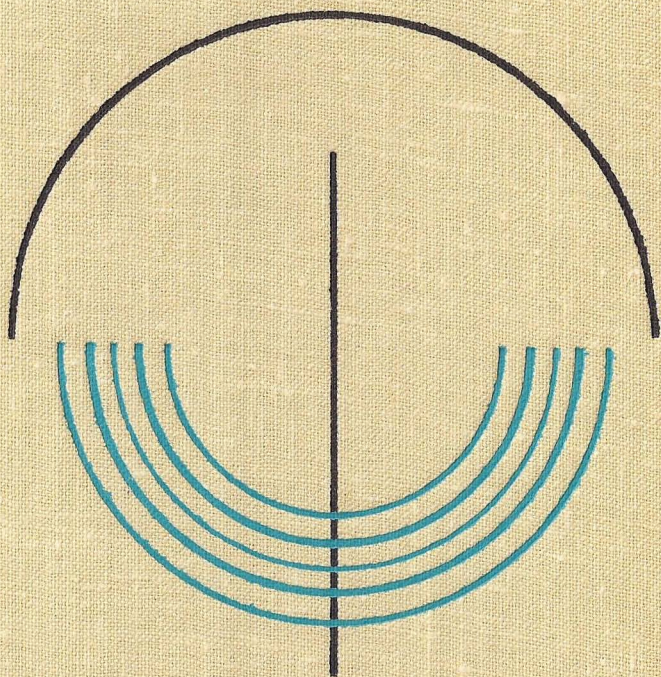


**В.Г.БЕЗБОРОДОВ
А.М.ЖАКОВ**

Суда КОСМИЧЕСКОЙ службы

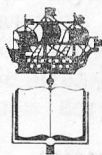


СТ 4 39.4
Б 39 Б 39

В. Г. Безбородов,
А. М. Жаков

СУДА КОСМИЧЕСКОЙ СЛУЖБЫ

Под редакцией
А. М. ЖАКОВА



Ленинград
«Судостроение»
1980

293258

К ЧИТАТЕЛЯМ

Научно-исследовательские суда, участвующие в изучении и освоении космического пространства и Мирового океана, не избалованы вниманием писателей и журналистов. Я не могу назвать ни одной книги (потому что их нет), и лишь две-три статьи в газетах и журналах, где об этих кораблях рассказывалось бы убедительно, интересно и, главное,— со знанием дела. «Суда космической службы» — первая такая книга, и книга, мне кажется, удачная.

В ней рассказано о том, как управляют космическими полетами и какую большую роль в этом деле играет экспедиционный флот. Книга адресована прежде всего любителям техники, она написана доступно — насколько это, конечно, возможно для таких сложных разделов науки, как космическая баллистика и космическая радиотехника. Читатель найдет здесь немало новых сведений, которые ранее не публиковались. Последние страницы книги рассказывают об истории возникновения космического флота и об океанских буднях «охотников за космическими сигналами». Жаль, однако, что эти страницы написаны излишне кратко.

Авторы книги — специалисты по космическим радиотехническим системам, они профессионально связаны с кораблями космической службы и их научным оснащением. Живые впечатления авторов — свидетелей и участников развития космического флота — делают рассказ достоверным и убедительным. Уверен, что новая книга будет с одобрением встречена читателями.

И. Д. Папанин,

начальник Отдела морских экспедиционных работ
Академии наук СССР, дважды Герой Советского Союза.

ПРЕДИСЛОВИЕ

С научно-исследовательскими судами космической службы Академии наук СССР, их проектированием, строительством и применением связаны представители трех основных специальностей: моряки (в том числе судостроители), баллистики и радисты. В обычных условиях эти специальности не соприкасаются, и только на кораблях космической службы их представители работают вместе, решая общие задачи.

Общность задач предполагает полное взаимопонимание. Между тем традиционные пути профессиональной подготовки моряков, баллистиков и радистов, как правило, не создают для этого никаких предпосылок. Их совместная работа на научно-исследовательских судах начинается с того, что космическая баллистика оказывается «делом за семью печатями» для радистов, космическая радиотехника — для баллистиков. Не в лучшем положении оказываются и сами моряки. Это обстоятельство прежде всего и натолкнуло авторов на мысль написать предлагаемую вниманию читателей книгу. Она должна помочь специалистам трех различных профилей, работающим на судах космического флота, быстрее обрести общий язык.

Таким образом, можно сказать, что книга написана «для начинающих»: ее читатели, искушенные в своих областях техники, впервые познакомятся с вопросами, относящимися к специальностям их соседей. Они не найдут здесь систематического изложения предметов космической баллистики или космической радиотехники, эта книга — скорее ряд очерков по избранным вопросам баллистики или радиотехники. В книгу вошло по возможности все, что авторы считали необходимым для специалистов, работающих на судах космического флота,

хотя такой принцип отбора материала не может не быть в известной степени субъективным.

Вместе с тем авторы хотели бы отметить, что эта книга — и не учебник по оборудованию кораблей космического флота. Поэтому они считали себя вправе для большей наглядности и доступности изложения не очень строго следовать описанию реальных радиотехнических систем, установленных на кораблях. Отдавалось предпочтение упрощенному рассмотрению этих систем, более удобному для популярного рассказа.

Такова первая задача книги, но есть и вторая. Космический флот — это особое явление в науке и технике. Он возник и развивался вместе с возникновением и развитием космических полетов. Однако становление космического флота, в отличие от других разделов истории советской космонавтики, не нашло совершенно никакого отражения в литературе. Авторы книги хотели бы несколько сгладить очевидную несправедливость, допущенную историками космонавтики.

Из того, что сказано выше, отнюдь не следует, что книга написана только для тех, кто работает на судах космической службы. Такое мнение было бы ошибочным. Авторы стремились учесть интересы значительно более широкого круга читателей. Это сказалось и на содержании книги, и на характере изложения. По существу, в книге отражены все вопросы, связанные с управлением спутниками, космическими кораблями, орбитальными и межпланетными станциями не только из акватории океана, но и с наземных пунктов; от читателей не требуется никаких предварительных знаний по излагаемым в книге вопросам. Поэтому авторы хотели бы надеяться, что вслед за специалистами, работающими на научно-исследовательских судах, книгу не обойдут вниманием все читатели, которым не чужд интерес к задачам и технике исследования и освоения космического пространства.

В работе над книгой участвовали специалисты по применению научно-исследовательских судов космической службы и по космическим радиотехническим системам — авторы отдельных параграфов: И. А. Балабай (§ 3.6), В. Ф. Васильев (§ 2.7), О. М. Павленко (§ 3.3), Я. З. Перля (§ 2.3), Ю. М. Плаксин (§ 2.6), В. И. Сокалло (§ 3.5), В. С. Степанов (§ 2.4).

НАЗНАЧЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО ФЛОТА

§ 1.1

СПУТНИКИ И МЕЖПЛАНЕТНЫЕ СТАНЦИИ

Космические полеты давно уже вышли из стадии научных экспериментов чисто познавательного значения. С каждым годом увеличивается их прикладная роль. Помимо получения с орбит все новых и новых научных сведений о Земле и космосе, с помощью искусственных спутников, космических кораблей, орбитальных станций успешно решаются многие практические народнохозяйственные задачи из области связи, метеорологии, геодезии, геологии, навигации и т. д.

Искусственные спутники обращаются вокруг Земли по замкнутым круговым или эллиптическим орбитам. Такие же траектории присущи космическим кораблям и орбитальным станциям, но в отличие от спутников последние служат в основном для пилотируемых полетов. Орбитальные станции рассчитаны на долговременное функционирование в космосе, экипажи доставляют на них пилотируемые транспортные корабли, а различные грузы — автоматические грузовые транспортные корабли. Космические корабли могут решать и самостоятельные задачи. Несмотря на то что основной режим полета орбитальных станций и космических кораблей — пилотируемый, они используются и в автоматическом режиме, в отсутствие экипажа.

Для исследования Луны, Солнца, планет и межпланетного космического пространства предназначены лунные и межпланетные станции. Они тоже могут быть автоматическими и пилотируемыми. В ближайшие десятилетия исследования будут выполняться в основном автоматическими станциями: их возможности далеко еще не исчерпаны, а применение не сопряжено с риском для жизни космонавтов.

Все вопросы, обсуждаемые в книге, связаны с общей задачей управления орбитальными или межпланетными космическими полетами — с суши или из акватории океана. Названными выше космическими объектами управляют в общем одинаково. Различия, конечно, есть, но в этой книге мы их не затрагиваем. Поэтому выберем в качестве главного объекта нашего внимания искусственные спутники Земли — попросту, спутники — и рассмотрим, как управляют их полетом. Если же нам понадобится дополнительно отразить особенности управления на траекториях полета к Луне и планетам, будем говорить о межпланетных станциях, опять-таки не уточняя, куда они совершают полет — к Луне или планете. Сохранение, как правило, только двух основных названий — «спутник» и «межпланетная станция» — позволит нам не отвлекаться на частности, несущественные для этой книги.

Со времени первых спутников космические полеты использовались для исследований в различных областях науки. Одна из таких областей — космическое природоведение, т. е. изучение Земли с космических траекторий. Со спутников можно систематически наблюдать за состоянием атмосферы, магнитным полем Земли и т. д. Космическое фотографирование позволяет получать изображения обширных территорий. По фотоснимкам уточняют географические карты, выявляют районы, в которых наиболее вероятно обнаружение полезных ископаемых, контролируют состояние окружающей природной среды. Фотографирование дополняют исследованием спектральных характеристик земной поверхности. Все это и относится к задачам космического природоведения.

Астрономические исследования с помощью приборов, размещенных на спутниках, — внеатмосферная астрономия — позволяют изучать явления, недоступные для наблюдения с поверхности Земли. Дело в том, что атмосфера пропускает лишь сравнительно небольшой участок спектра электромагнитного излучения, приходящего от астрономических объектов. Телескопы, вынесенные за пределы атмосферы и работающие в диапазонах инфракрасных, ультрафиолетовых, рентгеновских и гамма-лучей, уже позволили сделать ряд важнейших открытий. Совершенно новые возможности в астрономии — изуче-

ние Луны и планет с пролетных и спутниковых траекторий, проходящих поблизости от этих небесных тел, а также контактные методы их изучения с помощью приборов, опускаемых на поверхность Луны и планет, также обязаны своим возникновением успехам современной космонавтики. Целый ряд других наук, в их числе биология и медицина, в последние годы обогатился экспериментальными данными, полученными в космосе.

Со спутников регулярно получают информацию о состоянии атмосферы и земной поверхности, необходимую для составления прогнозов погоды (космическая метеорология). Несколько спутников, находящихся на орбитах, держат под постоянным наблюдением всю поверхность Земли. Метеорологические спутники позволяют заблаговременно предупреждать о приближении ураганов, проводить ледовую разведку и т. д.

Космическая связь значительно расширяет возможности передачи телеграфных сообщений, ведения телефонных переговоров, передачи телевизионных программ на далекие расстояния. Один спутник-ретранслятор выполняет роль многих промежуточных приемно-передающих станций, необходимых для передачи ультракоротковолнового сигнала по наземным радиорелейным линиям. Космическая связь обладает многими достоинствами по сравнению с наземными средствами связи, в их числе — более высокими экономическими показателями.

Спутники позволяют решать практические задачи судождения в океане (навигация) и точного определения координат наземных пунктов (геодезия). Цели геодезии и навигации в основных чертах одинаковы, они состоят в определении неизвестных координат. Разница между ними — в требованиях к точности и в отводимом на местоопределение времени. Спутник может быть использован как геодезический или навигационный ориентир, если точно известно его положение в пространстве в момент измерения. Для этого служат радиосигналы, посылаемые со спутников и принимаемые в точке, положение которой определяется, а в геодезии применяется также фотографирование спутника на фоне звездного неба. Спутники позволяют выполнить геодезические измерения с меньшими затратами времени, с более высокой точностью и более скромным вложением материальных средств, чем традиционные методы геодезии. Навигация

по спутникам точнее и менее зависит от внешних условий, чем другие методы.

Несколько прикладных направлений космонавтики, находящихся сейчас в стадии экспериментов, в недалеком будущем получат промышленное значение. К ним относится, например, космическое материаловедение, использующее недостижимые в обычных земных условиях факторы космического полета — длительную невесомость и глубокий вакуум.

Этот краткий перечень прикладных направлений космонавтики далеко не исчерпывает всех ее возможностей. С каждым годом космонавтика все шире применяется для решения различных научных и народнохозяйственных задач.

Однако, чтобы спутник мог выполнять свое исследовательское или прикладное назначение, его нужно еще вывести на космическую орбиту. Для этого требуются ракета-носитель, пусковая установка, сооружения для сборки и предстартовых испытаний ракеты-носителя вместе со спутником, транспорт для доставки их к пусковой установке, хранилища ракетного топлива, устройства и линии связи, оборудование для управления пуском. Далее, после выведения спутника на орбиту, нужно контролировать и управлять его полетом, принимать со спутника и обрабатывать информацию. А для этого нужны приемные и передающие радиостанции во многих пунктах на суше и на море, электронные вычислительные машины, линии связи и управления. Все эти многочисленные и многообразные сооружения, станции, линии, системы и устройства, необходимые для запуска спутника и использования его в полете, образуют в совокупности космический комплекс.

В космический комплекс входят сотни различных сооружений, его обслуживают тысячи квалифицированных специалистов, он раскинулся на десятки тысяч километров по земной поверхности. Космический комплекс — это одно из наиболее сложных и совершенных творений современной науки и техники. Для него характерны мощные потоки передаваемой информации, высокий уровень автоматизации, широкое применение радиотехнических систем и электронных вычислительных машин.

Обычно все технические средства космического комплекса делят на две части. Совокупность сооружений и

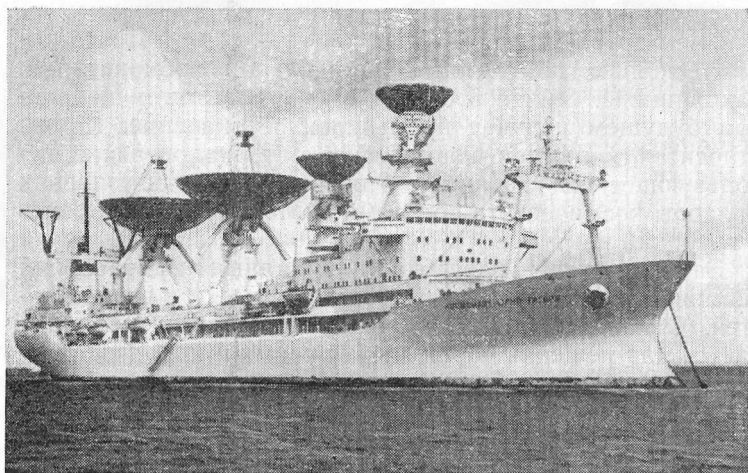


Рис. 1.1. «Космонавт Юрий Гагарин».

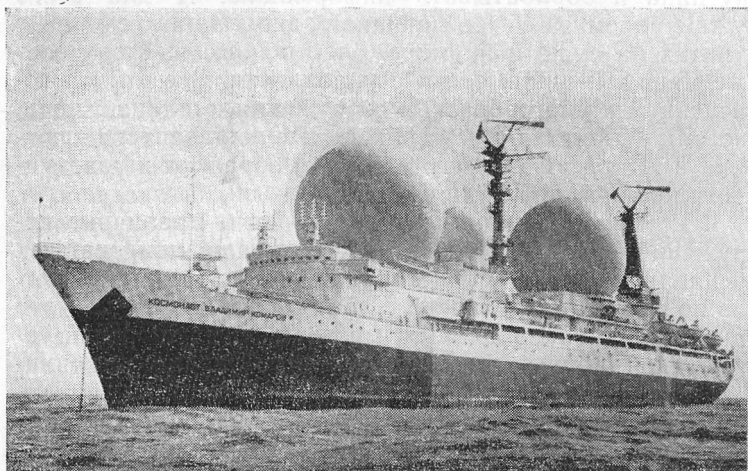


Рис. 1.2. «Космонавт Владимир Комаров».

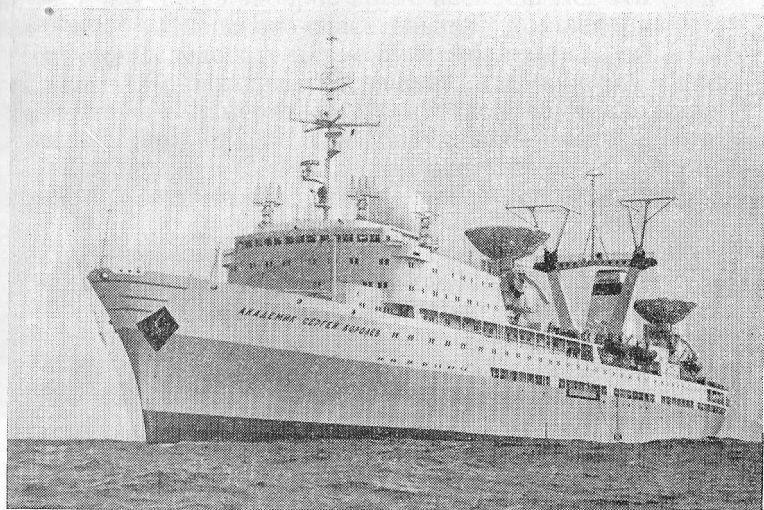


Рис. 1.3. «Академик Сергей Королев».

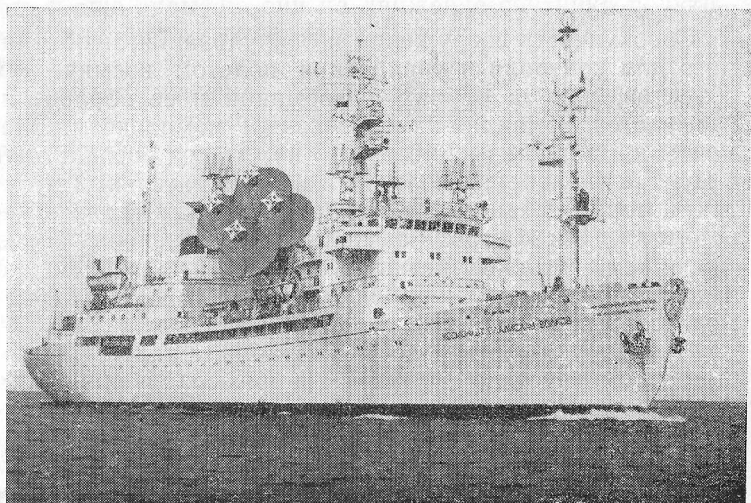


Рис. 1.4. «Космонавт Владислав Волков».

