было бы возвращать их не на Землю, а доставлять в ремонтную мастерскую, расположенную в одном из модулей орбитальной станции типа «Мир». Возможности научных исследований на «Шаттле», ограниченных временем полета (7–8 суток), не могут сравниться с исследованиями на «Мире», которые могут длиться много недель, месяцев и даже лет. Такого рода продолжительные эксперименты на пилотируемых космических объектах пока доступны только нашей отечественной космонавтике (хотя их вообще-то лучше выполнять на автоматических спутниках).

Напрашивается вывод, что создание МКК «Шаттл» оказалось неоправданным. Это подтверждается и тем, что в США прекращено дальнейшее развитие программы «Шаттл» и уже проектируется (на базе «Шаттла») безэкипажный невозвращаемый транспортный корабль. Кроме того, в 1988 г. подписано соглашение между США, Канадой, Японией и несколькими европейскими странами о совместной разработке долговременной орбитальной станции к середине 1990-х гг. Можно констатировать, что западные специалисты переходят на тот же путь, который был выбран в СССР в 1960-х гг. Наши специалисты оказались дальновиднее, их западным коллегам придется пройти те же этапы создания долговременных станций, которые для отечественной космонавтики стали уже историей.

США ведут работу над орбитальным комплексом, но у них нет опыта по сборке конструкций на орбите, по подготовке космонавтов к длительным полетам, у них нет дешевых и эффективных РН для вывода блоков станции.

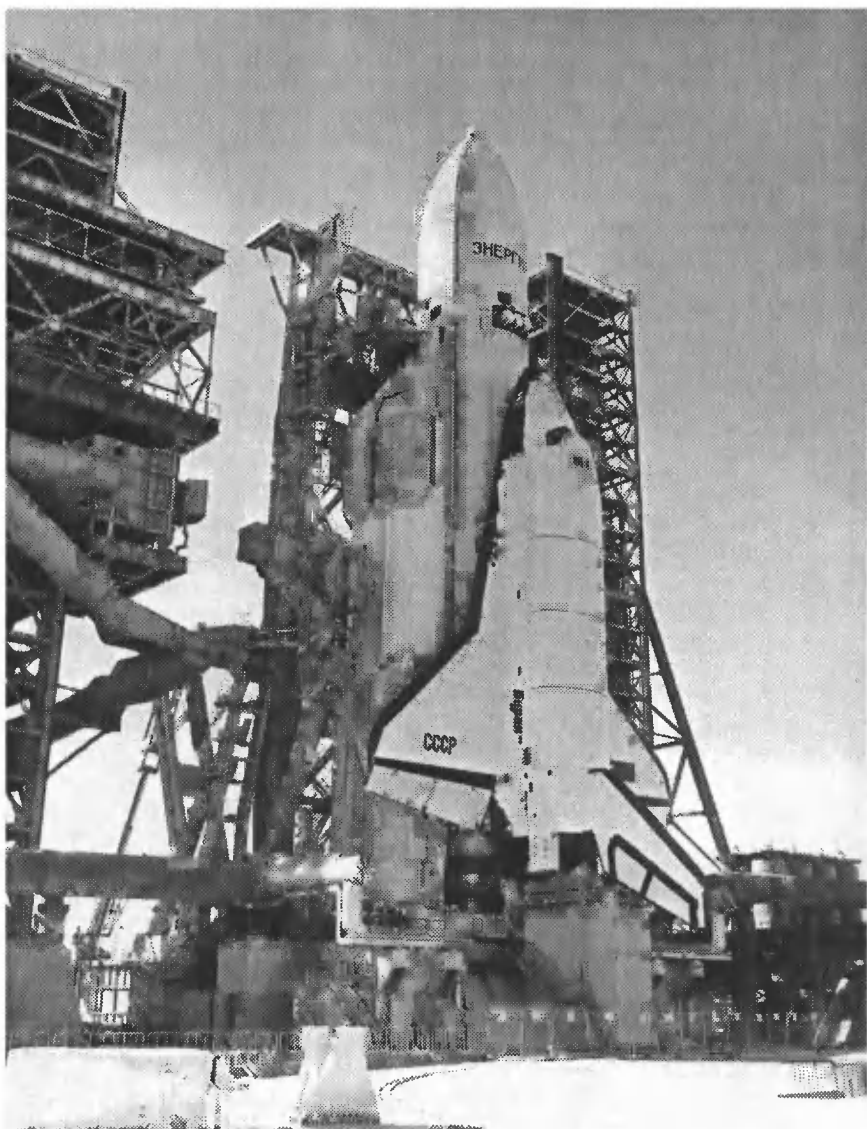
Все это они получают как бесплатное приложение к Соглашению о совместном создании долговременной орбитальной станции «Альфа», подписанному с Россией в конце 1993 г. США открыто говорят и пишут о колоссальной экономии средств благодаря этой совместной работе. Хотя программа преподносится как совместная, но основные позиции находятся в руках США: управление из Хьюстона, подготовка к полетам тоже там же, к тому же они получают и наши последующие разработки.

Универсальная ракетно-космическая транспортная система «Энергия» — «Буран»

В мае 1987 г. был осуществлен первый запуск универсальной ракеты-носителя «Энергия», в ноябре 1988 г. эта ракета вывела на орбиту первый орбитальный корабль многоцелевого применения «Буран» (рис. 43.2).

Ракета-носитель «Энергия» позволяет выводить на околоземные орбиты полезные грузы массой свыше 100 т. Эта ракета двухступенчатая. Первая ступень состоит из четырех блоков, каждый из которых оснащен четырехкамерным ракетным двигателем, работающим на керосине и жидком кислороде. Тяга двигателя одного блока 7,2 МН. Вторая ступень имеет четыре однокамерных двигателя, работающих на кислородно-водородном топливе, тяга каждого 1,4 МН. Запуск двигателей первой и второй ступеней осуществляется одновременно. Диаметр одного блока первой ступени 4,0 м, второй ступени 8,0 м. Общая высота ракеты-носителя на старте 59,8 м. Орбитальный корабль «Буран» представляет собой, по существу, третью ступень ракеты-носителя, так как окончательно он выходит на орбиту с помощью собственных двигателей.

«Буран» имеет самолетную конструкцию с низкорасположенным треугольным крылом. Крылья (площадью около 250 м²) позволяют ему планировать и после возвращения с орбиты совершать безмоторную посадку на аэродроме. Стартовая масса «Бурана» 102 т, масса доставляемого на орбиту полезного груза 30 т, возвращаемого с орбиты — до 20 т. Грузовой отсек корабля имеет длину 18,3 м, диаметр 4,7 м, объем около 350 м³. Длина орбитального корабля 36,4 м, высота на стоянке 16,5 м, диаметр фюзеляжа 5,6 м, размах крыла 24 м. Численность экипажа может достигать 10 человек. Бортовая автоматика позволяет управлять кораблем на всех участках полета без участия экипажа.



**Рис. 43.2. Универсальная ракетно-космическая транспортная система
«Энергия» — «Буран»**

Орбитальный корабль обладает хорошими маневренными возможностями, маневры совершаются с помощью двух двигателей, использующих в качестве компонентов топлива углеводородное горючее и жидкий кислород. «Буран» способен совершить спуск с орбиты с боковым маневром, отклоняясь влево или вправо относительно штатной траектории на расстояние до 2000 км. Это позволяет выполнить посадку на запасные аэродромы.

Некоторые журналисты, обращая внимание на внешнее сходство «Бурана» и «Шаттла», делали поспешный вывод о заимствовании американской разработки. В действительности сходство объясняется одинаковыми условиями применения обоих МКК. Заимствования не было, более того — по уровню технического совершенства МКК «Буран» выше «Шаттла». Радикально различаются сами принципы построения обеих систем: «Шаттл» — космический самолет с дополнительными сбрасываемыми элементами (бак, ускорители), его применение безвариантно; «Буран» — один из видов полезной нагрузки универсальной РН «Энергия», которая может доставлять в космос и любые другие массивные, крупногабаритные объекты.

Из этого, между прочим, следует, что обе «внешне подобные» системы могут поднимать на орбиту при примерно одинаковых стартовых характеристиках (стартовая масса соответственно 2400 и 2000 т, длина 59,8 и 47 м) существенно различные грузы: «Шаттл» — 30 т, «Энергия» — 100 т. К достоинствам системы «Энергия» — «Буран» относится и модульный принцип компоновки, благодаря чему из блоков РН «Энергия» может быть построен ряд самостоятельных РН различной грузоподъемности. Например, один блок первой ступени используется как РН «Зенит» грузоподъемностью 12–14 т.

Очень существенно, что при создании «Бурана» впервые в мировой авиационной технике была решена сложнейшая задача — осуществлена автоматическая (без участия летчика) посадка самолета. Все эти несомненные достижения отечественной науки и техники заставляют при оценке двух МКК отдать предпочтение «Бурану».

Вместе с тем МКК «Буран» имеет те же принципиальные пороки, что и аналогичная американская разработка. Поэтому многие специалисты считают, что затраты на создание «Бурана» были неоправданными. РН «Энергия» в ближайшие годы тоже не найдет достойного применения, так как не просматривается необходимость доставки в космос столь больших грузов, — это разработка впрок. По-видимому, когда принимали решение о проектировании системы «Энергия» — «Буран» существенную роль играли соображения престижа.

Разработчики продемонстрировали высочайший уровень отечественной ракетно-космической техники при полном игнорировании экономических требований. Сейчас работы законсервированы.