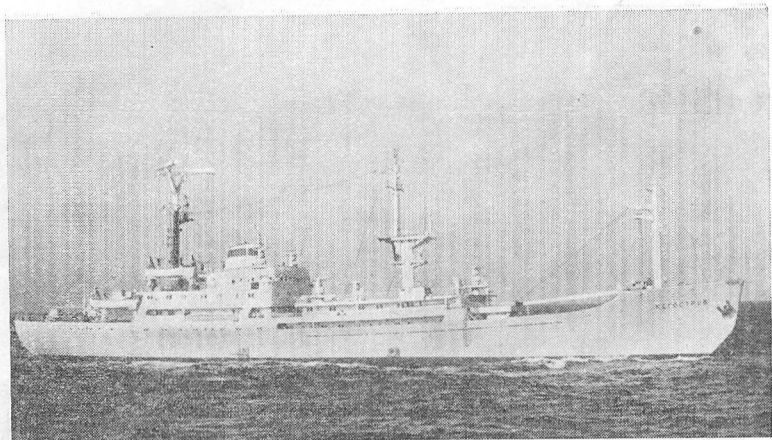


Рис. 1.5. «Кегостров».

оборудования, предназначенных для подготовки ракеты-носителя и космического объекта к запуску и для самого запуска, называют стартовым комплексом. Технические средства стартового комплекса размещаются на космодроме.

Совокупность сооружений и оборудования, необходимого для контроля и управления полетом космических объектов, приема от них информации и ее обработки, называется командно-измерительным комплексом. Элементы командно-измерительного комплекса располагают в Центре управления полетом и на измерительных пунктах, которые соединены с Центром линиями связи и управления. Для контроля за полетом и управления всеми спутниками и межпланетными станциями, одновременно находящимися в космосе, служит единый командно-измерительный комплекс.

Пилотируемые космические корабли, а также некоторые автоматические спутники, например спутники для биологических исследований, после выполнения программы полета должны быть возвращены на Землю. При этом нужны радиотехнические станции для обнаружения и пеленгации спускаемого отсека спутника или межпланетной станции во время снижения, а также самолеты, вертолеты, морские суда для эвакуации космо-

навтов и научных приборов после посадки. Все эти средства входят в поисково-спасательный комплекс.

Научно-исследовательские суда Академии наук СССР (рис. 1.1—1.5), которым посвящена эта книга, играют роль плавучих измерительных пунктов командно-измерительного комплекса. Суда оборудованы радиопеленгаторами и другими устройствами для обнаружения при посадке и для поиска в океане спускаемых отсеков спутников и межпланетных станций и могут привлекаться к работе поисково-спасательного комплекса.

Чтобы говорить о назначении кораблей космического флота, нужно предварительно обсудить некоторые вопросы теории космического полета.

§ 1.2

КОСМИЧЕСКИЕ ТРАЕКТОРИИ

При полете спутника вокруг Земли на него действует несколько сил. Это прежде всего гравитационные силы, и основная из них — сила притяжения к Земле. Кроме того, сказывается притяжение к Солнцу и Луне. Далее, нужно учитывать тормозящую силу, вызванную сопротивлением атмосферы, и давление солнечного света. Есть и еще силы, но они на движение спутника практически влияния не оказывают и их не принимают в расчет.

Главная же сила, определяющая движение спутника, — это притяжение Земли. Чтобы изучить основной характер траекторий, можно отбросить действие всех остальных сил, а Землю считать точной сферой с концентрическим распределением плотности. Движение в этих условиях называют невозмущенным, или кеплеровым.

Другие силы, как было сказано, малы по сравнению с основной силой — притяжением Земли, форма которой считается точно сферической. Другие силы — это добавочная сила притяжения, вызванная тем, что форма Земли отличается от точной сферы, аномалии гравитационного поля Земли, притяжение Луны и Солнца, тормозящее влияние атмосферы и сила давления солнечного света. Они называются возмущающими силами, из-за них движение спутника отличается от кеплерового. Движение спутника с учетом возмущающих сил называют возмущенным движением.

В теории космического полета вначале рассматривают невозмущенное движение спутников, а затем учитывают влияние различных возмущений.

Невозмущенное движение

Итак, условимся считать Землю правильной сферой, у которой плотность одинакова во всех точках, равноудаленных от центра. При этом допущении, отыскивая силу притяжения, действующую на спутник, можно считать, что вся масса Земли сосредоточена в одной точке — в ее центре. Сила притяжения определяется законом всемирного тяготения

$$F = f \frac{Mm}{\rho^2}. \quad (1.1)$$

В этой формуле F — сила притяжения; f — гравитационная постоянная; M — масса Земли; m — масса спутника, который представляется в виде материальной точки; ρ — расстояние между спутником и центром Земли.

Ускорение силы тяжести на расстоянии ρ от центра земного шара найдем, считая массу спутника $m=1$. Обозначим это ускорение через g . Тогда, обозначая дополнительно произведение гравитационной постоянной f на массу Земли M через k

$$k = fM = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2, \quad (1.2)$$

найдем ускорение

$$g = \frac{k}{\rho^2}. \quad (1.3)$$

Формула (1.3) справедлива для любой точки над поверхностью Земли, а также для самой поверхности. Здесь ускорение силы тяжести g_0 составит величину

$$g_0 = \frac{k}{R^2}. \quad (1.4)$$

Через R в (1.4) обозначен средний радиус земного шара, $R=6371$ км. Такой радиус имел бы шар объемом, равным объему Земли.

Ускорение силы тяжести — вектор. Во всех точках околоземного космического пространства он направлен к центру земного шара. Величина ускорения g обратно

пропорциональна квадрату расстояния от центра Земли: из (1.3) и (1.4) находим

$$g = g_0 \frac{R^2}{\rho^2}. \quad (1.5)$$

Поле силы тяжести, обладающее двумя такими свойствами, называют центральным гравитационным полем.

Все точки траектории свободного полета спутника в центральном гравитационном поле находятся в плоскости, которая проходит через центр Земли. В этой плоскости лежит единственная действующая на спутник сила. Плоскость траектории пересекает поверхность земного шара по окружности большого круга. Так называют сечение шара, радиус которого имеет наибольшее возможное значение, равное R . Дуга большого круга — это кратчайшее расстояние между двумя точками на сфере.

Воспользуемся полярной системой координат, построенной в плоскости орбиты с полюсом O в центре земного шара (рис. 1.6). Начальной точкой траектории A выберем точку, в которой заканчивается выведение спутника на орбиту и выключается двигательная установка ракеты-носителя. Эту точку часто называют граничной точкой, ее положение характеризуется начальным радиусом-вектором ρ_n или начальной высотой $h_n = \rho_n - R$.

Вектор начальной скорости спутника лежит в плоскости его орбиты, поэтому для определения этого вектора нужны только две величины: численное значение начальной скорости v_n и угол ϑ_n между вектором начальной скорости и горизонтом в граничной точке A . Назовем угол ϑ_n начальным углом наклона траектории.

Положение какой-либо текущей точки траектории B определим двумя полярными координатами — углом φ и радиусом-вектором ρ , показанными на рис. 1.6. Все многообразие возможных траекторий свободного полета в центральном гравитационном поле определяется

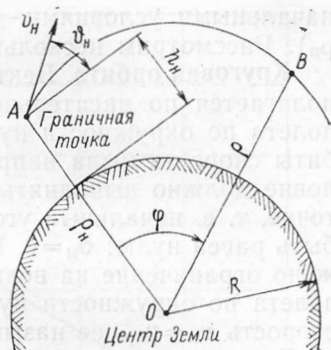


Рис. 1.6. Траектория спутника в полярной системе координат.

начальными условиями — величинами v_H , ϑ_H и h_H (или ρ_H). Рассмотрим несколько характерных случаев.

Круговая орбита. Вектор скорости, как известно, располагается по касательной к траектории, поэтому для полета по окружности нужно, чтобы в любой точке орбиты скорость была направлена горизонтально. Это условие должно выполняться в том числе и в граничной точке, т. е. начальный угол наклона траектории должен быть равен нулю: $\vartheta_H=0$. Кроме того, должно быть наложено ограничение на величину начальной скорости: для полета по окружности нужна определенная начальная скорость $v_H=v_{кр}$, ее называют круговой скоростью.

Единственная сила, действующая на спутник в полете — сила притяжения к Земле, — проявляется в орбитальном движении как центростремительная сила, искривляющая траекторию и не позволяющая спутнику лететь прямолинейно и равномерно. Если радиус круговой орбиты равен ρ_H , а скорость — $v_{кр}$, то центростремительная сила составит $F_{ц}=mv_{кр}^2/\rho_H$. С другой стороны, та же сила притяжения может быть выражена так: $F=mg_H=km/\rho_H^2$, где g_H — ускорение силы тяжести в граничной точке, определяемое формулой (1.3). Приравняв друг другу оба выражения для силы, действующей на спутник, т. е. считая $F=F_{ц}$, найдем круговую скорость

$$v_{кр} = \sqrt{\frac{k}{\rho_H}} = \sqrt{\frac{k}{R + h_H}}. \quad (1.6)$$

Величину круговой скорости $v_{кр}$ на поверхности Земли называют первой космической скоростью. Подставив в (1.6) значения $\rho_H=R$ или $h_H=0$, найдем, что первая космическая скорость равна $v_{кр.0}=7,91$ км/с. Вместо формулы (1.6) можно записать

$$v_{кр} = v_{кр.0} \sqrt{\frac{R}{R + h_H}}. \quad (1.7)$$

С ростом радиуса орбиты (высоты полета) величина круговой скорости уменьшается. Эта зависимость представлена на рис. 1.7, на графике через $h_{кр}$ обозначена высота круговой орбиты.

Эллиптическая орбита. Это наиболее распространенный тип спутниковых орбит. Эллиптическая орбита получается тогда, когда не выполнено хотя бы одно из

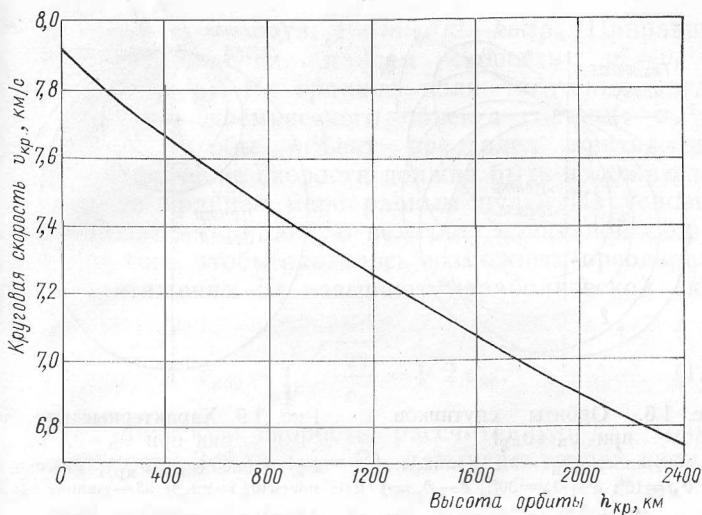


Рис. 1.7. Круговая скорость спутника.

двух условий полета по окружности: либо вектор начальной скорости расположен не горизонтально ($\vartheta_n \neq 0$), либо начальная скорость спутника отличается от круговой ($v_n \neq v_{кр}$). На рис. 1.8 иллюстрируется влияние первого из этих условий. Орбита при увеличении угла ϑ_n все более вытягивается. В предельном случае, когда начальный угол наклона траектории ϑ_n становится равным 90° , материальная точка движется по прямой линии вдоль радиуса Земли.

Эллиптические орбиты заслуживают более детального рассмотрения, и к этому мы еще вернемся.

Параболическая и гиперболическая траектории. Найдем условия, при которых космический объект сможет преодолеть земное тяготение и стать спутником Солнца — искусственной планетой. Для этого нужна достаточно большая начальная скорость свободного полета v_n , до которой следует разогнать объект в граничной точке.

Ракета-носитель, сообщая космическому объекту начальную скорость v_n , создает вместе с тем запас кинетической энергии $P_k = mv_n^2/2$. В дальнейшем вместе с увеличением высоты полета скорость объекта v и его кинетическая энергия уменьшаются.

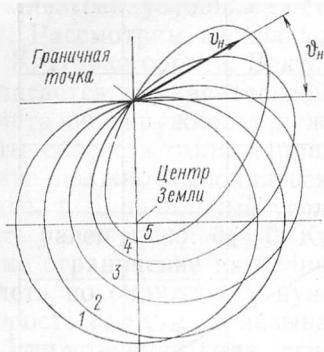


Рис. 1.8. Орбиты спутников при $v_n = v_{кр}$.

1 — окружность ($\vartheta_n = 0$); эллипсы: 2 — $\vartheta_n = 15^\circ$; 3 — $\vartheta_n = 30^\circ$; 4 — $\vartheta_n = 45^\circ$; 5 — $\vartheta_n = 60^\circ$.

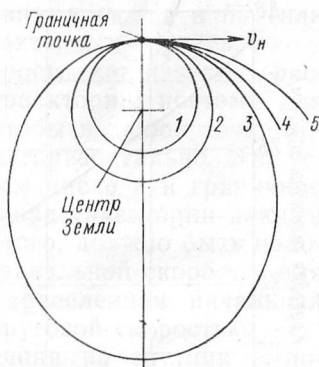


Рис. 1.9. Характерные траектории при $\vartheta_n = 0$.

1 — эллипс ($v_n < v_{кр}$); 2 — окружность ($v_n = v_{кр}$); 3 — эллипс ($v_n > v_{кр}$); 4 — парабола ($v_n = v_{пар}$); 5 — гипербола ($v_n > v_{пар}$).

тическая энергия P_k будут падать, но ровно на столько же будет увеличиваться потенциальная энергия P_n , так как полная энергия, равная сумме кинетической и потенциальной энергии, во всех точках траектории сохраняется постоянной. Начальный запас кинетической энергии, полученный от ракеты-носителя, должен быть таким, чтобы скорость космического объекта упала до нуля не раньше, чем он достигнет теоретической границы поля земного тяготения. Если это случится раньше, то объект не сможет вырваться за пределы тяготения и вернется обратно на Землю.

На границе гравитационного поля Земли, при $\rho \rightarrow \infty$, потенциальную энергию считают равной нулю. Это понятно, так как на больших расстояниях притяжение перестает проявляться. Вместе с тем приближение к Земле должно сопровождаться уменьшением потенциальной энергии. Чтобы это выполнялось, потенциальной энергии приписывают знак минус, считая, что она уменьшается от нуля в сторону отрицательных значений: $P_n = -m g \rho = -k m / \rho$.

Полная энергия космического объекта в произвольной точке траектории равна сумме $P = m v^2 / 2 - k m / \rho$. Аналогичное равенство можно написать и для начальной

точки свободного полета: $P = mv_n^2/2 - km/\rho_n$. Приравняв оба выражения, найдем скорость: $v^2 = v_n^2 - (2k/\rho_n)(1 - \rho_n/\rho)$. На границе поля тяготения, когда $\rho \rightarrow \infty$, скорость космического объекта составит $v_\infty^2 = v_n^2 - 2k/\rho_n$. Чтобы объект преодолел притяжение Земли, это значение скорости должно быть положительным или по крайней мере равным нулю. Из условия $v_\infty = 0$ найдем минимальную величину начальной скорости v_n для того, чтобы оказалось возможным преодолеть земное притяжение. Ее называют параболической скоростью

$$v_{\text{пар}} = \sqrt{\frac{2k}{\rho_n}} = \sqrt{2} v_{\text{кр}}. \quad (1.8)$$

Параболическую скорость, рассчитанную для точки на поверхности Земли ($\rho_n = R$), называют второй космической скоростью. Она равна $v_{\text{пар.0}} = 11,2$ км/с. Если начальная скорость материальной точки больше $v_{\text{пар}}$, то ее траектория будет гиперболой — другой незамкнутой кривой, так же как и парабола, уходящей в космическое пространство. Таким образом, в зависимости от начальных условий — величин v_n , ϑ_n и h_n (или ρ_n) — траектория полета может изображаться одной из кривых: окружностью, эллипсом, параболой или гиперболой. На рис. 1.9 иллюстрируется переход орбиты одного типа в другие при увеличении начальной скорости и при неизменных значениях начальной высоты h_n и начального угла наклона траектории $\vartheta_n = 0$.

Свойство невозмущенного движения в центральном гравитационном поле, состоящее в том, что материальная точка может иметь траекторию в виде окружности, эллипса, параболы или гиперболы с фокусом в центре притяжения, известно как первый закон Кеплера.

Орбиты спутников

Спутники могут обращаться вокруг Земли по эллиптическим или круговым орбитам. С математической точки зрения эллипс является более общим случаем, чем окружность, да и сами эллиптические орбиты встречаются чаще круговых. Чтобы вывести спутник на круговую орбиту, нужно очень точно рассчитать параметры его движения в граничной точке. В действительных

условиях всегда возникают ошибки. Поэтому часто удовлетворяются эллиптической орбитой, если степень ее отклонения от круговой не влияет на решение стоящих перед спутником задач. А для многих приложений нужны именно эллиптические орбиты, существенно отличающиеся от окружности, ниже нам встретится несколько примеров таких орбит.

Эллипс изображен на рис. 1.10. Точка O , в которой пересекаются оси его симметрии, называется центром эллипса, точки A, B, C, D — вершинами, отрезок AB длиной $2a$ — большой осью (a — большая полуось), отрезок CD длиной $2b$ — малой осью (b — малая полуось). Фокусы эллипса F_1 и F_2 расположены на большой оси на удалении c от центра. Отрезок $F_1F_2 = 2c$ называют фокусным расстоянием.

Положение фокусов на большой оси определяет форму эллипса: чем дальше они отстоят от центра, тем более вытянут эллипс. Основное свойство эллипса состоит в том, что суммарная длина двух отрезков F_1M и F_2M , соединяющих любую точку эллипса M с обоими фокусами, постоянна и равна $2a$. На этом свойстве основан простой способ построения эллипса, если заданы большая ось и фокусное расстояние. Берут нитку длиной $2a$, ее концы закрепляют в двух точках, соответствующих фокусам, в образовавшуюся петлю вставляют острие карандаша и, все время держа нить натянутой, обводят контур по замкнутой кривой. Расстояния острия карандаша от обеих точек F_1 и F_2 все время изменяются, но их сумма

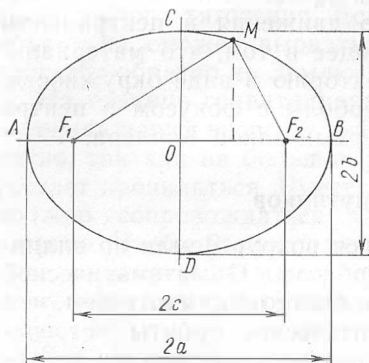


Рис. 1.10. Эллипс.

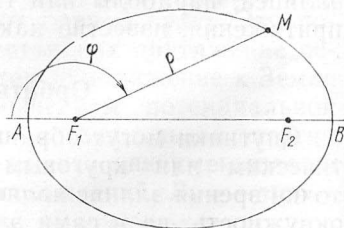


Рис. 1.11. Эллиптическая орбита.

(общая длина нити) сохраняется неизменной. Это как раз и соответствует определению эллипса.

Отношение половины фокусного расстояния c к большой полуоси a называют эксцентриситетом эллипса и обозначают буквой e . Если поместить точку M_i на рис. 1.10 в вершину C , то, как и в любой другой точке, $F_1C + F_2C = 2a$. В то же время треугольник F_1CF_2 — равнобедренный и, значит, $F_1C = a$. Теперь из прямоугольного треугольника, катеты которого равны c и b , а гипотенуза равна a , найдем: $c = \sqrt{a^2 - b^2}$. Поэтому для эксцентриситета можно записать

$$e = \frac{c}{a} = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}}. \quad (1.9)$$

С одной стороны, чем значительнее эксцентриситет, тем больше различаются между собой полуоси a и b и тем более вытянутым становится эллипс. С другой стороны, при $c=0$ оба фокуса F_1 и F_2 совмещаются с центром O и эллипс превращается в окружность. Следовательно, можно считать, что окружность — это частный случай эллипса, у которого обе оси равны между собой ($a=b$) и эксцентриситет, определяемый соотношением (1.9), равен нулю.

Когда спутник обращается по орбите, то в одном из фокусов эллипса F_1 находится центр притяжения — центр Земли (рис. 1.11). Прямую линию AB , проходящую через вершины эллипса и совпадающую с его большой осью, называют линией апсид, а сами вершины A , B — апсидами. Апсида A , ближайшая к центру Земли, называется перигеем, апсида B , более удаленная от центра Земли, — апогеем.

Уравнение эллиптической орбиты в полярной системе координат выглядит так:

$$\rho = \frac{p}{1 + e \cos \varphi}. \quad (1.10)$$

Величина p в числителе называется фокальным параметром эллипса

$$p = a(1 - e^2). \quad (1.11)$$

Расстояние от центра Земли до апогея ρ_a и перигея ρ_n можно найти из уравнения эллипса при $\varphi=180^\circ$ или $\varphi=0$:

$$\rho_a = \frac{p}{1-e}; \quad \rho_n = \frac{p}{1+e}. \quad (1.12)$$

Подставляя сюда значение фокального параметра из (1.11), запишем

$$\rho_a = a(1+e); \quad \rho_n = a(1-e). \quad (1.13)$$

Эти формулы понадобятся нам в дальнейшем.

Уравнение (1.10) справедливо не только для эллипса. Оно описывает и другие характерные орбиты — окружность, параболу и гиперболу. Все эти кривые различаются между собой эксцентриситетом: у окружности $e=0$, парабола имеет $e=1$, гипербола $e>1$. Для различных по форме эллипсов эксцентриситет находится в пределах $0 < e < 1$.

Элементы орбиты. Чтобы однозначно определить, как движется спутник в пространстве, нужно задать плоскость его орбиты, положение большей оси орбиты в этой плоскости, размеры и форму орбиты, а также положение спутника на орбите в начальный момент времени. Это можно сделать с помощью шести чисел, называемых элементами орбиты.

Положение орбиты в пространстве рассматривается относительно опорной плоскости, в качестве которой берется плоскость экватора. На рис. 1.12 изображена эллиптическая орбита и ее проекция на опорную плоскость. Орбита пересекает эту плоскость в двух точках A и B , которые называют узлами, а прямую AB — линией узлов. Узел A , в котором спутник переходит из южного полушария в северное («снизу вверх»), называется восходящим узлом орбиты, узел B — нисходящим узлом орбиты.

Первый элемент орбиты — это угол i , образованный плоскостью орбиты и плоскостью экватора, он называется наклоном орбиты. Наклонение i отсчитывается от плоскости экватора против часовой стрелки, если смотреть вдоль линии узлов из восходящего узла по направлению к нисходящему узлу ($0 \leq i \leq 180^\circ$). Если наклонение орбиты лежит в пределах от 0 до 90° , то спутник движется в ту же сторону, в которую вращается

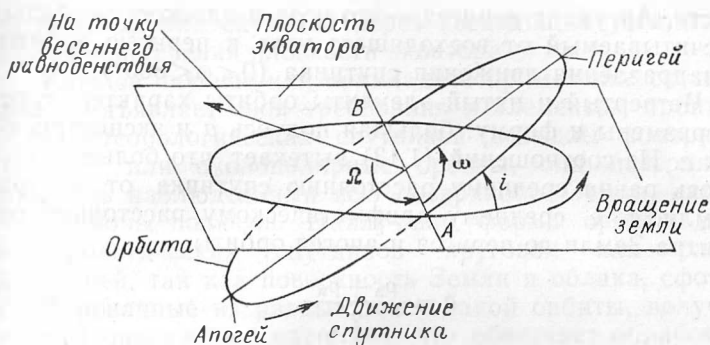


Рис. 1.12. Элементы орбиты.

земной шар. Такие орбиты принято называть прямыми. При $i > 90^\circ$ орбиты называют обратными.

Наклонение орбиты является важной характеристикой движения спутников. Из рис. 1.12 видно, что спутник можно наблюдать в зените только из тех точек поверхности Земли, географическая широта которых не превышает наклонения. Следовательно, если задана широта места, из которого запускается спутник, то наклонение орбиты не может быть получено меньшим этого значения широты. На экваториальную орбиту ($i = 0$ или $i = 180^\circ$) спутник может быть запущен только из района экватора. При запуске из других районов Земли должна быть предусмотрена коррекция плоскости, в которой обращается спутник, после вывода его на промежуточную орбиту.

Вторым элементом, который наряду с наклонением определяет положение плоскости орбиты, служит угол Ω , называемый долготой узла. Угол Ω откладывается в плоскости экватора. Его измеряют между направлениями из центра Земли на точку весеннего равноденствия и на восходящий узел орбиты против часовой стрелки ($0 \leq \Omega < 360^\circ$). Направление на точку весеннего равноденствия совпадает с линией пересечения плоскости экватора с плоскостью земной орбиты, в этой точке центр Солнца пересекает плоскость экватора и переходит из южного полушария небесной сферы в северное.

Третий элемент — аргумент перигея ω определяет положение большой оси эллиптической орбиты в ее плос-

кости. Аргумент перигея — это угол в плоскости орбиты, отсчитываемый от восходящего узла к перигею орбиты в направлении движения спутника ($0 \leq \omega < 360^\circ$).

Четвертый и пятый элементы орбиты характеризуют ее размеры и форму: большая полуось a и эксцентриситет e . Из соотношений (1.13) вытекает, что большая полуось равна среднему расстоянию спутника от центра Земли, т. е. среднему арифметическому расстояний от центра Земли до перигея и апогея орбиты

$$a = \frac{\rho_a + \rho_{\pi}}{2}. \quad (1.14)$$

Аналогичное равенство запишем для эксцентриситета

$$e = \frac{\rho_a - \rho_{\pi}}{2a}. \quad (1.15)$$

Размеры и форму эллиптической орбиты часто характеризуют высотой над поверхностью Земли ее апогея h_a и перигея h_{π}

$$h_a = \rho_a - R; \quad h_{\pi} = \rho_{\pi} - R, \quad (1.16)$$

где R — радиус земного шара. Тогда большую полуось орбиты и эксцентриситет можно рассчитать по формулам

$$a = R + h_{\text{ср}}; \quad e = \frac{h_a - h_{\pi}}{2a}. \quad (1.17)$$

Величина $h_{\text{ср}}$ обозначает среднее значение высоты

$$h_{\text{ср}} = \frac{h_a + h_{\pi}}{2}. \quad (1.18)$$

Для круговой орбиты большая полуось равна ее радиусу $\rho_{\text{кр}}$

$$a = \rho_{\text{кр}} = R + h_{\text{кр}}. \quad (1.19)$$

Через $h_{\text{кр}}$ в (1.19) обозначена высота круговой орбиты над поверхностью Земли.

Шестой элемент τ — момент прохождения спутника через перигей. Он нужен для расчета текущего положения спутника на орбите. Иногда удобнее задать момент

т. е. прохождения спутника через восходящий узел, т. е. время пересечения плоскости экватора.

Каждое научное или прикладное применение спутников предъявляет свои требования к элементам орбиты. Для метеорологических спутников выгодны полярные ($i=90^\circ$) или околополярные орбиты, они позволяют охватить наблюдениями всю поверхность Земли, включая районы полюсов. Наилучшая форма орбиты для метеорологических спутников — круговая или близкая к ней, так как поверхность Земли и облака, сфотографированные из разных точек такой орбиты, получаются в одинаковом масштабе, что облегчает обработку изображений. Для навигационных спутников также выгодны полярные круговые орбиты или близкие к ним. Эти орбиты охватывают всю Землю, кроме того, они более стабильны во времени и для них проще прогнозировать положение на небесной сфере, необходимое для навигационных определений. Чтобы навигационные определения могли выполняться достаточно часто, нужно запустить несколько спутников — например, четыре спутника, у которых восходящие узлы орбит разнесены на 45° . Для связных спутников могут быть предпочтительными сильно вытянутые орбиты с большим эксцентриситетом, которые в апогее дают возможность поддерживать радиосвязь между корреспондентами, расположенными на больших пространствах. Эти примеры, иллюстрирующие разнообразие требований к орбитам, легко было бы продолжить.

Элементы орбиты можно рассчитать, если измерены параметры движения спутника в точке выведения, в которой выключается двигатель ракеты-носителя. Шесть параметров движения в этой точке, т. е. три координаты и три составляющие вектора скорости дают возможность рассчитать все элементы орбиты. Впрочем, для такого расчета пригодны измеренные значения шести параметров движения не только в начальной, но и в любой другой точке орбиты.

Скорость спутника и период обращения. Скорость движения спутника по эллиптической орбите все время изменяется — она зависит от расстояния между точкой орбиты и центром Земли. Только на круговых орбитах скорость постоянна и равна круговой скорости, определяемой соотношением (1.6).

В апогее орбиты скорость v_a имеет наименьшее значение, а в перигее v_n — наибольшее:

$$v_a^2 = \frac{k}{a} \frac{1-e}{1+e}; \quad v_n^2 = \frac{k}{a} \frac{1+e}{1-e}. \quad (1.20)$$

Во всех промежуточных точках на расстоянии ρ от центра земного шара скорость рассчитывается по формуле

$$v^2 = k \left(\frac{2}{\rho} - \frac{1}{a} \right). \quad (1.21)$$

На круговой орбите вектор скорости спутника во всех точках горизонтален, т. е. перпендикулярен к линии, соединяющей спутник с центром Земли. Для эллиптической орбиты это справедливо только в апогее и перигее. В остальных точках вектор скорости составляет с горизонтом угол ϑ , который можно найти из соотношения

$$v\rho \cos \vartheta = v_n \rho_n \cos \vartheta_n. \quad (1.22)$$

Здесь v_n , ρ_n , ϑ_n — параметры движения спутника в начальной точке орбиты (точке выведения). Формула вытекает из второго закона Кеплера, согласно которому радиус-вектор точки, движущейся по эллиптической орбите, за равные промежутки времени ометает равные площади. Само собой разумеется, что при расчете угла ϑ в правую часть формулы (1.22) можно подставить три параметра движения v , ρ , ϑ не только для точки выведения, но и для любой другой точки орбиты, в которой они численно известны.

Для расчета угла ϑ пригодно также соотношение

$$v\rho \cos \vartheta = \sqrt{kp}, \quad (1.23)$$

которое можно получить из формулы (1.22), применив равенства (1.12) и (1.20).

Период обращения спутника равен времени, затрачиваемому на один оборот вокруг Земли. Он может быть рассчитан по формуле

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{k}} a^{3/2}. \quad (1.24)$$

Период обращения зависит от длины большой полуоси a — среднего расстояния спутника от центра Земли. Период обращения не зависит от формы орбиты (эксцентриситета). При полете по сильно вытянутой орбите

спутник быстро проходит область перигея, но относительно медленно движется у апогея — это видно из формулы (1.21). В итоге значительную часть периода обращения спутник находится в области апогея, на больших высотах над Землей. Это свойство вытянутых орбит используют в системах спутниковой связи, оно позволяет добиться больших продолжительностей сеансов радиосвязи через спутники.

Для круговой орбиты, когда большая полуось a равна радиусу $\rho_{кр} = R + h_{кр}$, период обращения

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{k}} (R + h_{кр})^{3/2}. \quad (1.25)$$

По этой формуле на рис. 1.13 построен график, позволяющий определить период обращения T по заданной высоте $h_{кр}$ орбиты. Воображаемый спутник, имеющий орбиту с радиусом, равным радиусу Земли ($h_{кр} = 0$), имел бы период обращения $T = 84,3$ мин. Для того чтобы найти величину T при полете спутника по эллиптической орбите, можно воспользоваться тем же графиком, беря вместо величины $h_{кр}$ среднее значение $h_{ср}$, определяемое выражением (1.18).

Формулы (1.24), (1.25) и график (рис. 1.13) дают величину так называемого звездного, или сидерического, периода обращения: он равен интервалу времени между двумя появлениями спутника в одной и той же точке орбиты, например в перигее. Такая периодичность движения спутника наблюдается в абсолютной (инерциальной) системе координат. Но для наблюдателя, находящегося на поверхности Земли, период обращения, т. е. промежуток времени между двумя последовательными прохождением спутника через плоскость одного и того же меридиана, из-за вращения Земли будет отличаться от величины T . Этот период обращения называется синодическим. Различие между синодическим и звездным периодами обращения может быть значительным. Например, если запустить спутник в плоскости экватора на восток и так выбрать высоту круговой орбиты, чтобы звездный период обращения точно совпадал со временем одного оборота Земли вокруг оси (звездными сутками), то спутник будет неподвижен относительно земной поверхности. Расчет показывает, что орбита такого спутника, называемого стационарным, должна распола-

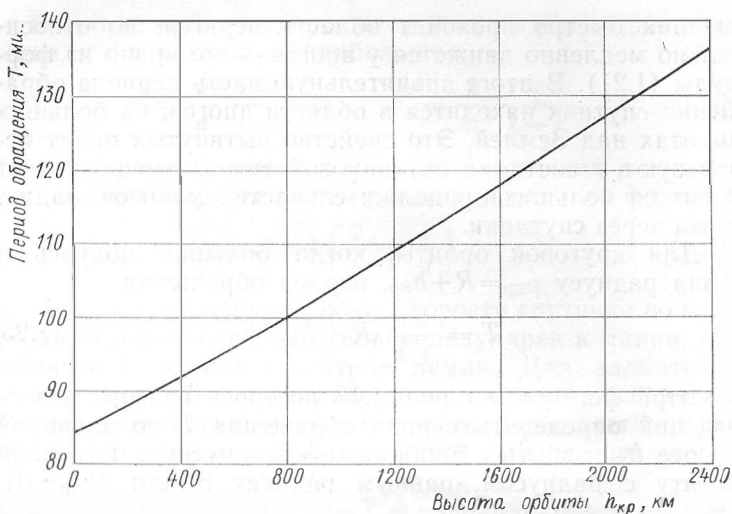


Рис. 1.13. Период обращения спутника.

гаться на высоте $h_{кр} \approx 35\,800$ км над Землей. Синодический период обращения стационарного спутника бесконечно велик.

Большое значение для многих практических применений имеют спутники при таком периоде обращения T , при котором они за время звездных суток делают целое число оборотов вокруг Земли. Эти спутники называются периодическими, или синхронными. Они пролетают над заданными районами Земли ежедневно в одно и то же время. Если период обращения T равен одним звездным суткам, то синхронный спутник называют суточным. Характер его движения над поверхностью нашей планеты зависит от формы и наклона орбиты. В частности, стационарный спутник, неподвижный относительно заданной точки земного экватора — это суточный спутник, у которого орбита круговая и наклонение $i=0$.

Соотношение между звездным T и синодическим $T_{син}$ периодами обращения для спутника, имеющего круговую экваториальную орбиту, определяется формулой

$$T_{син} = \frac{T_0 T}{T_0 \pm T}, \quad (1.26)$$

где T_0 — период вращения Земли. Знак минус в знаменателе соответствует спутнику с прямой орбитой ($i=0$), знак плюс спутнику с обратной орбитой ($i=180^\circ$).

Возмущенное движение

До сих пор мы считали, что орбита спутника есть эллипс с постоянными элементами: она расположена в плоскости, занимающей постоянное положение в пространстве, имеет неизменную ориентацию в этой плоскости, постоянные размеры и форму. В действительности это неточно, так как на движение спутника влияют возмущающие силы, которые постепенно изменяют элементы орбиты. При точном определении орбит нужно учитывать несферичность Земли, аномалии гравитационного поля, притяжение Солнца и Луны, влияние атмосферы и давление солнечного света. Степень влияния каждого из этих факторов зависит от высоты, наклона и других элементов орбиты.

Для большинства практических расчетов можно с достаточной точностью считать, что Земля — это сплюснутый эллипсоид вращения. Его центр масс совмещен с центром масс Земли, а малая полуось равна полярному радиусу Земли. В СССР для баллистических расчетов принят эллипсоид Красовского с элементами (округленно): большая полуось (радиус экватора) — 6378 км, малая полуось (полярный радиус) — 6357 км, средний радиус (радиус равновеликого шара) — 6371 км, длина окружности меридиана — 40 008,5 км.