44. С. П. КОРОЛЕВ И ЕГО ВКЛАД В РАЗВИТИЕ КОСМОНАВТИКИ

В наше время все значительные научно-технические разработки выполняются большими коллективами, состоящими из многих сотен, тысяч и даже десятков тысяч исполнителей. Наиболее успешно такие работы осуществляются там, где во главе стоит руководитель, который пользуется всеобщим признанием, основанным на трезвой оценке его личности, ума, опыта, знаний, черт характера, — человек, способный оценить возможные пути решения задачи и выбрать из них единственно правильный, быстрее других ведущий к цели, смело принимающий ответственность за сделанный выбор, твердо руководящий его практической реализацией и отстаивающий его во всех обстоятельствах. Этому человеку достается самая тяжелая доля в общем труде, и к нему же приходит наибольшая известность после успешного завершения работы — и это справедливо! Именно таким руководителем был Королев. Его сотрудники вспоминают, что в те времена ни у кого никогда не возникало ни малейшего сомнения в моральном праве Королева руководить той огромной работой по созданию ракетно-космической техники, которая развернулась в стране в конце 50-х — начале 60-х гг.

Как писал один из сподвижников Королева К. П. Феоктистов: «Его знания и интуиция, энтузиазм и уверенность, настойчивость и воля, организаторский талант и авторитет во многом определили успех нашей страны в создании ракетного стратегического оружия, первых искусственных спутников Земли, автоматических космических зондов, пилотируемых космических кораблей...»

С. П. Королев начал работу в области ракетно-космической техники в начале 1930-х гг. и уже тогда выделялся как инженер и руководитель и в ГИРДе, и в Реактивном научно-исследовательском институте. В 1946 г. он был назначен Главным конструктором и руководителем государственной программы создания баллистических ракет дальнего действия, от которых пошли космические ракеты-носители, выведшие на орбиту первые в истории искусственные спутники, космические корабли и межпланетные станции.

В послевоенные годы, когда эти работы начинались, и у Королева, и у американских исследователей (Вернер фон Браун) были равные стартовые условия, обе страны имели одинаковое основание, создав баллистические ракеты, выйти в космос. Королев первым понял, что принципы построения, заложенные в ракету, подобную «Фау-2», не приведут к успеху, и отказался от нее, — это было смелое решение! В результате была создана ракета Р7 и появился первый спутник. Когда он был запущен в 1957 г. и когда он, вопреки ожиданиям и рекламе оказался не американским, а советским, специалисты США были застигнуты врасплох: они смогли запустить свой спутник только в следующем, 1958 г. —

четыре месяца спустя, и масса его была 8 кг, что было совсем мало по сравнению с 1330 кг — массой третьего советского спутника, запущенного в то же время (май 1958 г.).

В течение 10–11 лет американские специалисты должны были преодолевать те же самые ступени космической программы, которые раньше них уже прошли советские специалисты: первый спутник, первый возвращенный на Землю спутник с «пассажирами» на борту — Белкой и Стрелкой, первый выход космонавтов в открытый космос, первая автоматическая стыковка двух спутников, первые запуски на Луну, Венеру, Марс ... И только в конце 1960-х, после успешных пилотируемых экспедиций на Луну космонавтика США сравнялась по общему уровню с тем, что уже было достигнуто в СССР.

Открыть космическую эру имели одинаковые возможности две страны — СССР и США, у них были примерно равные материальные возможности, техническая база, уровень предыдущих научно-технических исследований. Значит, первенство нашей страны определялось творческими возможностями участников работы и их руководителей, прежде всего, Королева и его сподвижников — М. К. Тихонравова, Н. А. Пилюгина, В. П. Мишина, В. П. Глушко и др.

Все сказанное свидетельствует о том, что историческая роль основоположника практической космонавтики, несомненно, принадлежит Королеву. В последнее время выяснились дополнительные обстоятельства, подтверждающие такой вывод: долговременная программа пилотируемых полетов, разработанная в 1960-х гг. под руководством Королева, очередным этапом которой стал орбитальный комплекс «Мир», оказалось более плодотворной, чем американская программа. Как известно, в США уже отказались от продолжения программы «Шаттл» и приступили к созданию долговременной орбитальной станции — это значит, что советские специалисты под руководством Королева оказались более дальновидными, чем американские.

Космонавтика — и теоретическая, и практическая — возникла в нашей стране, и это вызывает у нас законное чувство патристической гордости. В прошлом иностранные комментаторы пытались подвергнуть этот факт сомнению. К сожалению, в последнее время подобные попытки предпринимаются и в российских средствах массовой информации. Но такие попытки заведомо обречены — достаточно сравнить даты узловых событий в истории теоретической и практической космонавтики, не говоря уже об оценке значительности этих событий.

45. СПУТНИКОВАЯ КАРТОГРАФИЯ

Космическая, или спутниковая, картография занимается построением топографических и тематических карт по фотографиям, полученным с орбиты. Потребность в разного рода картах в различных областях человеческой деятельности необычайно велика. Карты необходимы и при освоении новых районов, и при прокладке дорог, и для строительства промышленных объектов, и для учета природных ресурсов, и для развития сельского хозяйства и охраны окружающей среды, — всего не перечислишь. Многие карты нуждаются в проверке и обновлении через каждые несколько лет. В масштабах страны требуются десятки тысяч различных карт ежегодно.

Когда-то топограф была одной из самых опасных и тяжелых профессий: с теодолитом за спиной и блокнотом в руках проходил он многие сотни километров по чащобам и болотам, пустыням и горам, в стужу и зной, чтобы нанести на карту рельеф и особенности той или иной местности, зачастую необитаемой и непроходимой. Нередко сведения о небольшом квадрате на карте оплачивались ценой человеческой жизни. Вспомним хотя бы правдивые романы из жизни топографов, написанные героическим приверженцем этого дела Г. Ф. Федосеевым.

Затем на смену людям пришли самолеты и началась эра аэрофотосъемки.

Как же создавались карты этим методом? Для примера возьмем Ленинградскую область, т. е. территорию, составляющую примерно квадрат 450×450 км. Один кадр аэрофотосъемки охватывает квадрат 9×9 км. Осуществляется съемка рядами. Если длина одного ряда 450 км, то для его фотографирования нужно сделать $450 : 9 = 55$ снимков. Вся площадь — это 55 рядов (снова $450 : 9$). Следовательно, для того чтобы охватить всю площадь потребуется $55 \times 55 \approx 3000$ снимков. А потом их нужно еще склеить. Пролететь же самолету для этого потребуется $450 \times 55 \approx 25000$ км, т. е. более половины земного экватора. И это только для одной Ленинградской области! Сколько же на это нужно затратить времени? Фотографировать можно только днем, в летний период, при хорошей погоде. Практика показывает, что для одного самолета на выполнение этой работы потребуется два полевых сезона.

Но вот появилась спутниковая картография и оказалось, что для охвата территории размером 450×450 км требуется всего один кадр! То, на что прежние топографы затрачивали многие годы каторжного труда, а летчики аэрофотосъемки два сезона, теперь решается в одну минуту! Раньше картографы столетиями

шагали по Земле, нанося на бумагу материк, моря, океаны, горы, реки и пустыни, — теперь спутник осуществляет это за считанное количество околоземных витков. Произошла подлинная революция в картографии!

В космической картографии самым дорогим оказывается запуск спутника и стоимость ракеты-носителя. Но, во-первых, на каждом спутнике параллельно решается несколько задач, т. е. стоимость полета распределяется на многие программы. Во-вторых же, экономическая эффективность спутниковой картографии несомненна: на тысячу рублей затрат — пять тысяч рублей дохода.

Прежде всего во много раз сокращаются трудоемкость и время на составление каждой карты. Спутниковые карты обладают высокой топографической точностью и обзорностью. С помощью новой аппаратуры — а на спутниках используется многозональная космическая камера МКФ-6М и фотокамера КАТЭ-140 — получены материалы с разрешающей способностью 5–6 м. (Американская система «Ландсат» имеет разрешающую способность 30 м, французская сканирующая съемка «Спот» — 10 м.) Благодаря этому появился большой спрос на материалы нашего дистанционного зондирования со стороны многих государств, и налажен экспорт космической информации, что приносит немалый доход.

Все материалы космического фотографирования длительного пользования поступают в Главное управление геодезии и картографии (ГУГК), в подразделения госцентра «Природа», где по космическим снимкам создаются топографические и тематические карты для исследования природных ресурсов Земли. Более 900 организаций используют космическую информацию в своей работе.

Спутниковая картография сделала возможным получение снимков и составление карт ранее недоступных районов Земли, таких как высокогорья Памира и Тянь-Шаня, труднодоступные места Чукотки, Курильских островов, Новой Земли, пустынь Средней Азии и даже Антарктиды. Топографические карты этого материка в масштабе 1:200 000 создать другими методами просто невозможно.

Космическую съемку проводят многие спутники, решающие эту задачу параллельно с другими. К числу специализированных относятся спутники «Алмаз» («Космос-1870»), запущенный в 1987 г. и проработавший на орбите два года, и «Алмаз-1», запущенный тоже с помощью ракеты-носителя «Протон» в 1991 г.

46. СПУТНИКОВОЕ ПРИРОДОВЕДЕНИЕ

Развитие спутникового природоведения связано с изучением и оценкой состояния природы Земли с орбиты. Оно призвано решать такие важные задачи, как учет и инвентаризация природ-

ных ресурсов, контроль за хозяйственной деятельностью человека и ее воздействием на окружающую среду и охрана природы.

Перед человечеством стоят две грозные и реальные опасности — это истощение в будущем природных ресурсов Земли и загрязнение природной среды, которые могут привести к глобальной экологической катастрофе. Запасы полезных ископаемых — нефти, газа, угля, руд — невозполнимы, а без них невозможно само существование цивилизации. Загрязнение же природы может сделать вообще невозможной жизнь людей на Земле. Необходимо разумное самоограничение в потреблении. Надо отметить, что как потребление, так и загрязнение среды неравномерно распределяется по различным регионам Земли. Наиболее развитые страны (США, Канада, Западная Европа, Япония) и потребляют больше и отходов создают намного больше, чем другие. Для сравнения скажем, что потребление нефти на одного жителя в 1991 г. было в США — 2614 кг, Канаде — 2415 кг, тогда как в Индии — 62 кг, а в Эфиопии всего 14 кг. В западной литературе развитые страны называют «золотым миллиардом»: они составляют 1/5 часть населения Земли, но потребляют 1/2 всех мировых ресурсов и дают большую часть загрязнений. Они процветают за счет ресурсов «третьего» мира и туда же отправляют свои отходы. Теперь в этом качестве используются бывшие республики СССР: из них выкачиваются ископаемые богатства, а взамен к ним везут всяческие отходы. (Сообщениями об этом полна наша пресса.) Вместе с тем ясно, что развитые страны добровольно ни на какие ограничения в потреблении не пойдут.

В этой ситуации особо важное значение приобретают учет ресурсов и охрана среды спутниковыми методами. Что дает спутниковое природоведение? Прежде всего, это создание службы постоянного экологического контроля и экономической экспертизы, наблюдения со спутников способны предотвратить ущерб природе на несколько миллиардов рублей ежегодно.

Главные объекты экологической экспертизы — это природные ресурсы и их хозяйственное использование. Сюда входит разведка полезных ископаемых и водных ресурсов. Так, в Калмыкии на основе космической съемки выполнено новое нефтегеологическое районирование, которое позволило сделать прогноз о значительных запасах нефти и газа, в несколько раз превосходящих то, что было известно до сих пор. При расшифровке фотографий было обнаружено 23 перспективных для поисков газа и нефти места. Намечено более 20 перспективных участков для поисков пресных грунтовых вод.

С помощью спутниковых съемок выявлена мощная линза пресных вод на территории барханных песков в Приаралье. Бурение подтвердило наличие запасов воды, пригодных для обеспечения пастбищ.

Съемка снегового покрова Земли тоже позволяет лучше оценить водные ресурсы планеты.

Космическая съемка помогает определить размеры и особенности лавиноопасных и селеопасных районов, а тем самым дать материал для предупреждения и прогнозирования схода лавин и селевых потоков.

Большими возможностями обладает космическая съемка и в деле наблюдения за тем, как хозяйственная деятельность человека сказывается на состоянии природы, на загрязнении водной и воздушной среды. Она позволяет определить состояние дорожной сети и ее влияния на сельскохозяйственное использование земель, обнаружить нарушения почвенного покрова в результате горно-разведочных, буровых работ и открытой добычи полезных ископаемых, установить по косвенным признакам изменения в режиме грунтовых вод, вызванные инженерно-строительными работами, обнаружить сбросы в водоемы технологических отходов промышленности, выявить выбросы в атмосферу химических веществ, которые губительно отражаются на флоре и фауне.

Космическое дистанционное зондирование незаменимо в исследовании мирового океана. Оно помогает определять состояние воды, ее загрязнений, морских течений и глубин, рассматривать геологическое строение морского дна, подводного рельефа на больших глубинах, рассчитывать рыбные запасы и распределение рыбных популяций в различных районах мирового океана.

Большое применение находят методы космической съемки и в лесном хозяйстве — в учете лесных ресурсов, распределении лесных пород, картографировании лесного фонда, проверки лесоустроительных карт, разработке программ его восстановления и воспроизводства, обнаружении и локализации лесных пожаров для быстрой борьбы с ними, определении площади выгоревшей территории, наличия или отсутствия вырубки и молодых посадок и даже обнаружении вредителей леса и лесных болезней.

С начала 1970-х гг. стало формироваться новое научное направление — космическое земледевие, которое контролирует и проверяет состояние пашни, посевных площадей, севооборотов, правильного использования пастбищ, проводит аэрокосмическую экспертизу искусственного орошения, хищения воды из оросительных систем в районах орошаемого земледелия.

Космическая экологическая экспертиза помогла выявить многие нарушения и злоупотребления в использовании земли. Оказалось возможным установить, например, что в Таджикистане в полтора раза больше площадь пастбищ, чем указывалось, но что 500 тысяч гектаров пастбищ требуют улучшения.

В Калмыкии, Казахстане на ряде стоянок выявилось, что неучтенных овец столько же, сколько и учтенных, а в некоторых местах число неучтенных овец в стаде превышало число учтенных во много раз. Пастбища не выдерживают такой перегрузки, в результате на их месте остаются голые подвижные пески. Обнаружено, что сокращение пастбищ привело к бескормице и гибели

многих сотен тысяч овец. В результате деградации пастбищ в Калмыкии образовался гигантский очаг антропогенного опустынивания.

Космические съемки выявили серьезные нарушения водного баланса в районах искусственного орошаемого земледелия на юге страны (Астраханская область, Калмыкия, Средняя Азия), что экологически очень опасно, ибо как недостаточное, так и избыточное орошение ведет к засолению почв и выводу их из оборота.

Аэрокосмические съемки показывают массовые нарушения в севообороте. Там, где должны чередоваться разные посевы, отчетливо видна монокультура: в степной зоне — пшеница, в пустынной — хлопчатник. Монокультура же истощает почву, разрушает гумус, способствует развитию солонцеватости, размножению вредителей.

Оказалось также, что во многих хозяйствах полей больше, чем указано в картах, на 6–10 %, а в некоторых местах и более. Чрезмерная распашка усиливает эрозию почв и ведет к их порче.

В борьбе со всеми этими нарушениями и злоупотреблениями, с хищническим использованием природы космическое земледение должно сыграть существенную роль.

Методы космической съемки разнообразны — это цветная и черно-белая фотография, спектрозональная съемка, телевизионная и радиолокационная съемка, визуальные наблюдения на пилотируемых спутниках.

Спектрозональная съемка осуществляется с помощью многозональной космической камеры МКФ-6М, в которой имеется шесть спектральных зон: голубая, зеленая, оранжевая, красная и две инфракрасные. Совмещение проекций и освещение через те же светофильтры дает естественный цвет. Обработка многозональных космических изображений осуществляется с помощью ЭВМ, при этом ведется цифровое кодирование снимков, дискретная информация вводится в память ЭВМ, осуществляется нормализация информации, проводится совместная обработка многозональных изображений по заданным алгоритмам. Происходит автоматическое распознавание естественных образований, а результат выводится на внешние устройства для последующей обработки.

Результаты космической съемки поступают на землю с автоматических спутников в виде цифрового кода, а от космонавтов — как описание их визуальных наблюдений по радиотелефону. Экспонированная фотопленка доставляется на Землю в возвращаемых капсулах или в спускаемом отсеке.

Для решения задач спутникового природоведения используют автоматические спутники серии «Космос», специальные спутники «Алмаз», «Ресурс», а также специальная аппаратура, установленная на станции «Мир».

«Алмаз» — это долговременный автоматический спутник, используемый в интересах картографии, геологии, океанологии, сельского хозяйства, экологии, разведки ледовой обстановки. Он осна-

щен телевизионной системой и радиолокационной станцией высокого разрешения. Запуск его был осуществлен ракетой-носителем «Протон» в июле 1987 г.

«Ресурс-Ф» — автоматический спутник, снабженный спускаемым отсеком для возвращения на Землю экспонированной фотопленки. Спутник оснащен системой спектрозональной фотосъемки, предназначенной для исследования природных ресурсов Земли и экологических целей. Запуск был осуществлен ракетой-носителем «Союз» в 1990 г. (наклонение орбиты $82,3^\circ$, начальный период обращения 88,7 мин, высота орбиты 260/190 км). На борту спутника установлена аппаратура, предназначенная для проведения разномасштабной многозональной и спектрозональной фотосъемки в целях продолжения исследований природных ресурсов Земли, решения задач экологии.

47. СПУТНИКОВАЯ МЕТЕОРОЛОГИЯ

Спутниковая метеорология имеет своей целью решение таких задач, как обеспечение регулярных прогнозов погоды и предупреждение стихийных бедствий. И то и другое имеет огромное значение для жизнедеятельности человека.

В доспутниковую эру прогнозы погоды составлялись с помощью данных, получаемых на метеостанциях. В нашей стране имеется более 4000 метеостанций, свыше 7500 метеопостов и около 6000 пунктов гидрологического наблюдения. Кроме того, метеорологические данные постоянно поступают с самолетов и океанских кораблей. По всему миру насчитывается около 10 000 метеорологических пунктов наблюдения за погодой. Однако они контролируют только 20 % поверхности Земли. Остаются еще огромные пространства над морями, пустынями и высокогорными районами, океанскими просторами и полярными шапками, где в основном и формируются процессы, оказывающие глобальное влияние на погоду в разных частях Земли. Наблюдение за атмосферными явлениями в этих районах стало возможным только с появлением искусственных спутников Земли.