Несферичность Земли, т. е. сплюснутость вдоль оси вращения, приводит прежде всего к тому, что плоскость орбиты постепенно поворачивается в пространстве. Такое изменение положения орбиты называют прецессией. Она проявляется в том, что линия узлов вращается. Для спутников с прямыми орбитами ($i < 90^\circ$) восходящий узел на каждом последующем обороте оказывается западнее, чем на предыдущем. Скорость прецессии зависит от наклона орбиты, от ее большой полуоси и эксцентриситета. Например, для круговой орбиты на высоте $h_{кр}=300$ км ($a \approx 6670$ км) при наклоне $i=60^\circ$ скорость прецессии линии узлов составит около 5 мрад/оборот, т. е. плоскость орбиты повернется за сутки примерно на 4° . Скорость прецессии падает

с ростом высоты орбиты и с увеличением наклона; если наклонение $i=90^\circ$, прецессия отсутствует.

Прецессия плоскости орбиты происходит независимо от вращения Земли, поэтому при баллистических расчетах нужно учитывать суммарную скорость движения спутника относительно земной поверхности, вызванную как вращением Земли, так и прецессией плоскости орбиты.

Несферичность Земли приводит, кроме того, к изменению положения перигея орбиты в ее плоскости, т. е. к тому, что линия апсид поворачивается — тоже прецессирует. Прецессия линии апсид отсутствует при наклоне орбиты $i=63,4^\circ$. Если $i<63,4^\circ$, то перигей прецессирует в ту же сторону, в которую обращается спутник, если $i>63,4^\circ$, то в противоположную сторону. Это возмущение проявляется в наибольшей степени на экваториальных орбитах. Скорость прецессии линии апсид, кроме наклона орбиты, зависит от длины большой полуоси и эксцентриситета. Например, если орбита спутника имеет высоту апогея $h_a=300$ км и эксцентриситет $e=0,1$, то при наклоне $i=45^\circ$ скорость прецессии линии апсид составит около 9 мрад/оборот. Скорость прецессии линии апсид падает с ростом высоты орбиты.

Помимо несферичности, приходится учитывать аномалии силы тяжести, вызываемые неравномерным распределением масс в недрах и на поверхности Земли. Влияние этих аномалий относительно невелико, значительно меньше, чем несферичности. Искажения гравитационного поля, вызываемые неравномерным распределением масс, зависят от географической широты и долготы точек земной поверхности, над которыми пролетает спутник.

Другим возмущающим фактором, который проявляется особенно заметно на низких орбитах, является сопротивление атмосферы. Сопротивление атмосферы на высотах более 150—200 км очень мало. Тем не менее оно может сильно изменить орбиту спутника при длительном полете.

Тормозящее влияние атмосферы проявляется тем значительнее, чем больше поперечные размеры спутника и чем меньше его масса. Торможение увеличивается с возрастанием плотности воздуха, поэтому оно больше сказывается вблизи перигея.

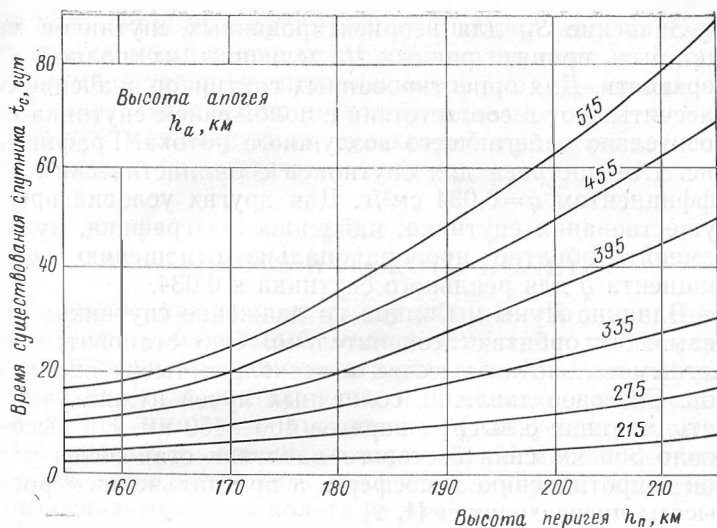


Рис. 1.14. Время существования спутника ($q=0,034 \text{ см}^2/\text{г}$; $i=65^\circ$; $\omega=83^\circ$).

Соппротивление атмосферы деформирует орбиту: на каждом последующем обороте происходит уменьшение высоты апогея и высоты перигея. При этом высота апогея уменьшается быстрее, так что эллиптическая орбита постепенно приближается к круговой. Одновременно сокращается период обращения спутника и растет его скорость. Когда высота полета снизится до 100—120 км, а период обращения до 86,5—86,7 мин, спутник прекращает свое существование.

Соппротивление атмосферы — главная причина, которая ограничивает время существования спутников. Время существования спутника можно найти с помощью графика, изображенного на рис. 1.14 [1]. Оно зависит от элементов орбиты, а также от баллистического коэффициента спутника

$$q = \frac{c_x S_M}{m}, \quad (1.27)$$

где c_x — коэффициент аэродинамического сопротивления, который принимают постоянным для всех высот и равным 2,10—2,15; S_M — величина миделевого сечения спутника; m — его масса.

Значение S_m для неориентированных спутников может быть принято равным $1/4$ величины их полной поверхности. Для ориентированных спутников значение S_m рассчитывают в соответствии с положением спутника относительно набегающего воздушного потока. График на рис. 1.14 построен для спутников с баллистическим коэффициентом $q=0,034$ см²/г. Для других условий время существования спутника, найденное из графика, нужно изменить обратно пропорционально отношению коэффициента q для реального спутника к 0,034.

Влияние Луны и Солнца на движение спутников при невысоких орбитах незначительно. Оно становится заметным только на высотах в несколько тысяч километров. Световое давление солнечных лучей нужно учитывать, начиная с высоты перигея 400—450 км. На высоте около 550 км сила светового давления становится равной сопротивлению атмосферы, а при дальнейшем росте высоты превосходит ее [1, 2].

Межпланетные траектории

Под этим названием мы объединяем траектории полета к Луне или планетам Солнечной системы и траектории возвращения на Землю. Целью полета может быть посадка, пролет по близкой траектории с возвращением или без возвращения на Землю, выход на орбиту искусственного спутника Луны или планеты. Приближенные расчеты ведут в предположении, что полет протекает в центральных гравитационных полях Земли, Луны, Солнца и планет.

Полет к Луне можно разделить на два этапа — в сферах действия Земли и Луны. На первом этапе считают, что на траекторию лунной станции влияет только гравитационное поле Земли, а Луна заметного воздействия на движение не оказывает. На втором этапе определяющая роль переходит к гравитационному полю Луны, что позволяет не принимать во внимание притяжение к Земле.

Траекторию полета к планетам можно разбить на три участка. На первом участке траектория межпланетной станции определяется силой притяжения Земли, на втором — притяжением к Солнцу, на третьем — полем тяготения планеты, к которой совершается полет. Реаль-

ные характеристики орбит Земли и планет ведут к тому, что запуск межпланетных станций осуществим не в любое время, а только в определенные периоды — «окна» — продолжительностью по несколько недель.

Расчет межпланетных траекторий представляет собой сложную баллистическую задачу.

§ 1.3

ЭТАПЫ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

Основные этапы полета спутников — это выведение на орбиту, орбитальный полет и посадка на Землю (если посадка предусмотрена программой). Главный из этапов по продолжительности и значению — орбитальный полет, именно в это время реализуется научное или прикладное назначение спутника. У межпланетных станций, если исключить эволюции в районе планеты-цели, основные этапы полета те же.

Управление космическим полетом осуществляется на всех этапах. При выведении на орбиту — это управление ракетой-носителем, при орбитальном полете и посадке — самим космическим объектом или его спускаемым отсеком.

Управление движением состоит в решении двух задач. Во-первых, нужно упорядочить вращение ракеты-носителя или спутника вокруг центра масс, во-вторых, управлять поступательным движением самого центра масс при полете по заданной траектории. Применительно к орбитальному полету спутников и межпланетных станций первую задачу называют ориентацией и стабилизацией. Управление поступательным движением спутников и межпланетных станций может осуществляться для коррекции их орбит, перехода на новые орбиты, спуска с орбит при посадке на Землю и др. Способы решения обеих задач управления движением одинаковы для спутников и межпланетных станций.

Выведение на орбиту

Для получения заданной орбиты нужно вывести спутник в одну из ее точек и сообщить спутнику в этой точке строго определенную начальную скорость. Например, при выведении на круговую орбиту вектор началь-

ной скорости должен быть параллелен горизонту ($\vartheta_{\text{н}} = 0$) и точно равен круговой скорости ($v_{\text{н}} = v_{\text{кр}}$). Если второе из этих условий не соблюдено, то орбита получится не круговой, а эллиптической. Начальная точка орбиты в этом случае может быть либо перигеем, либо апогеем, в зависимости от того, меньше или больше реальная величина скорости, чем значение круговой скорости, рассчитанное для начальной точки. Энергетические затраты получаются наименьшими, если спутник выводится на заданную эллиптическую орбиту в области перигея. Если не выполнено первое из перечисленных выше условий, т. е. вектор начальной скорости не параллелен горизонту, то орбита вообще не может быть круговой, а может быть только эллиптической.

От величины начальной скорости зависит большая полуось эллиптической орбиты. Подставив в формулу (1.21) $v = v_{\text{н}}$ и $\rho = \rho_{\text{н}}$, найдем

$$a = \frac{k}{v_{\text{пар}}^2 - v_{\text{н}}^2}, \quad (1.28)$$

где $v_{\text{пар}}$ — параболическая скорость (1.8). Чем выше начальная скорость $v_{\text{н}}$, тем больше длина полуоси a . Когда же начальная скорость равна величине параболической скорости ($v_{\text{н}} = v_{\text{пар}}$), получим $a \rightarrow \infty$.

Двигатель ракеты-носителя может работать при выведении спутника на орбиту непрерывно, вплоть до того момента, когда будет достигнута скорость $v_{\text{н}}$. Такой, наиболее простой, способ получения заданной скорости целесообразно применять только при невысоких орбитах. Если спутник должен быть выведен на высокую орбиту, этот способ выведения становится энергетически невыгодным.

Другой способ выведения на орбиту предусматривает перерыв в работе двигателей. Сначала ракета-носитель достигает промежуточной орбиты — переходного эллипса. Здесь двигательную установку выключают, и ракета-носитель некоторое время совершает свободный полет. Затем в расчетной точке переходного эллипса двигатели включают снова, чтобы вывести спутник теперь уже на заданную орбиту. Такой способ выведения спутника на орбиту получил название выведения с доразгоном.

Размеры ракет-носителей, предназначенных для выведения спутников, определяются массой запускаемого спутника и параметрами заданной орбиты. Высота ракет-носителей, когда они установлены вертикально на стартовой позиции, достигает нескольких десятков метров. Стартовая масса такой ракеты — несколько сот тонн, а число ступеней составляет обычно две-четыре. Ракеты-носители для тяжелых спутников, космических кораблей и орбитальных станций, а также ракеты, предназначенные для запуска лунных и межпланетных станций, могут быть гораздо крупнее. Их стартовая масса достигает 2500 т, а высота на стартовой позиции превышает 100 м [3].

Теперь мы должны сказать несколько слов об управлении ракетами-носителями при выведении спутников на орбиты. Принципы управления, с которыми нам предстоит сейчас познакомиться, имеют более широкое значение, но начать разговор проще всего, связав его именно с ракетами-носителями.

Выберем прямоугольную систему координат Oxy (рис. 1.15). Ее начало O поместим в точку старта ракеты-носителя, ось Oy направим вертикально вверх, ось Ox — по касательной к поверхности Земли в сторону полета ракеты (по линии прицеливания), ось Oz — вправо от плоскости Oxy . Назовем плоскость Oxy плоскостью прицеливания, а систему координат $Oxyz$ — стартовой.

Другая прямоугольная система координат $O_1x_1y_1z_1$ — подвижная, она связана с ракетой-носителем (ее так и называют связанная). Начало O_1 находится в центре масс ракеты, ось O_1x_1 идет по продольной оси ракеты в сторону ее полета, оси O_1y_1 и O_1z_1 расположены в плоскостях симметрии ракеты, в которых установлены ее рули и стабилизаторы (рис. 1.16).

Можно назвать шесть переменных величин, которые определяют движение ракеты. Это, во-первых, три координаты ее центра масс относительно стартовых осей — x , y , z . Во-вторых, три угла, на которые может повернуться ракета относительно своего центра масс: угол рыскания ψ , угол тангажа ϑ и угол крена φ . В том положении ракеты-носителя, которое представлено на рис. 1.15, все три угла ψ , ϑ и φ равны нулю. Перед стартом, когда ракета-носитель стоит вертикально,

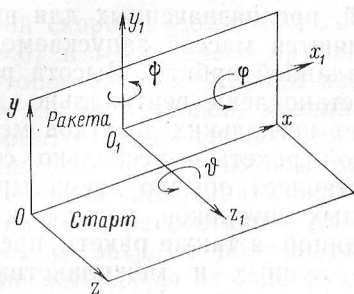


Рис. 1.15. Стартовая и связанная системы координат.

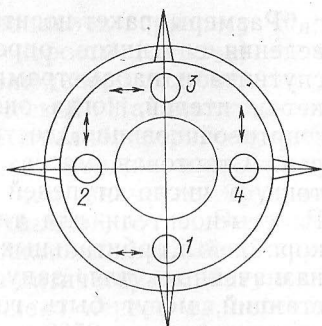


Рис. 1.16. Рули ракеты.
1—4 — рулевые двигатели (стрелки показывают направления поворота).

$\vartheta = 90^\circ$, $\psi = 0$, $\varphi = 0$. В полете угол тангажа изменяется по специальной программе $\vartheta(t)$, а величины ψ и φ по-прежнему должны сохраняться возможно более близкими к нулю.

Управление вращательным движением. Ракета-носитель может иметь две пары рулей: одну пару 1 и 3 — для управления по рысканию, вторую 2 и 4 — для управления по тангажу (рис. 1.16). Угол крена можно изменять с помощью тех же рулей, например, отклоняя рули 1 и 3, но в разные стороны.

В качестве рулей на ракете-носителе могут использоваться четыре ракетных двигателя малой тяги, которые расположены симметрично и в нейтральном положении не создают вращательных моментов. Рулевые двигатели имеют подвижные камеры сгорания, так что их можно поворачивать, отклоняя от нейтрального положения на небольшие углы. При этом линия действия силы тяги также отклоняется от продольной оси ракеты, создавая управляющий момент. Существуют и другие способы получения управляющих моментов.

Управление вращательным движением ракеты-носителя вокруг центра масс, т. е. изменение в полете углов ψ , ϑ и φ , осуществляет прибор, который называют автоматом угловой стабилизации. Этот прибор измеряет возникшие в полете отклонения всех трех углов от их программных значений $\psi = 0$, $\vartheta = \vartheta(t)$, $\varphi = 0$, далее он вырабатывает сигналы, которые подаются на руле-

вые машины и отклоняют рули. Задача управления — устранять ошибки и поддерживать в полете заданное (программное) положение ракеты в пространстве. Автомат угловой стабилизации вместе с рулевыми машинами и рулями ракеты действует по принципу автоматического регулятора.

Чувствительным элементом, позволяющим измерить отклонение углов ψ , ϑ , ϕ от их программных величин, служит гироскоп. Это — массивный маховик (ротор), который укреплен в подшипниках и вращается с большой скоростью. Чтобы ось вращения ротора могла занимать любое положение в пространстве, гироскоп помещают в карданном подвесе, состоящем из двух рамок — внутренней и внешней (рис. 1.17). Такие гироскопы с тремя осями вращения называют свободными.

Гироскоп должен быть хорошо сбалансирован, т. е. все три оси должны пересекаться в одной точке — центре масс подвижной системы (ротора и двух рамок). Трение в подшипниках внутренней и внешней рамок должно быть ничтожно малым. В гироскопической технике применяют множество остроумных решений, позволяющих уменьшить трение в подшипниках, доведя его до величины, близкой к нулю. Борьба с трением вызвала к жизни появление принципиально новых приборов, основанных на различных физических явлениях. От этих двух условий — качества балансировки и малого трения — зависит точность гироскопических приборов.

Основное, хорошо известное свойство гироскопа состоит в том, что его ротор стремится сохранить неизменным в пространстве направление оси вращения. Именно это свойство позволяет с помощью гироскопов измерять отклонения углов ψ , ϑ и ϕ от их заданных значений. При управлении ракетами-носителями ось вращающегося ротора совмещают с заданным направ-

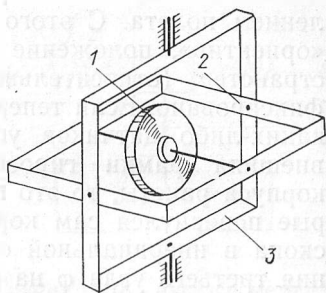


Рис. 1.17. Свободный гироскоп.
1 — ротор; 2 — внутренняя рамка;
3 — внешняя рамка.

лением полета. С этого момента на ракете появляется «ориентир», положение которого в инерциальном пространстве (относительно неподвижных звезд) строго фиксировано. Если теперь измерять в полете с помощью каких-либо датчиков углы, на которые внутренняя и внешняя рамки гироскопа отклонятся относительно корпуса ракеты, то это и будут те углы ψ и φ , на которые повернулся сам корпус ракеты относительно гироскопа в инерциальной системе координат. Для измерения третьего угла φ на ракете нужен еще один свободный гироскоп. Чаще применяют так называемые интегрирующие гироскопы, которые имеют только одну подвижную рамку.

Другое свойство гироскопа называется прецессией. Это свойство проявляется во вращении рамок гироскопа под действием возмущающих моментов: рамка поворачивается не в плоскости действия внешнего момента, а в перпендикулярной плоскости.

Предположим, что возмущающий момент стремится повернуть внешнюю рамку 3 и вместе с ней ротор гироскопа (рис. 1.17). Но ротор не повернется вместе с рамкой, а начнет прецессировать: внутренняя рамка 2 будет вращаться вокруг своей оси до тех пор, пока ось ротора 1 не совпадет с осью, относительно которой действует внешний момент. Скорость прецессии пропорциональна внешнему моменту. Если возмущающий момент перестанет действовать на гироскоп, прецессия тоже мгновенно прекратится.