Атмосферные процессы связаны с преобразованием солнечной энергии, приходящей на Землю в виде светового, инфракрасного, ультрафиолетового, рентгеновского, радиоизлучения и др. И каждое из них по-разному влияет на разные слои атмосферы. Преобразования солнечной энергии сложны и многообразны — они зависят от подвижности самой атмосферы, ее неоднородности, разнообразия земного рельефа, вращения Земли, излучения ее тепла, которое тоже поглощается атмосферой. Идут быстрые перемещения теплых масс воздуха вверх, холодных — вниз, а также глобальные передвижения холодных масс из охлажденных районов Земли и теплых — из нагретых. Вращение Земли приводит к тому, что потоки воздуха в северном полушарии отклоняются

вправо, в южном — влево, что ведет к развитию гигантских вихрей в атмосфере — циклонов и антициклонов. Причем на разных высотах отклонение воздушных потоков различно: над самой поверхностью Земли — $45 - 55^\circ$, а в 500 км над поверхностью — до 90° .

Таким образом, картина формирования и перемещения атмосферных образований получается необычайно сложной.

Для составления прогнозов, в особенности долгосрочных, а также для предупреждения о надвигающихся тайфунах, ураганах и других бедствиях именно спутники могут дать глобальную информацию в масштабах всей планеты. Космические спутники позволяют наблюдать за различными явлениями: облачными образованиями, вихрями, грозами, шквалами, теплыми и холодными фронтами и т. д.

В нашей стране с 1967 г. осуществляются запуски метеоспутников в серии «Космос», а с 1987 г. в системе «Метеор». Рассмотрим действие этой системы на примере спутника «Метеор-2». В эту систему входят несколько спутников, ряд пунктов приема информации (ППИ) — в Обнинске, Новосибирске, Ташкенте, Хабаровске, автономные пункты (города, суда, аэродромы) и Гидрометцентр, принимающий сведения по телеграфу. На спутниках установлены телевизионная аппаратура для ночных наблюдений, актинометрическое оборудование для регистрации излучения Земли, определения температуры поверхности Земли и океана. Телевизионные камеры дают изображения облачного покрова и подстилающей поверхности Земли.

Инфракрасная установка позволяет регистрировать изображения облачного, снежного и ледового покровов в тепловых лучах.

На «Метеоре-2» смонтированы две телевизионные установки, имеющие обзор по 500 км вправо и влево, т. е. в общей сложности полосу в 1000 км, а также две инфракрасные установки аналогичного диапазона и актинометр, снимающий показания о тепловом балансе Земли с полосы 2500 км.

Вся эта информация поступает в запоминающее устройство спутника — бортовой магнитофон и одновременно сразу на Землю. В конце каждого витка информация сбрасывается на один из ППИ. Текущую обстановку принимают также автономные пункты в портах, на аэродромах, морских судах и т. д.

Если на орбите один спутник, то он дает информацию два раза в сутки с интервалом в 12 ч. В системе «Метеор» летают четыре спутника, дающие информацию с интервалом в 3 ч.

Спутники «Метеор» выводятся в космос ракетой-носителем «Циклон» (с космодрома Плесецк), они летают по круговым орбитам, так как это гарантирует равномасштабность телевизионных и инфракрасных снимков. Наклонение орбиты 82° , начальный период обращения 104 мин, высота орбиты 900 км («Метеор-2») и 1200 км («Метеор-3»), что обеспечивает полный обзор всей земли и достаточную детальность изображения.

В 1990 г. той же ракетой «Циклон» был выведен на орбиту спутник «Океан» (наклонение орбиты 82,5°, начальный период обращения 97,8 мин, высота орбиты 679/655 км), предназначенный для получения оперативной океанографической информации и данных о ледовой обстановке. На его борту были установлены комплексы сканирующей, оптико-механической и радиофизической аппаратуры.

При ООН действует Всемирный метеорологический союз, создается Всемирная служба погоды с тремя мировыми центрами (в Москве, Вашингтоне и Мельбурне). В них собирается информация от спутников, наземных измерительных пунктов, воздушных шаров, зондирующих ракет, морских буев, причем спутники могут собирать информацию и с наземных метеорологических станций. Вся эта обширнейшая информация обрабатывается на ЭВМ, а затем рассылается в различные страны. Оперативную информацию дают наблюдатели-космонавты с борта пилотируемых кораблей, глаз и разум которых незаменим в обнаружении опасных стихийных явлений.

Спутниковое решение принципиально отличается от предшествующего этапа развития метеорологии: оно дает возможность видеть всю планету и обновлять информацию несколько раз в сутки, а обработка на ЭВМ неизмеримо ускоряет получение прогнозов и увеличивает степень их точности, оправдываемости. Задача решается лучше, быстрее, эффективнее, чем доспутниковыми методами.

Экономический эффект от использования спутников в метеорологии огромен. Прогнозы Гидрометеослужбы, составленные на основе спутниковой информации, экономят ежегодно сотни миллионов рублей, помогая за счет правильной организации сельскохозяйственных работ экономить время, средства, затраты человеческих сил. Кроме того, «Метеоры» наряду с решением метеорологических задач представляют дополнительную информацию о состоянии лесных массивов и помогают своевременно обнаруживать лесные пожары, что дает большую экономию за счет стоимости леса.

По оценкам Совета экономических экспертов США, например, надежный прогноз погоды на 5 суток вперед может дать экономию в сельском хозяйстве до 2500 млн дол., тогда как запуск метеоспутника обходится всего в 3 млн дол.

По расчетам американского ученого Г. Сиборга, использование метеоспутников в масштабах земного шара может дать экономию в 60 млрд дол. в год.

48. СПУТНИКОВАЯ СВЯЗЬ

Какая связь нужна сегодня?

Связь часто сравнивают с нервной системой человека. Нервы соединяют отдельные части человеческого тела и делают их работу согласованной и целенаправленной. Точно так же линии свя-

зи организуют и направляют жизнь человеческого общества в пределах города, страны и целого мира. Потому развитие и усовершенствование систем связи — это важная и актуальная задача. И здесь свое — и очень важное — место занимает спутниковая связь.

Сегодняшние линии связи характеризуются высокой интенсивностью передачи информации. Если это телефонная связь, то надо, чтобы по одной и той же линии был возможен не один, а одновременно сотни переговоров, если телеграф, — то одновременно сотни телеграмм. Наиболее интенсивной передачей информации отличается телевидение. Все такие сигналы имеют общее название широкополосных сигналов, так как их спектр охватывает очень широкую полосу частот.

Мы ограничим наше внимание только одним, но очень распространенным способом передачи информации через свободное пространство, или, как говорят, «по эфиру», с помощью высокочастотных электромагнитных колебаний — радиоволн.

Однако для передачи телевидения, цифровых потоков для ЭВМ, многоканального телефона и телеграфа и других широкополосных сигналов пригодны не всякие радиоволны, а только волны ультракоротковолнового диапазона, как говорят, УКВ. Это электромагнитные колебания с длиной волны короче нескольких метров — метровые, дециметровые и сантиметровые волны.

Они распространяются между передающей и приемной антеннами очень избирательно: строго прямолинейно, не огибая выпуклой поверхности земного шара или неровности рельефа. Передающая и приемная антенны УКВ линии связи должны находиться в пределах прямой видимости друг друга, т. е. прямая линия, соединяющая обе антенны, не должна нигде прерываться.

Мы знаем это из жизненной практики. Изображение на экране телевизора получается четкое и устойчивое в пределах города и его ближайших окрестностей. Но стоит удалиться от телецентра километров на 80, как прием телевизионных программ становится неустойчивым. Дело можно поправить, если поднять приемную антенну на высокую мачту. Но если удалиться от телецентра еще больше, то никакая высокая мачта не поможет, — приема телевидения не будет.

Антенна нашего телецентра находится на башне высотой 300 м. Таких антенн много не построить. В обычных рядовых линиях УКВ связи мачты имеют высоту 100 м или немного больше. В этом случае УКВ радиосигналы устойчиво проходят только на 40–50 км.

А как быть, если нужно передать широкополосный радиосигнал — не только телевизионный, но и многоканальный телефонный, или телеграфный, или цифровой поток данных для ЭВМ — на гораздо большие расстояния, на многие сотни или тысячи километров?

Для этого придумали и уже давно используют радиорелейные линии связи.

Радиорелейные линии связи

Если мы знаем, что в какой-то местности радиосигнал от передающей антенны, поднятой на мачте, уверенно проходит, скажем, на 40 км, значит, именно на этой дальности надо поставить — тоже на мачте — приемную антенну. Принятый радиосигнал нужно усилить и послать его дальше, к следующей мачте с приемной и передающей антеннами. И так, передавая сигнал от мачты к мачте, можно довести его до конца линии связи — до получателя информации.

Так работают на ультракоротких волнах радиорелейные линии связи.

Каждая станция в этой цепочке содержит в своем устройстве мачту, на которой укреплены две антенны, — передающая и приемная, — направленные в противоположные стороны, приемное устройство, передающее устройство и усилитель мощности радиосигнала.

Внешне эта станция выглядит так: высокая металлическая мачта и здание у ее основания, в котором располагается различная аппаратура, и где-то еще должен жить и работать персонал станции — требуются жилье и административные здания.

Отмечаем про себя, что каждая такая станция — достаточно сложный и дорогой объект.

Много ли нужно таких станций? Можно подсчитать: чтобы передать широкополосный сигнал от Москвы до Владивостока, потребуется около полутора сотен радиорелейных станций. Но ведь широкополосная связь нужна не только для Владивостока. Она нужна и для Мурманска, и для Архангельска, и для Краснодара, и для других городов, расположенных в разных концах страны. Для каждого из этих городов потребуется особая радиорелейная линия или ответвление от магистральной линии. Общее количество станций окажется огромным!

В промежутках же между географическими пунктами, оснащенными аппаратурой этих линий, никакой широкополосной связи так и не будет. При подсчитанном нами огромном числе радиорелейных станций суммарная зона обслуживания покроет лишь небольшой процент территории страны.

А можно ли соединить широкополосными линиями связи географические пункты, между которыми пролегают такие природные преграды, как широкие морские проливы, горные хребты, обширные болота? Нет! Можно ли осуществить подобную связь с подвижными объектами, например морскими судами, самолетами? Также нет.

Значит, возможности широкополосной связи с помощью радиорелейных линий ограничены. Кроме того, эксплуатация этих станций обходится очень дорого, и стоимость связи растет вместе с расстоянием. Но все это приходилось терпеть, пока не пришла эра спутников.

Спутниковые линии связи

Выход оказался простым: разместить антенны радиорелейной станции вместе со всей относящейся к ним аппаратурой — на спутнике.

Как осуществляется связь между двумя абонентами? Сигнал от 1-го абонента поступает в земной передатчик, с помощью антенны направляется на спутник, там сигнал усиливается, посылается на вторую земную приемную станцию и оттуда 2-му абоненту. Совсем как в радиорелейной линии. Чтобы связь была двусторонней, обе земные станции должны быть приемопередающими (рис. 48.1).

Абоненты будут разговаривать по телефону, даже не подозревая, что их слова проходят через космос, что вместе с ними через тот же спутник одновременно ведут разговоры сотни других абонентов.

С передачей телевидения проще. На передатчик земной станции поступает сигнал от телецентра, на спутнике он усиливается и ретранслируется на Землю. Телевизионный сигнал можно принимать везде, где в это время спутник виден над горизонтом.

Зона обслуживания получается сплошной, а не прерывистой, как для радиорелейных линий. При этом зона обслуживания оказывается очень обширной. Она тем шире, чем выше летит спутник.

Если спутниковая орбита находится на высоте 40 000 км, то зона обслуживания имеет радиус около 9000 км от той точки земной поверхности, над которой пролетает спутник. В такую зону уместается почти вся территория нашей страны.

Продолжая сравнение с радиорелейной линией, мы замечаем, что никакие географические преграды, вроде проливов, горных хребтов, болот, не имеют значения для спутниковой связи. Точно так же широкополосная связь через спутник становится возможной для подвижных объектов — судов, самолетов и др.

Преимущества спутниковой широкополосной связи очевидны. Кроме всего прочего, спутниковая связь еще и дешевле. Не нужно тянуть линии радиорелейной связи, отпадают затраты на эксплуатацию сложных и дорогих радиорелейных станций.

Экономическая выгодность спутниковой связи многократно доказана обширным и многолетним опытом эксплуатации таких систем как у нас, так и за рубежом. Говорят, это «золотое дно» для получения доходов.

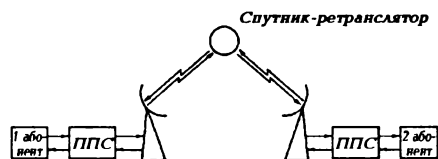


Рис. 48.1. Спутниковая линия связи (ППС — приемопередающая станция)

Спутники связи

Сегодня на орбитах работают отечественные спутники связи нескольких типов. Летают и зарубежные спутники, некоторые из них передают информацию и на нашу территорию.

Главными элементами такого спутника являются приемник, усилитель, передатчик и ультракоротковолновые антенны: одна принимает сигналы от земных станций, другая направляет усиленные сигналы обратно на Землю к получателям информации. Антенны ориентированы на Землю. Прием, усиление, излучение радиосигналов осуществляются на спутнике в нескольких параллельных каналах, их называют стволами. Каждый такой ствол может обслужить одну телевизионную программу или 1000 телефонных переговоров. На каждом спутнике работает по несколько таких каналов, например, на спутнике «Горизонт» их шесть, на «Молнии» — три.

Как уже говорилось, источником электроэнергии на спутниках служат солнечные батареи, ориентированные независимо на Солнце. Им помогают аккумуляторы, которые подзаряжаются от солнечных батарей и дают ток в то время, когда спутник не освещен Солнцем.

Собственный ракетный двигатель, установленный на спутнике, предназначен для коррекции орбиты. Дело в том, что для связанных спутников важно получить очень точное значение периода обращения вокруг Земли. И такой путь — промежуточная орбита и ее последующая коррекция — оказывается технически проще, чем прямое выведение на заданную орбиту.

Земные станции

Существуют разные типы земных станций спутников связи. Наиболее известные из них — станции типа «Орбита», около 100 таких станций работает в нашей стране. Они предназначены для приема и передачи всех видов широкополосной информации — телевидения, многоканальной телефонии и т. д. У них довольно большие зеркальные антенны диаметром 12 м. Параболическое зеркало собирает волны в пучок и посылает этот луч в пространство в заданном направлении. В приемной параболической антенне пришедшие к зеркалу радиоволны собираются в его фокусе.

Такая пространственная избирательность параболической антенны имеет большое практическое значение. При передаче радиосигналов энергия не излучается бесполезно во все стороны, а только в ту сторону, в которую нужно. Повышается дальность действия передающей радиостанции при неизменной мощности передатчика. Если же антенна приемная, то она собирает радиоволны, проходящие на всю площадь зеркала, и концентрирует

всю эту энергию в одной точке — фокусе. Дальность действия приемной станции возрастает, посторонние источники электромагнитных колебаний, расположенные в стороне от луча, не создают помех.

Но появляются и трудности: луч антенны нужно направить точно на спутник, с которого излучаются или на котором принимают радиосигналы. Когда спутник летит по небосводу, антенна должна следить за его движением. Такие антенны называют следащими.

Второй тип земных приемных станций — «Москва» — предназначен для приема телевидения. «Москва» имеет поразительно простое устройство по сравнению со станциями типа «Орбита»: параболическое зеркало и никаких механизмов для его поворота.

Прервем рассказ о земных станциях, чтобы познакомиться с орбитами, по которым летают спутники связи.

Орбиты

Самая характерная орбита для спутников связи — стационарная. Период обращения такого спутника вокруг Земли — точно 24 ч звездного времени, т. е. он совершает один оборот вокруг Земли точно за то же время, которое требуется для одного оборота Земли вокруг своей оси.

Земля за сутки поворачивается вокруг оси на 360° . Через 1 ч она повернется от первоначального положения на 15° , но и спутник тоже продвинется по орбите на 15° . Он окажется над той же самой географической точкой, что и час назад.

Такой спутник будет все время находиться над одной и той же точкой экватора, потому такая орбита и сам спутник называются стационарными.

Период обращения любого спутника зависит от высоты его орбиты. Для стационарного спутника высота орбиты составляет 35 000 км. Это большая высота — почти шесть радиусов земного шара. Поэтому стационарный спутник, который на экваторе виден в зените, будет находиться в видимой части неба вплоть до 80° северной и южной широты. Там его можно наблюдать у самого горизонта, но всегда в одной и той же точке по азимуту, в любое время года. Для земного наблюдателя он неподвижен.

Значит, антенна земной станции — ее зеркало во время сеанса связи со спутником и вообще в любое время тоже неподвижна. Ее не нужно делать следащей. Антенна получается конструктивно простой и дешевой. Такова антенна станции «Москва».

Другой тип орбит, применяемых для спутниковой связи, — это высокие синхронные орбиты. Это орбиты не круговые, а эллиптические, т. е. вытянутые. Апогей и перигей находятся на концах одного и того же диаметра. Апогей — на высоте 40 000 км над Землей в северном полушарии, перигей — на высоте 500 км в южном полушарии.

Орбита синхронная: это значит, что период обращения спутника составляет ровно 1/2 суток, т. е. 12 ч звездного времени.

Чтобы спутник мог служить космическим ретранслятором, совсем не обязательно, чтобы он находился точно в апогее орбиты. Он должен лететь на такой достаточно большой высоте, чтобы быть видимым одновременно со всей обслуживаемой территории. Это выполняется в течение 8 ч из 12, составляющих его период обращения.

Простые расчеты показывают, что для круглосуточной связи достаточно иметь три таких спутника, орбиты которых лежат в трех плоскостях, сдвинутых в пространстве друг относительно друга на 120° и апогеи которых смещены во времени на 8 ч.

При эллиптической орбите антенна земной станции должна быть следящей, т. е. гораздо более сложной и гораздо более дорогой, чем при стационарной орбите.

Так почему же эллиптические орбиты все-таки находят применение в спутниковой связи?

Доставка на орбиту

Спутник, обращающийся вокруг Земли, обладает кинетической и потенциальной энергией, которую он получает от ракеты-носителя. Чем выше орбита, тем больше полная энергия, равная сумме кинетической и потенциальной, тем большую мощность должна иметь ракета-носитель. Энергия зависит от средней высоты орбиты. Для круговой стационарной орбиты — это сумма высоты орбиты над поверхностью Земли $h = 35\,800$ км и радиуса Земли $R = 6371$ км. Округленно это сумма получается $42\,000$ км.

Для синхронной полусуточной орбиты энергия зависит от большой полуоси эллиптической орбиты a . Большая полуось — это среднее расстояние спутника от центра Земли: $a = (r_a + r_n)/2$, где r_a и r_n — радиусы орбиты в апогее и перигее. Апогей имеет высоту $h_a = 40\,000$ км и, значит, радиус $r_a = 40\,000 + 6371 \approx 46\,000$ км, высота перигея $h_n = 500$ км, и радиус $r_n = 500 + 6371 \approx 6000$ км; средний радиус полусуточной орбиты составит $a = (46\,000 + 6000)/2 = 26\,000$ км.