Прецессия порождает ошибки гироскопических приборов. Возмущающие моменты, приводящие к прецессии, могут быть вызваны несовершенной балансировкой гироскопа и трением в подшипниках рамок. Ось вращения ротора из-за прецессии постепенно уходит от правильного положения. Это явление называют дрейфом, оно ограничивает точность гироскопических систем управления.

Управление поступательным движением. Познакомимся теперь с управлением движением центра масс ракеты-носителя. Задача состоит в том, чтобы во время полета удерживать ракету в плоскости прицеливания, и когда ракета, постепенно разгоняясь, придет в заданную точку, имея в ней расчетную величину скорости, — выключить двигатель. После этого спутник, отделяясь

от последней ступени ракеты-носителя, начнет свой самостоятельный орбитальный полет.

Для управления поступательным движением ракеты-носителя нужно измерять ее текущие координаты и скорость. Текущие значения координат и скорости сравниваются с их программными величинами, далее на ракете формируются управляющие сигналы, которые через автомат угловой стабилизации подаются на рули. Измерение скорости ракеты нужно для формирования команды на выключение двигателя.

На ракетах-носителях обычно применяются инерциальные системы управления. Принцип их работы состоит в следующем. Известно, что скорость равна интегралу от ускорения по времени, а путь — интегралу от скорости. Это значит, что если на ракете измерить ускорение, то интегрированием можно найти текущие координаты и скорость.

Для измерения ускорения служит прибор, называемый акселерометром (рис. 1.18). Его основной элемент — чувствительная масса, т. е. груз m , который закреплен в двух пружинах и может без трения скользить вдоль оси чувствительности. Предположим для простоты, что ось чувствительности прибора совпадает с продольной осью O_1x_1 ракеты-носителя. Во время полета ракеты, испытывая ускорение ω_x от работающего двигателя, груз сместится от нейтрального положения, растягивая одну из пружин и сжимая другую с силой, равной произведению массы на ускорение: $F_1 = m\omega_x$. Сила противодействия пружины пропорциональна l — изменению ее длины: $F_2 = k_l l$, где k_l — коэффициент пропорциональности. При равенстве обеих сил $F_1 = F_2$, когда груз находится в равновесии, получим

$$l = \frac{m}{k_l} \omega_x,$$

т. е. перемещение l пропорционально ускорению ω_x .

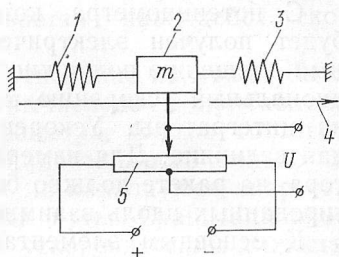


Рис. 1.18. Акселерометр.

1, 3 — пружины; 2 — чувствительная масса; 4 — ось чувствительности; 5 — потенциометр.

С потенциометра, который скреплен с грузом m , будет получен электрический сигнал, пропорциональный смещению подвижного контакта, т. е. тоже пропорциональный ускорению w_x . Этот сигнал можно подать на интеграторы. Ускорение ракеты-носителя — векторная величина. Для измерения составляющих этого вектора на ракете должно быть три акселерометра, ориентированных вдоль взаимно перпендикулярных осей.

К основным элементам аппаратуры инерциального управления относятся акселерометры и гироскопы. Гироскопы создают на борту ракеты-носителя систему координат, положение которой фиксировано в инерциальном пространстве, именно в этой системе координат должны измеряться величины, характеризующие движение ракеты-носителя. Конструктивно она воплощена в гиростабилизированной платформе, на которой укреплены акселерометры. Положение платформы не должно зависеть от ракеты-носителя, поэтому ее помещают в карданном подвесе, обеспечивающем свободу поворота относительно трех осей. Сигналы, снимаемые с гироскопов, подаются на исполнительные двигатели, которые удерживают платформу в начальном положении, не зависящем от положения в пространстве самой ракеты.

Нужно учесть одну особенность акселерометров как измерителей ускорения. Если поместить акселерометр на объект (например, спутник), свободно двигающийся в пустоте под действием силы тяжести, то чувствительная масса, находясь в состоянии невесомости, займет нейтральное положение относительно корпуса прибора, а выходной сигнал окажется равным нулю. Между тем при свободном движении спутника на него действует вполне определенное ускорение, неравное нулю, — ускорение силы земного тяготения. Из этого опыта должен быть сделан вывод, что с помощью акселерометров нельзя измерить ускорение, возникающее под действием гравитационных сил. Измеряются только негравитационные ускорения, обусловленные силой тяги ракетных двигателей, подъемной аэродинамической силой, силами сопротивления атмосферы и др. Сумма всех ускорений, за исключением ускорения силы тяжести, носит название кажущегося ускорения. Акселерометры измеряют именно кажущееся ускорение, интеграл от

кажущегося ускорения называется кажущейся скоростью ракеты.

Поскольку гравитационное ускорение не может быть измерено, оно должно быть вычислено и прибавлено к выходному сигналу акселерометра. Сумма составит полное ускорение, интегрирование которого только и может дать действительную, а не кажущуюся скорость ракеты-носителя и пройденный путь. Гравитационное поле Земли хорошо изучено, и ускорение силы тяжести может быть достаточно точно определено по известным координатам. Если траектория ракеты-носителя задана, то ускорение силы тяжести во всех ее точках можно рассчитать еще до пуска ракеты.

В этом состоит принцип действия инерциальных систем управления. Координаты и скорость ракеты определяются в инерциальных системах без поступления каких-либо сигналов извне, поэтому их называют автономными системами управления. Рассмотренный частный пример не дает, конечно, представления о той сложности и многообразии аппаратурных решений, ценой которых была достигнута высокая точность современных инерциальных систем ракет-носителей.

Точность определения координат и скорости ракеты-носителя с помощью инерциальной системы зависит, прежде всего, от ошибок гироскопов и акселерометров. Сигналы акселерометров дважды интегрируются. Это значит, что даже небольшие, но длительно существующие ошибки акселерометров будут давать на выходе интеграторов нарастающие во времени ложные сигналы, которые становятся тем значительнее, чем больше продолжительность интегрирования (т. е. продолжительность полета). Говорят, что для инерциальных систем характерно накапливание ошибок. Причины появления ложных сигналов на выходе интеграторов в значительной степени обусловлены неточным ориентированием гиростабилизированной платформы. Это связано прежде всего с дрейфом гироскопов.

При выведении спутников на орбиту допустимая ошибка в граничной точке может составлять: по координатам — несколько километров, по скорости — несколько метров в секунду. Такая точность без труда обеспечивается современными инерциальными системами.

Ориентация и стабилизация

Спутник в полете занимает произвольное пространственное положение. Между тем для решения многих задач требуются вполне определенные направления связанных осей координат. Придание спутнику заданного положения в пространстве называют ориентацией, а сохранение ориентированного положения — стабилизацией. Элементы бортовой аппаратуры, предназначенные для решения этих задач, обычно тесно переплетены между собой и образуют единую систему ориентации и стабилизации.

Ориентация и стабилизация спутников требуются, например, при фотографировании земной поверхности и телевизионном наблюдении облачных покровов Земли (метеорологические спутники), для направления бортовых приемных и передающих антенн, жестко связанных с корпусом объекта, на наземные станции (спутники связи) или панелей солнечных батарей на Солнце. Ориентация и стабилизация необходимы при управлении движением, так как тормозная или корректирующая двигатели должны быть сориентированы в пространстве перед включением и должны сохранять фиксированное положение в течение всего времени работы.

Системы ориентации и стабилизации разделяются на активные и пассивные. Активные ориентация и стабилизация требуют затрат энергии или массы рабочего тела, получаемых от бортовых источников. В пассивных системах используются естественные силы и моменты, возникающие при полете в космическом пространстве, следовательно, действие пассивных систем не сопряжено с расходом массы или энергии бортовых источников.

Активные системы ориентации и стабилизации основаны на принципе автоматического регулирования. Эти системы включают в себя измерительные устройства — датчики углового положения спутника и управляющие органы.

Действие датчиков углового положения может быть основано на различных физических явлениях. Например, в качестве ориентира можно выбрать Солнце. Тогда с помощью оптико-электронного датчика направ-

ляют на него одну из связанных осей космического объекта. Эту задачу решает система солнечной ориентации, которая включает два датчика. Один из них — для грубой ориентации — имеет широкий угол зрения и осуществляет поиск и захват Солнца, другой предназначен для точной ориентации и обладает узким углом зрения. В датчике точной ориентации изображение Солнца проецируется на приемник излучения (фотоэлементы). Сигнал ошибки вырабатывается при смещении изображения солнечного диска от центра приемника излучения. Такие датчики могут обеспечить ориентацию космических объектов с высокой точностью. Датчик грубой ориентации устроен аналогично. Стабилизация всех трех осей спутника требует еще одного ориентира, например яркую звезду.

Для ориентации и стабилизации используют тепловое излучение Земли. Например, так же как в датчике солнечной ориентации, с помощью широкоугольной оптической системы можно спроецировать изображение Земли на приемник инфракрасного излучения. Такая система ориентации и стабилизации будет совмещать изображение Земли с центром приемника излучения. Известны и многие другие типы датчиков ориентации.

Роль управляющих органов в активных системах ориентации и стабилизации играют реактивные микродвигатели и маховики. Управляющий момент может быть создан двумя микродвигателями, расположенными на спутнике — на линии, перпендикулярной к одной из связанных осей, по обе стороны от этой оси, и направленными в противоположные стороны под прямым углом к ней. Шесть пар двигателей могут осуществлять поворот спутника в любую сторону вокруг любой из трех связанных осей.

Микродвигатели могут быть выполнены в виде реактивных сопел, питаемых сжатым газом. Необходимый запас газа под большим давлением находится на спутнике в баллонах. Перед подачей к соплу давление газа снижается до рабочей величины.

Управляющие моменты можно получить также от маховиков. Если маховик вращается с угловым ускорением, то возникает реактивный момент, который стремится повернуть спутник в направлении, противополож-

ном угловому ускорению маховика. Таким образом, управляющий момент существует только при разгоне или при торможении маховика. Три маховика создадут управляющие моменты относительно всех трех связанных осей. Очевидно, если внешнее возмущение, не изменяя знака, существует длительное время, то скорость вращения маховиков в конце концов окажется равной наибольшему достижимому значению, и дальнейшая стабилизация спутника станет невозможной. Поэтому приходится периодически останавливать маховики, используя для стабилизации во время торможения реактивные микродвигатели.

Маховики приводятся во вращение с помощью электрических двигателей. Запасы электроэнергии, необходимые для питания двигателей, восполняются в полете от солнечных батарей. В этом отношении маховики имеют преимущество перед реактивными микродвигателями, так как запас рабочего тела (сжатого газа) во время полета пополнять труднее.

Активные системы ориентации и стабилизации по сравнению с пассивными обладают большей точностью и могут противостоять большим по величине возмущениям. Зато пассивные системы не требуют расхода электрической энергии или рабочего тела.

Рассмотрим несколько примеров пассивных систем ориентации и стабилизации. На многих спутниках применяется стабилизация вращением (закрутка). Спутник предварительно ориентируется, а затем ему сообщается вращение вокруг одной из осей. После этого спутник подобно гироскопу сохраняет постоянную ориентацию этой оси в инерциальном пространстве.

Часто используется гравитационная стабилизация, основанная на том, что сила земного притяжения убывает с увеличением расстояния от центра Земли. Вследствие этого спутник, имеющий удлиненную форму, при полете в околоземном космическом пространстве сам ориентируется так, что его продольная ось направлена к центру земного шара. Пусть, например, спутник представляет собой жесткий стержень, на концах которого укреплены два шара с одинаковыми массами. Тот из шаров, который оказался ближе к Земле, будет испытывать силу притяжения большую, чем другой шар. Точка приложения равнодействующей силы тяжести не

будет совпадать с серединой стержня (центром масс спутника), а расположится ближе к тому из шаров, на который действует бóльшая по величине сила притяжения. Следовательно, относительно центра масс возникает вращающий момент, стремящийся придать спутнику такое положение, при котором момент обращается в нуль, т. е. стремящийся направить соединительный стержень на центр Земли. Можно так подобрать форму спутника, чтобы его вторая ось занимала в пространстве положение, перпендикулярное к плоскости орбиты, т. е. можно стабилизировать все три оси. Гравитационные моменты очень малы, однако они достаточны для практического использования, если предварительно сориентировать спутник и успокоить его колебания.

При полете на относительно небольших высотах для ориентации и стабилизации можно использовать аэродинамические моменты. Необходимо, чтобы центр давления (точка приложения равнодействующей аэродинамических сил) был смещен относительно центра масс спутника. Для увеличения этого смещения можно применить специальные стабилизаторы. Аэродинамический момент будет совмещать линию, соединяющую центр давления и центр масс, с вектором скорости спутника.

Пассивную ориентацию и стабилизацию можно осуществить также благодаря моментам, вызванным силами светового давления. Возможны и другие принципы пассивной ориентации и стабилизации.

Коррекция орбиты

Целенаправленное изменение параметров орбиты, называемое маневром, может понадобиться во многих случаях. Первый из таких случаев — коррекция орбиты, когда требуемые изменения орбитальных параметров относительно невелики. Коррекция применяется часто, например, для устранения ошибок выведения на орбиту или для восстановления формы орбиты после длительного полета при действии возмущений (из-за торможения спутника в верхних слоях атмосферы и т. п.). Другие виды маневра — это переход на новую орбиту, существенно отличающуюся от прежней, сближение для осуществления стыковки, снижение с орбиты для посадки на Землю. Ниже будем говорить в основном

о коррекции орбиты спутников. Другие изменения траекторий спутников и межпланетных станций осуществляются точно так же.

Для коррекции орбиты нужно сообщить спутнику приращение скорости Δv , которое должно иметь заданную величину и заданное направление. Можно считать, что приращение скорости создается мгновенно. Бортовая двигательная установка должна быть включена в заранее рассчитанной точке орбиты, которая принадлежит одновременно и старой и новой орбите, а вектор скорости после коррекции может быть найден как геометрическая сумма исходной скорости и 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 двигателей в расчетный момент и на заданное время для получения приращения скорости.

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 величины во время очередного сеанса связи передаются по радио на спутник и вводятся в память программно-временного устройства. Исходные данные для коррекции, передаваемые на борт, называются установками.

Ориентация спутника начинается с того, что в пространстве фиксируется положение одной из его осей. Например, можно с помощью оптико-электронного датчика и реактивных сопел направить эту ось на Солнце. Аппаратура ориентации просматривает небесную сферу, находит Солнце и совмещает с направлением на Солнце оптическую ось датчика. Поиск Солнца и слежение за ним осуществляются поворотом самого спутника.

Ориентации одной оси недостаточно для выполнения коррекции, так как спутник имеет еще возможность вращаться вокруг этой оси. Для однозначности положения необходимо другую ось спутника направить на второй небесный ориентир — Землю, Луну или яркую звезду (Сириус, Канопус).

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 проведения коррекции. Во время работы корректирующей двигательной установки это положение фиксируется аппаратурой гироскопической стабилизации.

В расчетное время по команде системы управления включается корректирующая двигательная установка. Продолжительность ее работы зависит от заданной величины импульса скорости Δv . Необходимую продолжительность работы двигателей можно определить, если измерять и интегрировать линейные ускорения. Двигатель выключают тогда, когда приращение скорости, определяемое интегратором, окажется равным уставке по скорости, хранящейся в памяти бортового программно-временного устройства.

Для измерения импульса скорости Δv широкое применение в ракетно-космической технике получили гиροинтеграторы. Гироскоп — это гироскоп с тремя степенями свободы. В отличие от уравновешенного свободного гироскопа (рис. 1.17), у которого центр масс находится в той же точке, в которой пересекаются оси вращения ротора, внутренней рамки и внешней рамки, здесь ось вращения внутренней рамки смещена от центра масс подвижной системы (ротора и обеих рамок) в сторону одного из концов оси вращения ротора. Если на такой гироскоп в направлении оси внешней рамки будет действовать ускорение w , то к внутренней рамке окажется приложенным момент, пропорциональный ускорению и зависящий от массы и величины смещения l центра масс внутренней рамки: $M_{\text{вн}} = mlw$. Этот момент вызовет прецессию гироскопа, а угол поворота внешней рамки, пропорциональный интегралу от ускорения, позволит определить приращение скорости. Таким образом, прибор выполняет функции одновременно и акселерометра, и интегратора.

Аналогично выполняется переход спутника на новую орбиту. По сравнению с коррекцией здесь требуются значительно большие импульсы Δv , так как параметры новой орбиты в этом случае существенно отличаются от параметров исходной.

Наиболее просто осуществить такой переход, если обе орбиты — первоначальная и новая — имеют общую точку. Тогда импульс скорости прикладывается в общей точке двух орбит, а величину и направление импульса рассчитывают так же, как и при коррекции: геометрическая сумма орбитальной скорости на первоначальной орбите и импульса Δv должна быть равна вектору скорости для заданной (новой) орбиты. Это условие справедливо и тогда, когда две орбиты лежат в разных плоскостях. Например, для изменения наклонения орбиты i следует приложить импульс скорости в одном из узлов, а для изменения долготы восходящего узла Ω — в той точке орбиты, радиус-вектор которой перпендикулярен линии узлов.

Если обе орбиты не имеют общей точки, то потребуются два импульса: после первого из них спутник переводится на промежуточную орбиту, пересекающуюся с заданной орбитой. В точке пересечения спутнику сообщается второй импульс скорости, после которого получают конечную орбитальную скорость, соответствующую заданной орбите.

Сближение в космосе — один из наиболее сложных маневров. В нем участвуют два спутника — например, орбитальная научная станция и пилотируемый (или автоматический) транспортный космический корабль. Станция совершает полет по неизменной орбите; второй спутник, имевший до начала маневра другую орбиту и находившийся от станции на значительном удалении, должен в результате маневра приблизиться к ней на заданное небольшое расстояние. Здесь вступают в работу экипаж или автоматические радиотехнические приборы и, выравняв скорости, завершат сближение соединением (стыковкой) обоих спутников в единый орбитальный комплекс. В процессе сближения и стыковки двигательная установка управляемого спутника многократно включается по заранее разработанной и уточняемой в процессе полета программе.