Получилось значительно меньше, чем для стационарной орбиты — в 1,5 раза! И потому ракета-носитель для связных спутников при такой орбите может иметь гораздо меньшую мощность.

Надо еще добавить, что вывести спутник на стационарную орбиту, лежащую в плоскости экватора, с территории нашей страны сразу нельзя. Приходится запускать спутник на промежуточную орбиту, наклонную к экватору, а когда спутник пролетит над экватором, повернуть вектор ее скорости, чтобы перевести его в плоскость экватора. Для этого повторно включают двигатель, и, значит, потребуются дополнительная энергия, что еще более рельефно выявит энергетические преимущества эллиптической полусуточной орбиты.

На эллиптических орбитах работают спутники-ретрансляторы серии «Молния». Их доставляют на орбиты ракеты-носители «Молния». Это те же ракеты «Союз», но с дополнительной IV ступенью.

Для выведения стационарных спутников «Горизонт», «Экран», «Радуга» служит ракета-носитель «Протон». Показательно, что на орбиту высотой 300–400 км эта ракета может доставить 20 т полезного груза, а на стационарную — только 2 т, в 10 раз меньше!

Продолжительность работы на орбите спутника «Молния» — 11–17 лет, стационарного — до 1 000 000 лет. Запуск стационарного спутника «Горизонт» был приурочен к 1980 г. и благодаря ему весь мир следил за перипетиями московской олимпиады.

Итак, спутниковая связь имеет бесспорное преимущество перед другими видами связи и дает стране огромную экономию средств. Дорогостоящие, на первый взгляд, космические системы связи оказываются по сути наиболее дешевым средством, обеспечивающим стабильную высококачественную связь как в пределах нашей страны, так и в масштабах всего мира.

Техника спутниковой связи обеспечивает телефонную, телеграфную, факсимильную связь, радиовещание и телевидение, передачу различных справочных и других информационных материалов, обмен информацией в больших системах автоматизированного управления и сетях ЭВМ, передачу матриц для печатания газет, в результате чего читатели даже в самых удаленных городах нашей страны получают газеты одновременно с Москвой, и многое другое. Системы «Москва» и «Экран» позволили охватить телевизионным вещанием до 93 % населения страны. Экономический же эффект от эксплуатации систем «Орбита», «Москва» и «Экран» составлял ежегодно более полумиллиарда рублей еще до 1991 г. С помощью спутников связи создана и успешно функционирует наша система спасения КОСПАС (спутник «Надежда» запущен 27 февраля 1990 г. ракетой-носителем «Космос» — наклонение орбиты 83° , начальный период обращения 104 мин, высота орбиты 1032/975 км), которая совместно с американо-франко-канадской системой САРСАТ образует единую согласованную службу поиска и спасения терпящих бедствие судов и других объектов, благодаря чему спасено уже много тысяч человеческих жизней.

В 1996 г. введена первая в нашей стране система спутниковой связи на железнодорожном транспорте, обслуживающая Красноярский край, Кемеровскую область и Забайкалье. В налаживании этой системы принимала участие французская фирма Алкатель.

Намечается введение в действие новых систем космической связи. Начала внедряться система «Гонец», разработанная на базе малогабаритных космических аппаратов. Первая серия «Гонец Д-1» включает шесть таких аппаратов. Первые три спутника были запущены в феврале 1996 г., следующие три — осенью того же

года. К 2000 г. предполагается запустить еще 12 космических аппаратов, расположенных в четырех плоскостях. В последующем намечаются к запуску 45 подобных космических аппаратов уже в пяти плоскостях.

В три-четыре раза удешевит сотовую связь новая программа космической связи с помощью низкоорбитальных спутников, которые будут выводиться на орбиту РН «Союз».

49. СПУТНИКОВАЯ НАВИГАЦИЯ

Задачей спутниковой навигации является определение географических координат судна или самолета с помощью спутника. Координаты необходимы для прокладки курса и определения маршрута корабля или самолета в каждый данный момент, или в момент измерения. Задача эта чрезвычайно важная, ибо она обеспечивает безопасность плавания судна. Кроме того, определение кратчайшего пути следования дает экономии времени и топлива.

До спутников для определения координат пользовались астрономическими ориентирами — по звездам и Солнцу. Были разработаны специальные астрономические таблицы с заранее вычисленными положениями небесных светил на каждый день года, существовал угломерный инструмент для астронавигационных наблюдений — секстан и еще хронометр. Однако астронавигационные методы могли применяться лишь в безоблачную погоду, когда видны звезды и Солнце. В непогоду пользовались методом счисления, который был чреват ошибками по курсу, к тому же этот метод требовал больших затрат времени, учета силы ветра, течений и т. д.

С изобретением радио повсеместное распространение получила радионавигация — определение географических координат с помощью радиосигналов, непрерывно излучаемых береговыми станциями. Однако и этот метод не вполне надежен — в определенных условиях может не быть прохождения радиоволн и точность получается не всегда удовлетворительной.

Что необходимо для определения координат, т. е. для навигационного определения? Прежде всего необходим ориентир, положение которого в географических координатах известно в момент измерения. Затем производится измерение своего собственного положения относительно ориентира. По этим данным рассчитывают свое географическое положение и получают искомые координаты. Как видим, для расчетов нужен прежде всего ориентир. Таким ориентиром и может быть спутник, если известно его положение в момент измерения.

Спутниковая навигация имеет свои особенности, связанные с определением координат спутника, постоянно меняющего свое положение в пространстве, и с учетом несферичности Земли.

Как же на судне узнают координаты спутника в момент измерения? Поступают так: заранее прогнозируют орбиту и рассчитывают координаты спутника с интервалом в 1 мин, получая так называемые эфемериды. Заранее передают эти эфемериды по радио на спутник, в его запоминающее устройство. Одновременно передается сигнал точного времени. И каждую минуту со спутника излучается радиосигнал, несущий значение координат и времени.

Итак, первая часть задачи решена — положение спутника известно. Теперь нужно измерить свое положение относительно ориентира-спутника. Его измеряют с помощью эффекта Доплера по лучевой скорости спутника относительно судна. (Заметим, что задача решается без интегрирования!) Объяснение этих расчетов очень сложное, но принцип измерения можно понять по упрощенной модели: задача на плоскости, в которой находится судно (поверхность моря), и ориентир (рис. 49.1). Еще проще рассматривать в прямоугольной системе координат x, y , считая, что движение ориентира происходит по оси x ; тогда $y = 0$ и сигнал, принимаемый на судне содержит x, t .

1-я точка. Сигнал $x_1 t_1$, измерение v'_1 .

Допустим, что как-то известно значение v_1 . Тогда рассчитываем φ_1 по формуле $\cos \varphi_1 = v'_1 / v_1$. Можно построить прямую линию «1 — судно» (т. е. судно на этой линии).

2-я точка. Сигнал $x_2 t_2$, измерение v'_2 .

Пусть известно значение v_2 . Рассчитываем φ_2 и строим линию «2 — судно».

Положение судна — на пересечении двух линий. Осталось определить v_1 :

$$v_1 = (x_2 - x_1) / (t_2 - t_1).$$

Реальные расчеты сложнее, они выполняются автоматически после приема нескольких сигналов. Чем больше точек, тем выше точность измерений. Однако, чтобы было больше точек, должна быть выше орбита, желательно, чтобы был зенитный пролет.

Чтобы чаще было возможно навигационное определение, нужно несколько спутников. Чтобы можно было наблюдать их практически в любом районе Земли, наклонение их орбит должно быть близко к 90° .

Идея спутниковой навигации возникла еще в 1960-е гг., в 1970-е гг. началась ее практическая реализация: 31 марта 1978 г. был запущен спутник «Космос-1000», который стал постоянным радиомаяком, положив начало отечественной навигационной системе «Цикада». Сейчас одновременно работают шесть таких спутников, имеющих стационарную круговую орбиту с наклонением 83° и высотой 1000 км.

На экваторе интервал между навигационными определениями 1 ч 12 мин, в более высоких широтах — чаще, в северных широтах — практически непрерывно. Один спутник находится в зоне

радиовидимости 16 мин, для навигационного определения судна достаточно 6 мин. Можно успеть провести еще и контрольное измерение.

Когда судно находится вне зоны видимости спутника, микропроцессор получает данные от традиционной радионавигационной системы, которая имеется на каждом судне. При этом точность определения составляет от 0,2 до 0,3 мили, что вполне достаточно для открытого моря.

Космическая навигационная система включает также наземные станции, роль которых состоит в том, чтобы принимать сигналы спутников, накапливать данные доплеровских смещений частоты излучения для уточнения орбиты и сравнивать временные шкалы спутников с данными службы единого времени. Наземные станции передают эту информацию на борт спутника, а спутник передает ее на суда, самолеты и т. д.

Система «Цикада» с помощью спутников типа «Космос-1000» позволяет неограниченному числу судов определять свое местоположение с точностью до 100 м, что существенно повышает эффективность использования морского флота. Уже к 1989 г. свыше трех тысяч наших судов были оснащены такой аппаратурой.

Для более точного определения места нахождения объектов — судов, самолетов, автомашин, геологоразведочных экспедиций и пр. в нашей стране разработана Глобальная Навигационная Спутниковая Система ГЛОНАСС, первоначально использовалось 10–12 спутников, в дальнейшем предполагается довести их количество до 24. Спутники расположены в трех орбитальных плоскостях, находящихся под углом 120° друг к другу, в каждой по 6–8 спутников. Точность определения места — 100 м, высоты — 150 м, скорости — 0,15 м/с, времени — 1 мкс. Навигационные сигналы излучаются в полосе частот 1602,2 – 1615 МГц.