Посадка на Землю

Полет спутника при снижении с орбиты и посадке на Землю можно разделить на два этапа. На первом из них траектория снижения лежит выше плотных слоев

атмосферы и движение определяется силой земного притяжения. На меньших высотах, когда спутник попадает в слои атмосферы со значительной плотностью, определяющими становятся аэродинамические силы, которые вызывают отрицательные ускорения, в несколько раз превышающие ускорение силы тяжести. Полет в плотных слоях атмосферы сопровождается большими механическими перегрузками и сильным нагревом.

Во время продвижения спутника в атмосфере его ускорение w (перегрузка w/g) сначала нарастает по абсолютной величине, на некоторой высоте достигает максимума и затем уменьшается. Максимальное ускорение зависит от угла входа в атмосферу, т. е. от угла $\vartheta_{вх}$ между вектором скорости и горизонтом на высоте $h_{вх}$, которая условно принимается за границу плотных слоев атмосферы (рис. 1.19). Можно считать, что эта граница расположена приблизительно на высоте 100 км. Чтобы перегрузки w/g не превзошли опасного для космонавтов уровня, равного 8—10, углы входа в атмосферу не должны быть больше нескольких градусов.

Для перевода спутника на траекторию снижения ему нужно сообщить в расчетной точке A орбиты тормозной импульс скорости. Этот импульс характеризуется величиной Δv и углом α между векторами Δv и орбитальной скоростью v (считаем, что первоначальная орбита круговая). Включению тормозного двигателя предшествуют ориентация и стабилизация спутника, как и при коррекции орбиты.

Траектория снижения AB — это дуга эллипса, который определяется результирующей скоростью $v_{сн}$ и углом наклона к горизонту вектора этой скорости $\vartheta_{сн}$. В точке B спутник со скоростью $v_{вх}$ входит в плотные слои атмосферы. Мы считаем, что импульс скорости Δv приложен мгновенно и действует в той же плоскости, в которой заключена первоначальная орбита.

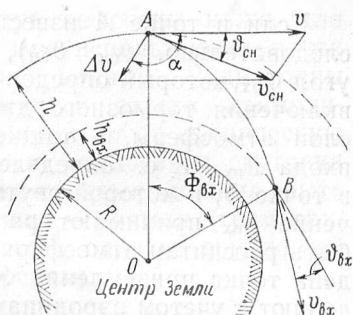


Рис. 1.19. Снижение с орбиты.

Если в точке A известны величины v , h , Δv , α (и, следовательно, $v_{сн}$, $\vartheta_{сн}$), то могут быть рассчитаны угол $\Phi_{вх}$, который определяет дальность полета от точки включения тормозного двигателя до входа в плотные слои атмосферы, а также скорость входа $v_{вх}$ и угол входа $\vartheta_{вх}$, т. е. определены все элементы движения в точке B , в которой спутник входит в атмосферу (значение $h_{вх}$ принимают равным 100 км). Далее может быть рассчитан атмосферный участок траектории и найдена точка приземления. Этот участок траектории определяют с учетом аэродинамических сил.

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, так как оно не связано с управлением полетом на атмосферном участке. Но баллистическое снижение сопровождается значительными перегрузками, возникающими при торможении в атмосфере, и сильным нагревом. Для планирующего снижения характерны меньшие перегрузки и меньший нагрев спускаемого отсека. К достоинствам планирующего снижения принадлежит возможность управлять спускаемым отсеком при полете в плотных слоях атмосферы.

§ 1.4 НАБЛЮДЕНИЕ ЗА КОСМИЧЕСКИМ ПОЛЕТОМ

Любое применение спутников и межпланетных станций предполагает, что с ними поддерживается хорошо налаженная, устойчивая двусторонняя радиосвязь. Она нужна для управления полетом, для контроля за траекторией движения, для передачи на Землю научной и телеметрической информации. Связь с космическим объектом ведут радиотехнические станции, которые размещены на измерительных пунктах. Сигналы приходят к их антеннам, поэтому нас интересуют условия передачи и приема радиосигналов именно в тех геометрических точках земной поверхности, в которых размещены антенны радиотехнических станций.

По причинам, которые будут выяснены ниже, для связи с космическими объектами используются почти исключительно ультракороткие волны. Радиоволны этого диапазона распространяются строго прямолинейно, подобно лучам света, и не огибают сферическую поверхность Земли. Поэтому для радиосвязи спутника с измерительным пунктом между ними должна быть визуальная, или, как говорят еще,— прямая (геометрическая) видимость. В этом состоит одна из трудностей организации космической радиосвязи.

Трассы полета

Рассматривая условия радиосвязи с космическим объектом, примем такие допущения: Земля — точная сфера, спутники обращаются по круговым орбитам. Соединим спутник прямой линией с центром Земли. Эта линия пересечет земную поверхность в точке, которую назовем проекцией спутника (рис. 1.20). При движении спутника по орбите проекция спутника прочерчивает на поверхности Земли линию, называемую трассой.

Если бы не было вращения Земли, трасса все время проходила бы по одной и той же окружности, лежащей в плоскости большого круга. Но Земля вращается, и это вызывает смещение трассы с каждым витком все более на запад.

Земля вращается вокруг оси с угловой скоростью $\Omega_0 \approx 15$ град/ч. Если период обращения спутника равен T , то смещение трассы за виток в угловых единицах составит

$$\Phi_0 = \Omega_0 T. \quad (1.29)$$

При высоте орбиты $h_{кр} = 290$ км, когда период обращения $T = 90$ мин, угловое смещение трассы за виток равно $\Phi = 22,5^\circ$.

Линейное смещение трассы вдоль поверхности Земли на экваторе определяется формулой

$$L = R\Phi, \quad (1.30)$$



Рис. 1.20. Проекция спутника и трасса.

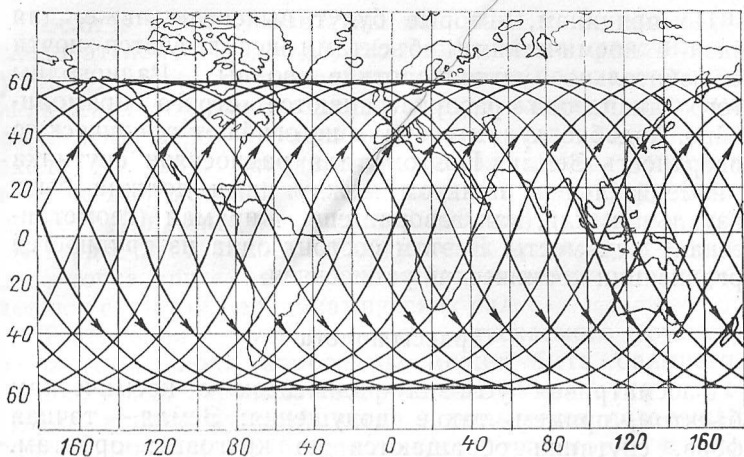


Рис. 1.21. Трасса спутника ($i=60^\circ$; $T=90$ мин).

где $R=6371$ км — радиус земного шара. Удобно пользоваться другой формулой, в которой после подстановки в (1.30) значения радиуса Земли L выражено в километрах, а Φ — в градусах:

$$L = 111,2\Phi. \quad (1.31)$$

Для спутника с периодом обращения $T=90$ мин перемещение трассы за виток составит на экваторе $L \approx 2500$ км. К северу и югу от экватора оно уменьшается. На широте α это смещение составит $L = R\Phi \cos \alpha = 111,2\Phi \cos \alpha$. В средних широтах ($\alpha=55^\circ$) за период обращения спутника $T=90$ мин трасса уйдет к западу на расстояние $L \approx 1400$ км. Формула (1.31) бывает нужна очень часто для пересчета угловых расстояний вдоль экватора, меридиана или любой другой окружности, лежащей в плоскости большого круга, в линейные расстояния.

На географической карте трасса спутника с периодом обращения $T=90$ мин имеет вид волнообразной линии, многократно опоясывающей земной шар (рис. 1.21). Через 16 витков трасса придет в исходную точку, так что 17-й виток на рисунке будет совпадать с первым. Это всегда справедливо для синхронных спутников, период обращения которых укладывается

целое число раз во времени одного оборота Земли (звездных сутках).

Трасса соединяет между собой точки земной поверхности, над которыми спутник пролетает в зените. Поэтому на севере и на юге трасса доходит до той широты, которая равна наклонению орбиты. Трасса, изображенная на рис. 1.21, характерна для невысоких орбит при движении спутника в сторону вращения Земли (прямые орбиты), в других условиях она может выглядеть совершенно иначе.

Характер трассы во всех случаях зависит от соотношения двух скоростей: скорости движения проекции спутника относительно земной поверхности и скорости самой земной поверхности из-за вращения Земли. На рис. 1.21 первая величина всегда больше второй, и проекция спутника во всех точках трассы движется либо на северо-восток, либо на юго-восток, т. е. смещается, в общем, к востоку. С увеличением высоты полета скорость спутника падает, и земная поверхность может двигаться относительно быстрее, чем проекция спутника. Тогда направление движения проекции по отношению к поверхности Земли изменится на западное, а вместе с тем изменятся и очертания трассы.

Таким образом, чем выше летит спутник, тем большую роль в очертаниях трассы играет вращение Земли. По этой причине трассы межпланетных станций определяются главным образом именно вращением Земли, так как собственное угловое движение станций относительно Земли мало из-за больших расстояний.

Трасса дает сведения о том, над какими пунктами земной поверхности и в какое время пролетает спутник в течение суток. Эти сведения позволяют планировать работу командно-измерительного комплекса. Зная, как проходит трасса, можно выбирать лежащие на ней измерительные пункты для проведения сеансов связи со спутниками и определять время их подхода к зонам радиовидимости. Такие же сведения необходимы для планирования работы бортовой аппаратуры, например, при фотографировании со спутника заданных районов (в интересах поиска полезных ископаемых или контроля и охраны окружающей среды). В этом случае трасса позволяет определить условия фотографирования и назначить время съемки.

Зоны видимости

Для наблюдения за полетом спутника из какой-либо точки земной поверхности нужно, чтобы он находился выше плоскости горизонта. Это же условие ставится при организации радиосвязи со спутником на ультракоротких волнах. Сейчас мы должны определить область земной поверхности, пролетая над которой спутник может наблюдаться с измерительного пункта. Эта область называется зоной радиовидимости измерительного пункта, или короче — зоной видимости.

На рис. 1.22 дуга BD изображает часть круговой орбиты спутника высотой $h_{кр}$. Измерительный пункт расположен в точке A и лежит в плоскости орбиты. Спутник находится в точке C как раз над измерительным пунктом. В этот момент спутник виден не только с измерительного пункта A , но и из всех точек земной поверхности, которые отстоят от измерительного пункта не далее чем на расстояние L_0 . Граница этой области — окружность. Если посмотреть со спутника вниз, то из точки C будет одновременно видна вся поверхность Земли, ограниченная той же окружностью с центром в точке A .

Зону видимости измерительного пункта можно характеризовать углом $2\Phi_0$, заключенным между двумя радиусами Земли — OB_1 и OD_1 . На продолжении этих радиусов в точках B и D спутник, двигаясь по орбите, проходит через плоскость горизонта и становится виден из измерительного пункта (в точке B) либо уходит за горизонт (в точке D). Угол Φ_0 легко определяется из

прямоугольного треугольника OAB , у которого катет $OA=R$, а гипотенуза $OB=R+h_{кр}$,

$$\Phi_0 = \arccos \frac{R}{R+h_{кр}}. \quad (1.32)$$

Если орбита спутника круговая, то граница зоны видимости на земном шаре — тоже окружность. Дуга L_0 на рис. 1.22 опреде-

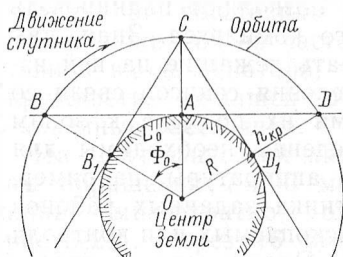


Рис. 1.22. Расчет зоны видимости.

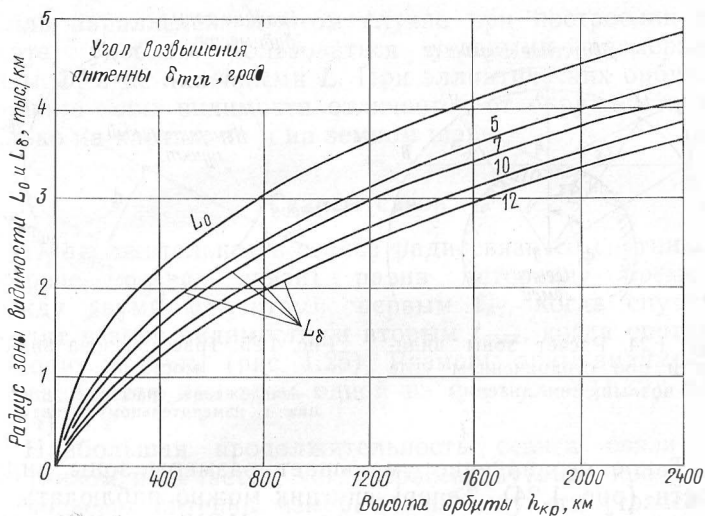


Рис. 1.23. Радиус зоны видимости.

ляет радиус зоны, он может быть вычислен по формуле

$$L_0 = 111,2\Phi_0. \quad (1.33)$$

Формулы (1.32) и (1.33) дают возможность построить график для зависимости размера зоны видимости от высоты орбиты (рис. 1.23, верхняя кривая). Зона видимости расширяется с увеличением высоты полета. Для графика выбран диапазон наиболее распространенных высот, на которых обращаются вокруг Земли искусственные спутники. На более значительных высотах, например 10 000, 20 000 и 40 000 км, радиус зоны видимости равен 7400, 8400 и 9200 км. На еще больших высотах он приближается к 10 000 км — из космоса становится видна почти половина земного шара.

Прием радиосигналов со спутника, находящегося близко от горизонта, бывает неустойчивым, а при радиотехнических измерениях параметров орбиты возникают большие ошибки. Поэтому прием сигналов и измерение параметров движения начинают не сразу от горизонта, а когда спутник поднимается над ним на некоторый угол $\delta_{\min}$, называемый минимальным углом возвышения антенны.

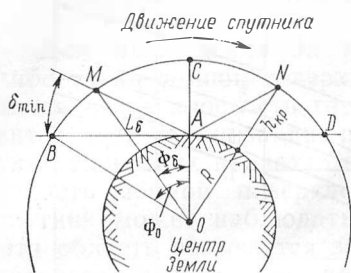


Рис. 1.24. Расчет зоны видимости при ограниченном угле возвышения антенны.



Рис. 1.25. Трасса и зона видимости.

1, 2 — положения трассы по отношению к измерительному пункту.

Такое ограничение уменьшает размеры зоны видимости (рис. 1.24). Теперь спутник можно наблюдать из пункта A только на дуге орбиты MNC меньшей, чем BCD на рис. 1.22. Граница зоны видимости характеризуется углом Φ_δ , который тем значительно отличается от Φ_0 , чем больше минимальный угол возвышения антенны $\delta_{\min}$.

Угол Φ_δ можно отыскать из треугольника OAM, у которого две стороны OA и OM равны R и $R+h_{\text{кр}}$, а угол при вершине A равен $90^\circ + \delta_{\min}$. Решая треугольник, находим

$$\Phi_\delta = \arccos \left(\frac{R}{R+h_{\text{кр}}} \cos \delta_{\min} \right) - \delta_{\min}. \quad (1.34)$$

На рис. 1.23 показана зависимость радиуса зоны видимости $L_\delta = 111,2\Phi_\delta$ от высоты полета $h_{\text{кр}}$ для четырех величин угла возвышения $\delta_{\min}$. Верхняя кривая, рассчитанная по формуле (1.32), очевидно, соответствует нулевому значению угла $\delta_{\min}$, а сама формула (1.32) — частный случай соотношения (1.34).

Граница зоны видимости на поверхности земного шара — окружность, но на географических картах она обычно искажена. Характер искажения зависит от вида картографической проекции. Например, на картах цилиндрической проекции относительный масштаб по широте постепенно увеличивается от экватора к северу и к югу. Поэтому зона видимости оказывается растянутой

вдоль параллелей. В этом случае при построении на карте удобнее пользоваться угловыми размерами зоны Φ , а не линейными L . При эллиптических орбитах граница зоны видимости отличается от окружности не только на картах, но и на земном шаре.

Сеансы связи

Продолжительность сеанса радиосвязи со спутником (короче — сеанса связи) равна интервалу времени между двумя моментами: первым $t_{вх}$, когда спутник входит в зону видимости, и вторым $t_{вых}$, когда спутник выходит из зоны (рис. 1.25). Размеры зоны видимости определяются при этом одной из формул — (1.32) или (1.34).

Наибольшая продолжительность сеанса связи со спутником получается, когда трасса спутника проходит точно через антенны измерительного пункта (трасса 1 на рис. 1.25). Это довольно редкое событие. Чаше трасса проходит в стороне — на расстоянии d от центра зоны видимости (трасса 2). Естественно, что чем больше расстояние d , тем короче сеанс связи, и при $d \geq L_0$ спутник уже не наблюдается из измерительного пункта: он не поднимается выше горизонта.

Прежде всего продолжительность сеанса связи зависит от высоты орбиты. С ростом высоты полета увеличиваются размеры зоны видимости и одновременно период обращения. Если период обращения спутника равен T и орбита — круговая, то на прохождение единичного угла спутник затрачивает время $T/2\pi$, а в пределах зоны видимости при $\delta_{\min}=0$ он будет находиться в течение времени, определяемого углом $2\Phi_0$. Поэтому наибольшая продолжительность сеанса связи, т. е. когда $d=0$ и $\delta_{\min}=0$, составит

$$t_{св. 0} = \frac{T}{\pi} \Phi_0. \quad (1.35)$$

Зависимость продолжительности сеанса связи $t_{св. 0}$ от высоты круговой орбиты $h_{кр}$ построена в виде графика на рис. 1.26 (верхняя кривая). Обратим внимание на то, что при невысоких орбитах (200—300 км) радиосвязь со спутником на ультракоротких волнах может поддерживаться в течение лишь нескольких минут.