ГЛОНАСС может использоваться совместно с системой «Цикада». Для этого в ее бортовую аппаратуру надо ввести дополнительный модуль, позволяющий принимать и обрабатывать сигналы ГЛОНАССа.

Аналогичные системы есть и в США — это Navstar, которая уже в 1990 г. располагала 10 спутниками (она выводилась на орбиту ракетой-носителем «Дельта-2» и имела точность 17 м) и GPS, в рамках которой находится на орбите 24 спутника.

В 1994–95 гг. предполагалось объединить системы спутниковой навигации России и США, что привело бы к повышению надежности и точности навигационного определения. Кроме того,

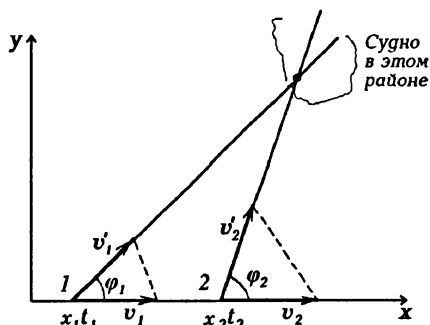


Рис. 49.1. Схема определения координат судна

эти системы могут приносить пользу не только нашим двум странам, но и морякам, пилотам, рыбакам всего мира.

Итак, спутниковая навигация обладает большими преимуществами по сравнению с допутниковыми методами. Во первых, это высокая точность навигационных определений, во-вторых, ее независимость от погодных условий, в-третьих, полная автоматичность и, наконец, глобальность, возможность охвата всей земной поверхности и любой точки мирового океана. Экономическая выгода от использования спутникового навигационного определения несомненна: выбирая самый короткий курс, судно экономит сотни тонн топлива, повышается эффективность управления и безопасность судоходства, ускоряется прибытие спасательных служб и судов в случае аварии.

50. СПУТНИКОВАЯ ГЕОДЕЗИЯ

Если спутниковая навигация занимается определением координат объекта на море и в воздухе, то предметом спутниковой геодезии является точное определение географических координат земных пунктов.

Измерения на местности для отображения земной поверхности на планах и картах проводились с незапамятных времен. И в наши дни строительство железных дорог, каналов, линий электропередач, магистральных трубопроводов требует точного знания взаимного расположения наземных ориентиров и создания крупномасштабных топографических карт. Это позволяет выбрать наилучшую трассу при проектировании и прокладке коммуникаций, с наименьшими затратами. Геодезические данные позволяют одновременно производить работы на различных участках трассы, что сокращает сроки строительства.

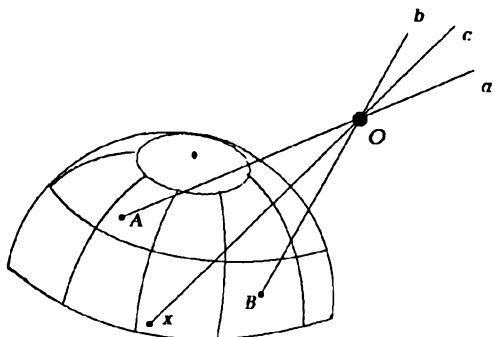
Традиционным методом геодезических определений являлась триангуляция — точный, но трудоемкий метод измерений местности, требовавший многолетней работы геодезистов в полевых условиях для построения опорной сети геодезических вышек, или геодезических сигналов. Неодолимым препятствием вставали на их пути горы, проливы, топи и другие естественные преграды, а расстояние между геодезическими сигналами составляли десятки километров.

С началом спутниковой геодезии ориентиром, вместо геодезического сигнала, становится спутник, для которого земные естественные преграды перестают существовать, а расстояние между сигналами увеличивается во много раз.

В пунктах A , B , x (рис. 50.1) находятся фототеодолиты, которые фотографируют спутник, летящий на фоне звездного неба. Получаем три одномоментные фотографии.

На снимке, сделанном в пункте A , спутник совпал со звездой a . Строим прямую Aa . На снимке, сделанном в пункте B , спутник

Рис. 50.1. Определение координат объекта. A, B — опорные земные пункты; x — определяемый объект; a, b, c — небесные светила, координаты которых известны из астрономических таблиц



совпал со звездой b . Строим прямую Bb . В точке пересечения прямых Aa и Bb и будет находиться спутник. Теперь спутник «привязан» и имеет координаты. На снимке, сделанном в этот же момент в пункте x , спутник совпадает со звездой c . Строим прямую cO и, продолжая ее, попадаем в пункт x . Теперь можно рассчитать координаты для пункта x . В момент съемки спутник дает серию вспышек, и на фотографии получается цепочка «бусинок», которые не спутаешь ни с какой звездой. Точность определения достигает нескольких метров.

Как геодезические используют спутники серии «Космос» с наклоном круговой орбиты 83° , расположенной на высоте 1000 км.

В сравнении с традиционными методами спутниковая геодезия быстрее, точнее, менее трудоемка, не ограничена естественными преградами и намного экономичнее.

51. СПУТНИКОВАЯ ТЕХНОЛОГИЯ И МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ

Спутник представляет собой особую, уникальную по своим характеристикам технологическую среду: длительная невесомость, глубокий вакуум, интенсивные солнечные лучи, потоки заряженных частиц, резкие температурные перепады, — все это создает необычные условия для протекания технологических процессов, условия, которые можно использовать как по отдельности, так и все вместе. Однако до сих пор использовались в основном два из них — солнечные лучи и невесомость, начинает находить применение и космический вакуум.

Солнечная энергия, преобразованная в электрическую, питает все бортовые системы космолетов, в том числе и технологическое оборудование (печи для выращивания кристаллов, оборудование для напыления поверхности в вакууме). Энергообеспечение от трех солнечных батарей на станции «Мир» составляет 11 кВт.

Невесомость создает благоприятные условия для процессов тепло- и массопереноса (кристаллизация, сплавы, электрофорез). В условиях невесомости теряет смысл понятие удельного веса тела, поэтому становится возможным создание таких однородных сплавов, какие невозможно приготовить в земных условиях. На «Салюте-6» с помощью технологических установок «Кристалл»

и «Сплав» было проведено около 200 плавов и изготовлено около 300 образцов полупроводниковых материалов, сплавов, стекла. Именно в космосе оказывается возможным создание правильных по своей структуре оптических стекол, что составляет одно из важнейших применений спутниковой технологии.

Вся современная электроника, определяющая в наши дни уровень технического прогресса, строится на кристаллах. Выращенные на Земле, кристаллы имеют многочисленные дефекты кристаллической решетки. У кристаллов, полученных в космосе, дефектов кристаллической решетки — в 100, а то и в 1000 раз меньше. Космические кристаллы обладают более высокими электрофизическими параметрами, и радиоэлектронные приборы, работающие на них, будут иметь более высокие технические характеристики. В космосе удастся получить более крупные кристаллы, например, трехкомпонентные кристаллы КРТ, состоящие из атомов кадмия, ртути и теллура, которые применяются в приемниках инфракрасного излучения. Таким образом, космические кристаллы отличаются чистотой и большими размерами.

Вакуум предоставляет особые возможности для техники напыления. С помощью установки «Испаритель» было проведено свыше 200 напылений золота, серебра, меди и различных сплавов на стеклянные, полимерные и металлические поверхности. С помощью этой технологии оказалось возможным восстанавливать блеск зеркальных объективов и отражателей, установленных на спутнике, не возвращая их на Землю.

Начало технологических экспериментов в космосе было положено в 1969 г., когда космонавт Валерий Кубасов осуществил на борту «Союза-6» первую сварку деталей плазменной дугой низкого давления с помощью плавящегося электрода и резку металла электронным лучом, доказав, что в вакууме возможно выполнять технологические операции.

Большой вклад в разработку космической технологии внесли станции «Салют-6» (технологическая установка «Кристалл» и электровакуумная печь «Сплав») и «Салют-7» (электронагревательная печь «Корунд» и установки электрофореza «Таврия» и «Геном»). Сейчас технологические программы полупромышленного производства материалов выполняются на пилотируемой станции «Мир» и автоматических спутниках «Фотон».

На борту станции «Мир» находятся чехословацкая печь «Кристаллизатор», электронагревательная установка «Корунд-1М», снабженная мини-ЭВМ для поддержания температур в горячей и холодной зонах печи с точностью до полуградуса, на которой можно получать до десяти различных материалов, а также установка «Каштан», которая осуществляет разделение и очистку в невесомости биологически активных веществ методом электрофореza.

Настоящим цехом по опытно-промышленному производству сверхчистых монокристаллов и полупроводников стал технологический модуль «Кристалл», пристыкованный к станции «Мир». В его 20-тонный комплекс входят электропечь резисторного на-

грева «Кратер», установка лучевого нагрева «Оптизон», электропечи «Зона-2» и «Зона-3». Здесь выращиваются монокристаллы полупроводниковых материалов арсенида галлия, окиси цинка (для ультрафиолетовой фотолитографии), сульфида кадмия (для лазерного квантоскопа).

На борту «Кристалла» находится универсальный автоматизированный электрофоретический комплекс «Айнур», производящий очистку ценных белковых препаратов для вакцин и сывороток. Выход его продукции составляет 8 кг. Всего на «Кристалле» должно создаваться 100 кг материалов в год.