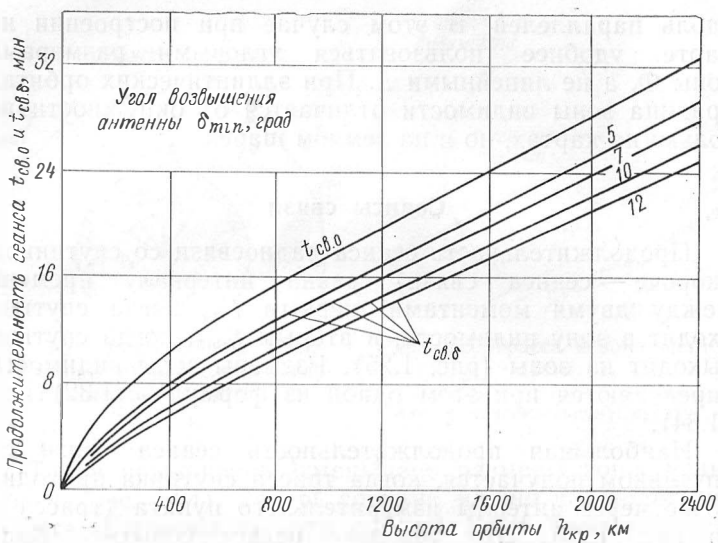


Рис. 1.26. Продолжительность сеанса связи.

Чтобы за столь короткое время успеть войти в связь и выполнить все запланированные на сеанс операции (выдачу команд, прием информации, измерение координат), нужно предварительно точно узнать время, когда спутник вступит в зону радиовидимости наземной станции, и точку горизонта, в которую следует нацелить приемные антенны. А для этого нужно рассчитать трассу спутника.

Еще короче сеансы связи при введении ограничений на углы возвышения антенны. На рис. 1.26 показаны четыре кривые для продолжительности сеанса связи $t_{св. \delta}$ при различных значениях угла $\delta_{\min}$. Кривые построены по формуле, аналогичной (1.35), в которую вместо угла Φ_0 подставлены значения Φ_δ из формулы (1.34).

Теперь выясним, как влияет на продолжительность сеанса связи смещение трассы от центра зоны видимости. Посмотрим на орбиту спутника из точки, лежащей в плоскости самой орбиты (рис. 1.27). В отличие от рис. 1.24, где орбита изображалась окружностью, теперь она видна как отрезок прямой C_1C_1 ; этой орбите соответствует время сеанса связи $t_{св. о}$. Смещение

трассы на поверхности Земли на расстояние d равносильно повороту плоскости орбиты на угол $\varphi_d = d/R$. При полете по орбите C_2C_2 спутник будет наблюдаться из измерительного пункта на дуге $2\Phi_d$ меньшей, чем дуга $2\Phi_0$, рассчитанная по формуле (1.32). Можно вывести соотношение для угла Φ_d (этот угол лежит в плоскости орбиты C_2C_2)

$$\Phi_d = \arccos \frac{\cos \Phi_0}{\cos \varphi_d}. \quad (1.36)$$

Если $d=0$ и $\varphi_d=0$, то $\Phi_d=\Phi_0$ и выражение (1.36) совпадает с (1.32). На границе зоны видимости, когда $d=L_0$ и $\varphi_d=\Phi_0$ (орбита C_3C_3 на рис. 1.27), по формуле (1.36) получаем $\Phi_d=0$.

Продолжительность сеанса связи $t_{\text{св.}d}$ можно рассчитать с помощью соотношения, аналогичного (1.35),

$$t_{\text{св.}d} = \frac{T}{\pi} \Phi_d. \quad (1.37)$$

График, позволяющий определить продолжительность сеансов связи, представлен на рис. 1.28 для четырех значений величины смещения d . В зависимости от смещения трассы время сеанса связи находится в пределах от $t_{\text{св.}0}$ до нуля. График построен в предположении, что угол возвышения $\delta_{\min}=0$. В реальных условиях при расчете продолжительности сеансов учитывают обе величины — и смещение трассы d , и ограничение для углов возвышения антенны $\delta_{\min}$.

Продолжительность сеансов связи зависит от вращения Земли. Наиболее просто эту зависимость можно выявить для спутника, обращающегося по круговой экваториальной орбите. Для этого, очевидно, в формулу (1.35) вместо звездного периода обращения T нужно подставить синодический период $T_{\text{син}}$. Степень влияния определяется высотой орбиты: чем больше высота, тем значительноее удлиняется (при $i=0$) или



Рис. 1.27. Расчет продолжительности сеанса связи при смещении трассы

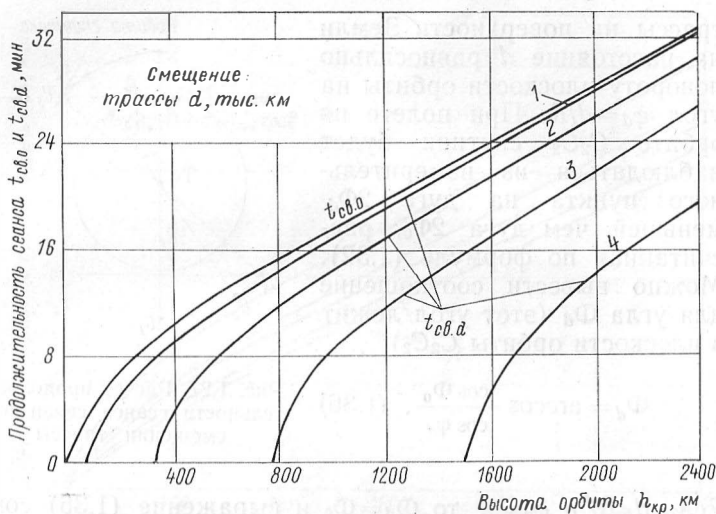


Рис. 1.28. Продолжительность сеанса связи при смещении трассы.

сокращается (при $i=180^\circ$) продолжительность сеанса связи. Однако если высота орбиты не превышает нескольких сот километров, то изменение продолжительности сеансов невелико. Например, при $h_{кр}=300$ км это изменение составит приблизительно 7%.

Параметры движения

Параметрами движения спутника будем сейчас называть величины, измеряемые радиотехническими станциями командно-измерительного комплекса. Определив эти параметры движения, можно рассчитать орбиту спутника и ее элементы.

На рис. 1.29 показана прямоугольная система координат, которая поможет нам отыскать все необходимые соотношения. Эта система координат называется топосцентрической. Ее начало O находится на поверхности Земли и совпадает с антенной радиотехнической станции. Оси Ox и Oz горизонтальны, т. е. расположены по касательным к сферической поверхности Земли, причем ось Ox направлена на север. Ось Oy идет вверх по продолжению радиуса Земли.

В некоторый момент времени спутник, перемещаясь по орбите со скоростью v_t , находится в точке A . Спроектируем радиус-вектор OA на горизонтальную и вертикальную плоскости — получим проекции OA_1 и OA_2 . Теперь мы можем приступить к выбору параметров движения спутника (их иногда называют радиотехническими параметрами движения).

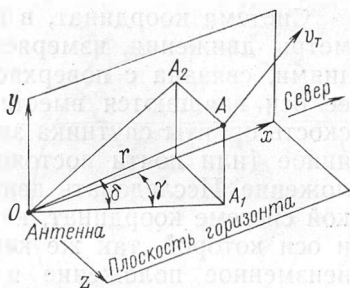


Рис. 1.29. Параметры движения.

1. Дальность до спутника r . Это — кратчайшее расстояние OA между антенной измерительного пункта и спутником. Вдоль радиуса-вектора OA (другое название — линия визирования) распространяются передаваемые со спутника на измерительный пункт или с наземного пункта на спутник радиоволны.

2. Радиальная скорость $\dot{r}$. Равна составляющей топоцентрической скорости v_t по направлению линии визирования. Иначе — это скорость изменения наклонной дальности r .

3. Азимут γ — угол в горизонтальной плоскости между направлением на север и проекцией OA_1 линии визирования. Отсчитывается от 0 до 360° от северного направления меридиана по часовой стрелке.

4. Угловая скорость по азимуту $\dot{\gamma}$. Равна угловой скорости вращения горизонтальной проекции OA_1 линии визирования.

5. Угол места δ . Это — угол между горизонтальной плоскостью и линией визирования. Отсчитывается от плоскости горизонта к линии визирования от 0 до 90° .

6. Угловая скорость по углу места $\dot{\delta}$. Равна скорости изменения угла δ , т. е. скорости вращения линии визирования OA в вертикальной плоскости.

О том, как измеряют эти параметры, будет рассказано в следующей главе. В начальной (граничной) точке орбиты, в которой начинается свободный полет спутника, отмечают следующие параметры движения:

$r_n, \dot{r}_n, \gamma_n, \dot{\gamma}_n, \delta_n, \dot{\delta}_n$.

Система координат, в которой мы определили параметры движения, измеряемые радиотехническими станциями, связана с поверхностью Земли. Это значит, что ее оси вращаются вместе с Землей. Между тем плоскость орбиты спутника занимает в пространстве постоянное (или почти постоянное — из-за возмущений) положение. Исследовать движение спутника удобнее в такой системе координат, которая не вращается с Землей и оси которой, так же как и плоскость орбиты, имеют неизменное положение в пространстве (относительно неподвижных звезд). Такие системы координат называются инерциальными, или абсолютными.

Выберем какую-нибудь абсолютную прямоугольную систему координат и определим в ней движение спутника. Начало абсолютной системы координат удобно расположить в центре Земли, системы с таким положением начала координат называют геоцентрическими. Как именно направить оси выбранной геоцентрической системы координат — для нас пока неважно, лишь бы эти оси занимали постоянное положение относительно неподвижных звезд. Координаты начальной точки орбиты в этой системе — x_n, y_n, z_n , а составляющие векторы скорости — $\dot{x}_n, \dot{y}_n, \dot{z}_n$.

По формулам, известным из космической баллистики, после измерения радиотехнических параметров движения можно перейти к параметрам движения в абсолютной системе координат. Переход будет однозначным. Далее можно рассчитать элементы орбиты в абсолютной системе координат и пользоваться ими для последующих расчетов трасс, зон видимости и сеансов связи. Попутно отметим, что полярная система координат, которую мы ввели в начале этой главы (параметры движения $\rho_n, \varphi_n, \theta_n$), также является абсолютной.

Теперь выясним, как изменяются радиотехнические параметры движения в течение сеанса связи. В начале сеанса спутник восходит над горизонтом, затем описывает на небосводе дугу и заходит за горизонт. Можно отметить три характерные точки этого пути: первую — спутник только что появился над горизонтом; вторую — спутник находится от наблюдателя в направлении, перпендикулярном к трассе (это соответствует кратчайшему расстоянию между наблюдателем и трассой на рис. 1.25); третью — спутник опускается за горизонт.

В первой и третьей точках спутник входит в зону видимости или выходит из нее (при $\delta_{\min}=0$), а про вторую говорят, что спутник находится на траверсе (измерительный пункт лежит на траверсе по отношению к трассе). Значения параметров движения в трех характерных точках отмечены индексами 1—3.

Изменение параметров движения во время сеанса связи зависит от высоты и формы орбиты, от расстояния d между измерительным пунктом и трассой. Все это нетрудно исследовать. Однако сейчас ограничимся простейшей ситуацией: орбита — круговая и лежит на высоте $h_{кр}$, спутник пролетает точно над измерительным пунктом ($d=0$), минимальный угол возвышения антенны $\delta_{\min}=0$.

Начнем с дальности до спутника r . Из рис. 1.30 видно, что в начале и конце сеанса связи значения дальности одинаковы: $r_1=r_3$. Величина r_2 , когда спутник пролетает над пунктом, равна высоте орбиты: $r_2=h_{кр}$. Величину дальности при входе спутника в зону радиовидимости определим из прямоугольного треугольника OAB :

$$r_1 = \sqrt{h_{кр}(2R + h_{кр})}. \quad (1.38)$$

Это значение — наибольшее за весь сеанс связи, наименьшим значением дальности будет r_2 . Отметим, что во время сеанса связи дальность до спутника изменяется очень сильно. Например, при высоте орбиты $h_{кр}=300$ км дальность r уменьшается в первой половине сеанса связи от 2000 км до 300 км и затем снова нарастает до 2000 км.

Радиальную скорость $\dot{r}$ можно определить из того же рисунка (рис. 1.30). Она имеет наибольшее значение $\dot{r}_1$ в момент начала сеанса, проходит значение $\dot{r}_2=0$ на траверсе и снова достигает наибольшей величины $\dot{r}_3$ (но с противоположным знаком) при уходе спутника за горизонт. Абсолютные величины $\dot{r}_1$ и $\dot{r}_3$

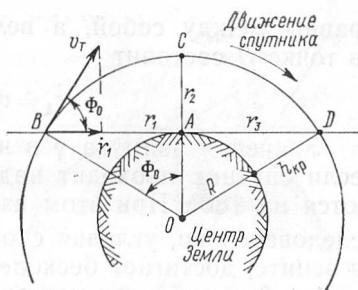


Рис. 1.30. Расчет дальности и радиальной скорости в начале сеанса связи.

равны между собой, а величина радиальной скорости в точке B составит

$$\dot{r}_1 = v_r \cos \Phi_0. \quad (1.39)$$

Значения азимута γ в начале и конце сеанса связи, если спутник проходит над пунктом в зените, различаются на 180° . При этом азимут изменяется скачком, и, следовательно, угловая скорость $\dot{\gamma}$, когда спутник виден в зените, достигает бесконечно большой величины. Угол места δ в этих же условиях нарастает от 0 до 90° и далес снова уменьшается до нуля. Угловая скорость $\dot{\delta}$ имеет наименьшие значения в начале и конце сеанса связи и наибольшее — в зените (т. е. на траверсе).

Определим дополнительно, как изменяется угол места δ , если спутник проходит не в зените, а несколько в стороне от измерительного пункта. Нас будет интересовать угол места, когда он достигает наибольшего значения при пролете спутника на траверсе. В точках B и D , т. е. в начальной и конечной точках сеанса связи на рис. 1.31, углы места δ_1 и δ_3 равны нулю, а его величину δ_2 в точке C мы должны найти.

Этому поможет рис. 1.32, аналогичный рисунок мы уже использовали, рассчитывая продолжительность сеансов связи при смещенной трассе. В точке A находится антенна измерительного пункта, в точке C — спутник. Плоскость орбиты, которая проецируется на плоскость книжной страницы в виде линии OC , повернута на угол $\varphi_d = d/R$ относительно измерительного пункта. Угол φ_d эквивалентен линейному отклонению трассы от измерительного пункта, равному d .

Угол δ_2 определим из треугольника OAC , в котором известны две стороны — $OA = R$, $OC = R + h_{кр}$ и угол φ_d между ними. Из решения треугольника получим

$$\delta_2 = \arctg \left(\frac{h_{кр}}{2R + h_{кр}} \operatorname{ctg} \frac{d}{2R} \right) - \frac{d}{2R}. \quad (1.40)$$

Такое значение угла места наблюдается на азимуте

$$\gamma_2 = \frac{\gamma_1 - \gamma_3}{2}, \quad (1.41)$$

где γ_1 и γ_2 — азимуты, на которых начинается и заканчивается сеанс связи.



Рис. 1.31. Азимут и угол места в начале и конце сеанса связи.

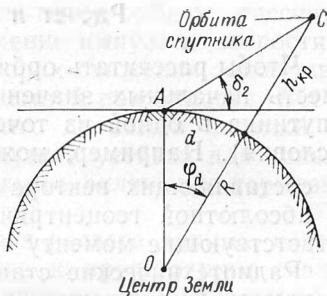


Рис. 1.32. Расчет наибольшей величины угла места.

Перед каждой работой со спутником на наземных радиотехнических станциях обязательно рассчитывают, как должны изменяться параметры его движения в течение предстоящего сеанса связи. Чаще всего рассчитывают три параметра: азимут γ , угол места δ , дальность r ; для некоторых радиотехнических станций может потребоваться дополнительно радиальная скорость $\dot{r}$. Эти величины определяют для момента начала сеанса связи и далее с постоянными интервалами времени (например, через 0,5 мин или через 1 мин) на весь сеанс до ухода спутника за горизонт.

Такие данные называют целеуказаниями. Они позволяют подготовить радиотехнические станции к приему сигналов с космического объекта: направить антенны в точку небосвода, где начнется прием сигналов, настроить станции (если это требуется) на начальные значения дальности и радиальной скорости. Далее, по целеуказаниям можно подготовить программу для автоматического управления антеннами во время сеанса, они дают возможность восстановить связь при временной потере сигнала из-за помех.

Не имея целеуказаний, т. е., по крайней мере, сведений о том, в какое время и в какой точке небосвода спутник войдет в зону радиовидимости измерительного пункта, практически невозможно провести сеанс связи.

Расчет и прогноз орбит

Чтобы рассчитать орбиту и ее элементы, нужно знать шесть начальных значений для параметров движения спутника в одной из точек его траектории (начальные условия). Например, можно выбрать шесть координат и составляющих вектора скорости: $x_n, y_n, z_n, \dot{x}_n, \dot{y}_n, \dot{z}_n$ в абсолютной геоцентрической системе координат, соответствующие моменту выведения спутника на орбиту.

Радиотехнические станции измеряют другую группу параметров движения, однозначно связанную с первой, — это $r, \dot{r}, \gamma, \dot{\gamma}, \delta, \dot{\delta}$. Обычно измеряются не все шесть величин, а меньше — четыре ($r, \dot{r}, \gamma, \delta$), две ($r, \dot{r}$) или даже одна ($\dot{r}$). По этим данным тоже можно рассчитать элементы орбиты, но нужны результаты измерений не для одной, а для нескольких ее точек, и полученные не на одном, а на нескольких измерительных пунктах.

Все результаты измерений передаются в Центр управления полетом и совместно обрабатываются на электронных вычислительных машинах. При этом должны быть известны моменты времени, когда выполнялось каждое измерение, и географические координаты измерительных станций.

Точность расчета орбиты зависит от ошибок измерения параметров движения и от ошибок привязки данных измерений ко времени и к географическим координатам. Кроме того, на точность расчета влияет недостаточное знание сил, которые действуют на спутник в полете. Чтобы уменьшить зависимость от случайных погрешностей измерения, число отсчетов параметров движения увеличивают во много раз по сравнению с минимально необходимым.

Следующий этап после расчета элементов орбиты — определение движения спутника на будущее время, на несколько витков, суток или даже недель вперед. Такой расчет называют прогнозом движения. Сюда входит расчет трасс, зон радиовидимости и т. д.