Автоматические спутники серии «Фотон», которые стали запускать с 1989 г., предназначены для получения в условиях микрогравитации (на борту спутников нет абсолютной невесомости) полупроводниковых материалов с улучшенными свойствами и особо чистых биологически активных препаратов.

«Фотон» выводится ракетой-носителем «Союз» на орбиту, имеющую наклонение 62,8°, период обращения 90 мин, высоту 402/225 км. После выполнения программы, рассчитанной на 16 суток, на Землю доставляется возвращаемая капсула с готовыми материалами.

Итак, мы стоим на пороге создания космической индустрии. Помимо уже налаженных производств крупных однородных монокристаллов и полупроводников, оптических стекол и сверхпроводящих сплавов, чистых медико-биологических препаратов, будут продолжаться исследования по изысканию оптимальных режимов изготовления материалов с улучшенными (по сравнению с земными образцами) характеристиками или вообще с новыми свойствами, не достигаемыми в наземных лабораториях. Благодаря комплексу «Мир» мы имеем возможность осуществлять в космосе технологические процессы любой длительности. Ученые задумываются и над задачей перенесения в космос экологически вредных производств.

Развитие космической техники и технологии имеет еще один аспект — их уровень оказывает заметное влияние на прогресс в различных отраслях производства. Как отмечал еще в 1989 г. академик М. Ф. Решетнев, благодаря этому существенно усовершенствованы алюминиевые и жаропрочные сплавы, керамические материалы, освоены новые способы производства вольфрама, бериллия, молибдена. Весьма перспективны новые конструкционные материалы на основе алюминиевых и титановых сплавов, армированные волокнами бора и карбида кремния, углепластики на основе графита с полимерными связующими, теплозащитные углерод-углеродные композиции, терморегулирующие покрытия. Много даст народному хозяйству и внедрение в производство новых разработок, материалов, технических решений и технологий, примененных в системе «Энергия» — «Буран».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Безбородов В. Г., Жаков А. М. Суда космической службы. — Л.: Судостроение, 1980.
2. Большой А. А. Космос — Земле. — М.: Нука, 1981.
3. Бурдаков В. П., Зигель Ф. Ю. Физические основы космонавтики. — М.: Атомиздат, 1975.
4. Белецкий В. В. Очерки о движении космических тел. — М.: Наука, 1977.
5. Жаков А. М. Как управляют спутниками. — Л.: Лениздат, 1986.
6. Колесников Ю. В., Глазков Ю. П. На орбите космический корабль. — М.: Педагогика, 1980.
7. Космический флот и управление космическим полетом / Под ред. А. М. Жакова. — СПб.: Судостроение, 1992.
8. Левантовский В. И. Механика космического полета в элементарном изложении. — М.: Наука, 1980.
9. Марлеиский А. Д. Основы космонавтики. — М.: Просвещение, 1985.
10. Феоктистов К. П. Семь шагов в небо. — М.: Молодая гвардия, 1984.

Предисловие	3
Глава I. ДВИЖЕНИЕ В ГРАВИТАЦИОННОМ ПОЛЕ	5
1. Искусственные небесные тела	5
2. Закон тяготения. Формулировка по Ньютону	6
Центральное гравитационное поле	7
Напряженность гравитационного поля	9
Гравитационное поле внутри тела	10
Нецентрального гравитационное поле	12
О материальных точках	13
3. Системы отсчета	16
4. Почему летает спутник	17
5. Невесомость	19
Вес тела	19
Условия возникновения невесомости	20
Невесомость в орбитальном полете	21
Глава II. КОСМИЧЕСКИЕ ТРАЕКТОРИИ	22
6. Космическая баллистика	22
Характерные траектории	23
Круговая орбита	24
7. Эллиптическая орбита	26
8. Орбита в пространстве	29
9. Период обращения	33
Синхронные орбиты	35
Стационарная орбита	36
10. Механическая энергия космолета	37
11. Параболическая траектория	39
12. Возмущения орбит	41
Несферичность Земли	42
Сопrotивление атмосферы	43
13. Управление орбитами	45
Коррекция орбиты	45
Орбитальные переходы	47
Стыковка и посадка	49
Глава III. МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПОЛЕТЫ	52
14. Сфера действия	52
15. Полет к планетам	54
16. Полет у планеты	57
17. Дата старта	58
18. Полет к Луне	60
Глава IV. ВЫВЕДЕНИЕ НА ОРБИТУ	62
19. Сила тяги	62
20. Формула Циолковского	63
21. Управление ракетой	64
22. Многоступенчатые ракеты	66
23. Ракетные двигатели	68
24. К. Э. Циолковский	69
Глава V. ВИДИМОЕ ДВИЖЕНИЕ СПУТНИКА	71
25. Трасса	71
Трасса орбитального полета	71

26. Связь со спутником и передача информации	74
27. Зона видимости	76
28. Условия наблюдения	78
Глава VI. УПРАВЛЕНИЕ ПОЛОТОМ	84
29. Радио в космонавтике	84
30. Командное и программное управление	85
31. Кодирование команд	88
32. Широкополосные сигналы	93
Глава VII. КОНТРОЛЬ ЗА ПОЛОТОМ	96
33. Телеметрический контроль	96
34. Определение орбит	100
35. Измерение дальности	103
36. Измерение скорости	108
37. Космические антенны	110
38. Измерение углов	115
Глава VIII. КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ	118
39. Космический комплекс	118
Земной космический комплекс	118
Командно-измерительный комплекс	120
Центр управления полетом	120
Измерительные пункты	122
Корабли космического флота	123
Посадочный комплекс	126
Космолеты	127
Космические ракеты	128
40. Автоматические и пилотируемые полеты	129
41. Бортовые системы	130
Система энергоснабжения	131
Система терморегулирования	131
Система ориентации	132
Аппаратура контроля и управления полетом	133
Двигательная установка	134
Система сближения и стыковки	134
Система посадки	135
Система жизнеобеспечения пилотируемых космолетов	136
42. Орбитальные станции и комплексы	136
Орбитальный пилотируемый комплекс «Мир»	137
Орбитальная станция «Мир»	137
«Союз-ТМ»	139
«Прогресс-М»	139
Целевые модули	139
43. Космолеты многоцелевого применения	140
Многоцелевой орбитальный самолет «Шаттл»	141
Универсальная ракетно-космическая транспортная система «Энергия» — «Буран»	143
44. С. П. Королев и его вклад в развитие космонавтики	146
Глава IX. ПРИКЛАДНАЯ КОСМОНАВТИКА	148
45. Спутниковая картография	148
46. Спутниковое природопользование	149
47. Спутниковая метеорология	153
48. Спутниковая связь	155
Какая связь нужна сегодня?	155
Радиорелейные линии связи	157
Спутниковые линии связи	158
Спутники связи	159

Земные станции	159
Орбиты	160
Доставка на орбиту	161
49. Спутниковая навигация	163
50. Спутниковая геодезия	166
51. Спутниковая технология и материаловедение	167
Список литературы	170

УЧЕБНОЕ ИЗДАНИЕ

Жаков Александр Михайлович

ОСНОВЫ КОСМОНАВТИКИ

Редактор *М. И. Козицкая*

Переплет художника *Н. В. Вавулина*

Технический редактор *Т. М. Жилич*

Корректоры *З. С. Романова, Н. В. Соловьева*

Операторы *О. Н. Алексеева, А. В. Гаврилов,*

Т. М. Каргапольцева

ЛР № 010292 от 18.08.98

Сдано в набор 09.09.99. Подписано в печать 28.01.2000.

Формат издания 60 × 90¹/₁₆. Гарнитура SchoolBook.

Печать офсетная. Бумага офсетная.

Усл. печ. л. 11,0. Усл. кр.-отт. 11,0.

Уч.-изд. л. 11,4. Тираж 1000 экз.

Заказ № 562.

Государственное предприятие «Издательство „Политехника”».

191011, Санкт-Петербург, Инженерная ул., 6.

Отпечатано с готовых диапозитивов в ГП «Типография им. П. Ф. Анохина»

185005, г. Петроваводск, ул. Правды, 4.

Уважаемые читатели!

Издательство «ПОЛИТЕХНИКА»

в 1999 году

выпустило в свет книгу

Л. Л. Кербера «ТУПОЛЕВ»

Автор книги — Леонид Львович Кербер — около сорока лет проработал с выдающимся авиа-конструктором XX века — Андреем Николаевичем Туполевым, самым талантливым и энергичным учеником Н. Е. Жуковского. По числу машин, сконструированных Туполевым, которые считались в свое время лучшими в мире, он не знал себе равных. На его самолетах установлено 78 мировых рекордов, 28 уникальных перелетов с экипажами В. Чкалова и М. Громова, в том числе через Северный полюс в США.

Этой книгой издательство открывает публикацию серии книг о крупнейших отечественных авиаконструкторах.

Уважаемые читатели!

Издательство «ПОЛИТЕХНИКА»

в 2000 году

выпустит в свет книгу

Б. П. Иванова

«ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВСЕЛЕННОЙ»

В книге на основе разработанного ученым-физиком системного подхода рассматривается оригинальная модель Вселенной, приводятся параметры и функциональные зависимости организационной формы Материи, раскрываются законы структурных уровней Материи, законы иерархии объектов Вселенной, законы периодичности свойств этих объектов, законы изменения параметров среды Вселенной в подпространствах различных уровней организации Материи. Представлены параметры и характеристики эфира Вселенной.

В качестве приложения представлены модели Солнечной и фотонной систем. Монография заканчивается описанием единой картины Мира.