Для чего нужен прогноз? Прежде всего, для управления полетом. Только зная будущее движение спутника, можно подготовить данные для коррекции его орбиты или для посадки на Землю. Например, при рас-

чете посадки нужно выбрать точку орбиты, рассчитать для нее величину и направление импульса скорости такие, чтобы получить траекторию снижения, заканчивающуюся в заданном районе земной поверхности. Все это должно быть сделано задолго до самой посадки, так чтобы успеть передать на спутник уставки для ориентации в пространстве и команду на включение тормозного двигателя.

Прогноз орбиты нужен для расчета данных, которые используются при подготовке к предстоящим сеансам связи на измерительных пунктах: времени начала и конца сеанса связи, целеуказаний радиотехническим станциям, программ автоматического управления антеннами.

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

Прогноз движения спутников и расчет их трасс необходимы для планирования работы измерительных пунктов. Зная, как проходят по территории страны трассы всех спутников, находящихся в космосе, можно распределить сеансы связи между наземными пунктами так, чтобы осуществить с каждым спутником весь необходимый в течение суток 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, размещенные в Центре управления полетом и на измерительных пунктах командно-измерительного комплекса.

§ 1.5

КОМАНДНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС

Командно-измерительный комплекс предназначен для контроля и управления полетом спутников и межпланетных станций, приема с космических объектов информации, ее обработки и для решения других задач космонавтики. В него входят Центр управления полетом, измерительные пункты, линии двухсторонней связи и управления, соединяющие Центр и пункты.

Кроме наземных (стационарных) измерительных пунктов, расположенных на территории СССР, в работе командно-измерительного комплекса при контроле и управлении космическими полетами участвуют научно-исследовательские суда, находящиеся в рассчитанных баллистиками точках акватории Мирового океана и играющие роль подвижных (корабельных) измерительных пунктов.

Контроль и управление полетом

Рассмотрим основные задачи, которые решает командно-измерительный комплекс. Они состоят в управлении космическим полетом, траекторном и телеметрическом контроле за полетом, приеме с орбит научной и прикладной информации и осуществлении радиосвязи с космонавтами.

Управление полетом. Управление с Земли космическим полетом спутников и межпланетных станций осуществляется с помощью радиокоманд. Команды (их содержание и время выдачи) готовятся в Центре управления. Затем по наземным линиям связи или по радио команды поступают на измерительные пункты и оттуда во время сеансов связи передаются на космические объекты.

Содержание (номера) команд и время их выдачи на орбиту передаются на измерительный пункт заблаговременно, еще до начала сеанса связи. Команды сообщаются на пункт телеграммой или автоматически вводятся по телеграфному каналу в наземное программно-временное устройство. При наступлении сеанса связи передачу команд на спутник ведет оператор или же команды передаются из программно-временного устройства без уча-

ствия оператора по сигналам точного времени. Команды на спутники могут передаваться и прямо из Центра управления полетом. В этом случае они проходят через измерительный пункт транзитом, не задерживаясь там.

Находят применение оба способа передачи команд. Первый из них позволяет уменьшить вероятность ошибок, возникающих в наземных линиях связи, так как предоставляет достаточное время для проверки правильности командной информации, поступившей на измерительный пункт из Центра управления. Кроме того, он ведет к равномерной загрузке наземных каналов связи. Второй способ управления незаменим при экстренной выдаче команд в нештатных ситуациях.

Радиокоманды для управления космическим полетом можно разделить на две группы. К первой группе относятся команды управления движением. Это — коррекция орбиты спутников и межпланетных станций, посадка на Землю, доразгон при выводе на расчетные траектории, ориентация в пространстве и т. д. Ко второй группе принадлежат команды, не связанные с движением: включение бортовых радиопередатчиков, включение резервных приборов при неисправностях, изменение режимов работы бортовых систем и т. д. Хотя расчет команд обеих групп и их исполнение на борту управляемого объекта имеют различия, эти различия обычно не затрагивают способов кодирования команд и способов их передачи по наземным и космическим радиолиниям.

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 на борту спутника каждой операции в этом случае предусматривается отдельная команда. Назовем такое управление прямым. Кроме прямого, существует программное управление, при котором команды управления полетом поступают сначала в бортовое программно-временное устройство, запоминаются там, а исполняются со сдвигом во времени.

Для чего может понадобиться программное управление? Некоторые команды, переданные на спутник во время сеансов связи, должны быть исполнены уже после ухода спутника из зоны радиовидимости всех измерительных пунктов. К ним относятся, например, включение

тормозного двигателя при посадке космического корабля на Землю. Включение тормозного двигателя происходит над океаном, вдалеке от наземных измерительных пунктов. Подобные 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 по радио в отдельности для немедленного исполнения на борту, а предварительно передать и записать все команды в бортовом программно-временном устройстве и в заданный момент времени 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 измерительного пункта. Выигрыш заключается в том, что в самый ответственный момент, часто в таких условиях, когда недостает времени, потребуется послать на спутник не всю серию команд, а всего лишь одну исполнительную команду. Для передачи по космической радиолинии самих команд можно отвести значительное время, можно тщательно проверить правильность их записи в бортовом программно-временном устройстве и, следовательно, добиться высокой степени достоверности исполняемых на спутнике команд.

Последовательность команд, запоминаемая в программно-временном устройстве на космическом объекте вместе с заданным временем 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 космические объекты программы посылаются с измерительных пунктов во время сеансов радиосвязи. На практике прямое и программное управление используется всегда совместно.

Какое оборудование должно быть установлено на измерительном пункте для управления космическим полетом? Оно состоит из командных станций для передачи команд и программ. Каждая такая станция имеет пульт, с которого оператор управляет выдачей команд, программно-временное устройство для автоматической выдачи команд и программ, аппаратуру кодирования командной информации, радиопередатчик и антенну. На спутнике должны быть приемник с антенной, аппаратура декодирования команд и программ, бортовое программно-временное устройство.

Траекторный контроль. Траекторный контроль за космическим полетом нужен для расчета элементов орбиты и прогноза движения. В свою очередь, прогноз движения необходим для расчета посадки и коррекции орбиты, для расчета целеуказаний наземным станциям и т. д. Таким образом, траекторный контроль нужен прежде всего для управления космическими полетами.

Расчеты по данным траекторного контроля выполняют на мощных электронных вычислительных машинах. Часть расчетов проводят на электронных машинах Центра управления полетом, часть — на измерительных пунктах. Например, на пунктах рассчитывают целеуказания и программы управления антеннами.

Станции траекторного контроля, расположенные на измерительных пунктах, определяют параметры движения спутника, пока он пролетает в зоне радиовидимости. Данные измерений после предварительной обработки на пункте кодируют и направляют по телеграфным каналам связи в Центр управления полетом для дальнейшей обработки на электронных машинах **Центра**. Перед посылкой данных траекторных измерений в Центр их привязывают к единому времени.

Для траекторных расчетов нужны данные измерения параметров движения, полученные на нескольких пунктах и на нескольких последовательных оборотах спутника вокруг Земли. Траекторную информацию в Центр управления полетом передают в темпе измерения. Возможна также запись результатов траекторного контроля, например, на магнитную ленту или перфоленту для последующей передачи в Центр.

В Центре управления полетом сосредотачиваются данные измерения параметров движения, привязанные

ко времени и к географическим координатам измерительных пунктов. Они поступают в вычислительные машины. Результаты расчетов — это элементы орбиты и другие данные о полете, необходимые на ближайшее время для работы со спутниками. Все операции — сбор траекторной информации с измерительных пунктов и расчеты на машинах — периодически повторяются. Частота обновления расчетных данных в Центре управления зависит от требуемой точности прогноза элементов орбиты и дальнейшего движения.

Измерительные пункты оснащены радиотехническими станциями траекторного контроля. Станции обладают неодинаковыми возможностями. Некоторые из них могут измерять один параметр движения космического объекта (например, радиальную скорость), другие — два параметра (например, дальность и радиальную скорость), три параметра и т. д. Точность измерения параметров движения определяет и точность последующих траекторных расчетов. Поэтому главное требование к станциям траекторного контроля — именно их высокая точность, но при условии не слишком сложной аппаратурной реализации измерительных систем. С этой точки зрения (высокая точность при относительно несложной аппаратуре) наиболее выгодно измерять дальность r и радиальную скорость $\dot{r}$, менее выгодно — углы (азимут ψ и угол места δ). Угловые скорости $\dot{\psi}$ и $\dot{\delta}$ при контроле за полетом спутников обычно не используют из-за большой сложности измерительной аппаратуры. Об этом более подробно рассказано в § 2.3.

Измерение параметров движения спутников и межпланетных станций возможно двумя способами. Первый способ: наземная станция посылает запросный сигнал, который принимается на космическом объекте и переизлучается обратно. Ответный сигнал, пришедший к наземной станции, содержит информацию о параметрах движения. Второй способ — беззапросный: наземная станция имеет только радиоприемные устройства, а информация о параметрах движения содержится в сигнале, пришедшем к наземной станции от бортового передатчика.

Беззапросные системы позволяют измерять параметры движения спутников одновременно нескольким наземным станциям, не мешая друг другу. Но вместе

с тем они требуют обычно и более высокой стабильности излучаемых со спутников сигналов, что может повести к определенным техническим трудностям.

Включение бортового передатчика или бортового ответчика перед началом сеанса траекторных измерений осуществляется по радиокомандам с Земли или по командам бортового программно-временного устройства.

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

Телеметрическая информация поступает от датчиков, расположенных на борту спутников. Датчики вырабатывают электрические сигналы, которые отображают процессы, подлежащие контролю. Раскрытие солнечных батарей или бортовых антенн, включение или выключение тормозного двигателя и другие аналогичные события 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 или давления, нужны и более сложные датчики, в которых контролируемая физическая величина преобразуется в зависящий от нее электрический сигнал.

Сигналы датчиков кодируются и затем по общей многоканальной телеметрической радиолинии передаются на Землю. В зависимости от сложности бортовых систем спутника, т. е. сложности решаемых этими системами задач, по телеметрическим линиям могут передаваться сотни и даже тысячи различных параметров.

Наибольшая часть общей продолжительности полета спутников 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 из запоминающего устройства на Землю — это называется 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 радиокоманде с Земли. Это, разумеется, не исключает прямую передачу телеметрических данных во время сеансов радиосвязи. Обычно прямая передача телеметрических данных и накопление используются совместно.

Наземная телеметрическая аппаратура измерительного пункта состоит из радиоприемников, аппаратуры декодирования сигналов, аппаратуры регистрации, анализа и отображения информации. Результаты анализа телеметрических данных направляются по телеграфным каналам в Центр управления полетом. В современных системах для анализа телеметрической информации используют электронные вычислительные машины.

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 передаются в район посадки космического корабля и облегчают задачи поисково-спасательного комплекса.

Прием научной и прикладной информации. Конечная цель большинства запусков спутников и межпланетных станций — получение информации из космоса. Эта информация может иметь научный характер (изучение электрических и магнитных полей, измерение концентрации ионов, числа микрометеоров, исследование спектров излучения Солнца и звезд, исследование космических лучей и др.) или прикладной характер (например, метеорологическая информация для службы погоды). В технике передачи нет принципиальной разницы между научной и прикладной информацией, впрочем, так же как и между ними и телеметрической информацией. Различие между этими видами информации состоит только в содержании передаваемых сведений и в их последующем использовании.

Научная и прикладная информация может приниматься на измерительных пунктах командно-измерительного комплекса. Но предпочтительнее использовать для этого специальные пункты приема информации. Если эта информация собирается на спутнике в режиме предварительного запоминания, то в Центре управления полетом рассчитывают радиокоманды для сброса информации на Землю.

Научная и прикладная информация доставляется на Землю также в пилотируемых и автоматических спускаемых отсеках. Этот способ доставки иногда может быть предпочтительнее других, так как при передаче по радио часть информации неизбежно теряется.

Радиосвязь с космонавтами. Радиотелефонные переговоры с экипажами космических кораблей и орбитальных станций ведутся на ультракоротких волнах при полете в зоне радиовидимости одного из измерительных пунктов. Далее по наземным линиям связи, по радио или через искусственные спутники Земли линия двусторонней связи с космонавтами доводится до Центра управления полетом.

Применение в космонавтике нашла не только телефонная, но и телеграфная (телетайпная) связь с экипажами.

Телевизионная связь по линии космический корабль — измерительный пункт — Центр управления полетом служит для контроля за действиями экипажей. Она используется также для репортажей, передаваемых по сети телевизионного вещания. На пилотируемые космические объекты по телевизионному каналу передают изображения чертежей, документов, а также видеопрограммы для космонавтов.

Центр управления полетом

В Центре управления полетом собираются все сведения о полете космических объектов, здесь их анализируют и по результатам анализа принимают решения о дальнейшем функционировании каждого объекта. Решения принимают специалисты Центра, но всю подготовку необходимых расчетных материалов, наглядное отображение информации, помогающее оценить обстановку и сравнить различные возможные варианты

дальнейшего полета, документирование информации и реализацию принятых решений в командах, передаваемых в космос, — все это берет на себя автоматическое оборудование Центра, построенное на основе электронных вычислительных машин.

Наиболее полнокровна работа Центра управления во время пилотируемых полетов космических кораблей и орбитальных станций. Подразделения Центра, ведущие управление автоматическими спутниками (например, метеорологическими или связными), функционируют в общем аналогично, но потоки информации там во много раз меньше, следовательно, для управления полетом требуется меньше оборудования и меньшее число специалистов. Мы рассмотрим работу Центра при управлении полетом пилотируемых космических кораблей и орбитальных станций.

Итак, все основные решения по управлению полетом принимают ответственные специалисты Центра. Они составляют дежурную смену во главе со сменным руководителем полета и работают в главном зале. К услугам специалистов в главном зале Центра управления представлена разнообразная техника для быстрого получения любых необходимых сведений, их оценки и проведения без задержки в жизнь принятых решений. На больших экранах и табло отображаются трассы полета и зоны радиовидимости, параметры орбиты и другие данные, характеризующие полет. На рабочих местах персонала в главном зале размещены индивидуальные средства отображения, на которые выводится нужная специалистам информация. Специалисты располагают средствами связи для получения дополнительных данных 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 оборудования космического корабля, баллистическое обеспечение полета, планирование программы полета, управление сетью наземных 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. В подготовке расчетных данных для специалистов главного зала и реализации принимаемых ими решений участвуют группы поддержки. Они занимают такие же рабочие места, как и специалисты в главном зале.

Специалисты Центра управления полетом с помощью аппаратурно-вычислительного комплекса, состоящего из разнообразных технических средств, решают многие задачи. Во-первых, они анализируют функционирование бортовых систем космического корабля и всего бортового оборудования, а также контролируют работу и состояние здоровья экипажа. Для этого используется телеметрическая и телевизионная информация, поступающая с орбиты через наземные и плавучие измерительные пункты. Информация обрабатывается на электронных вычислительных машинах и выдается на средства отображения.

Вторая задача — баллистическое обеспечение полета, т. е. расчеты для определения элементов орбиты, трасс, зон радиовидимости, сеансов радиосвязи, расчеты посадки, коррекции орбиты и др. Базой для этих расчетов служит траекторная информация, приходящая с измерительных пунктов. Расчеты ведут электронные вычислительные машины, основные баллистические данные поступают на табло в главный зал управления.

Третья задача — реализация программы полета, а в случае необходимости — ее уточнение или изменение. Программа полета и ее изменение реализуются в командах и временных программах, разрабатываемых в Центре управления полетом, и в радиограммах, передаваемых экипажу. Еще одна задача — оперативное руководство всеми наземными и плавучими измерительными пунктами, участвующими в обеспечении полета. Для этого используют линии телефонной и телеграфной связи, соединяющие Центр со всеми пунктами.

Технические средства Центра управления полетом включают в себя мощные электронные вычислительные машины, которые работают в реальном масштабе времени. Центр располагает несколькими машинами, каждая из которых может обработать всю поступающую телеметрическую и траекторную информацию. На случай

возможных отказов одновременно работают две машины, результаты расчетов берут от одной из них. Для дополнительных расчетов в случае необходимости могут привлекаться вычислительные центры Академии наук СССР.

Незаменимую роль в работе Центра играют различные средства связи. Центр располагает несколькими сотнями телефонных и телеграфных каналов, часть которых используется для передачи цифровой информации, а часть — для командной связи. Телефонные и телеграфные каналы двусторонней связи протянуты из Центра управления полетом на измерительные пункты и далее через них — на космические корабли и орбитальные станции. Каналы связи ведут из Центра на космодром, в подразделения поисково-спасательного комплекса и другие службы, участвующие в обеспечении космического полета. Каналы связи, предназначенные для переговоров с космическими экипажами, переключаются с одного измерительного пункта на другой одновременно со входом космического корабля в зоны видимости.

Телевизионная аппаратура Центра управления полетом помогает контролировать работу космических экипажей. Телевизионная информация поступает на средства отображения главного зала, а также записывается на видеомagneтофонах.

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 экранах изображения карт с положением измерительных пунктов, трасс и зон видимости, таблиц и графиков, отражающих различные этапы полета. Телевизионные проекторы позволяют увидеть на большом экране подготовку к старту и старт космического корабля, наблюдать за работой космонавтов.

Как проходит работа Центра управления во время полета космического корабля? До момента старта и на участке выведения на орбиту персонал Центра контролирует функционирование бортовой аппаратуры корабля по телеметрическим каналам, прослушивает по телефону команды, отдаваемые на космодроме, наблюдает на телевизионном экране за ходом подготовки космического

корабля. Управление полетом переходит к персоналу Центра после отделения корабля от последней ступени ракеты-носителя. Сразу же вслед за этим осуществляется 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 радиокоманд и программ. Поступающая с орбиты траекторная, телеметрическая и телевизионная информация обрабатывается в темпе приема и отображается на коллективных и индивидуальных экранах в главном зале.

Инженеры изучают все поступающие телеметрические данные о работе отдельных бортовых систем и дают свои заключения специалисту, ответственному за комплексный анализ, который должен учесть взаимное влияние возможных отказов. Он дает предложения по дальнейшему выполнению запланированной программы полета или по ее корректировке. Решения принимает сменный руководитель полета, который учитывает сведения, поступившие к нему от всех специалистов главного зала. Указания об изменениях программы отдают специалисту, ответственному за планирование полета; при нормальном полете сменный руководитель разрешает выполнение очередных операций, предусмотренных штатной программой.

На последнем этапе полета Центр управления выдает поисково-спасательному комплексу уточненные координаты места посадки космического корабля и контролирует снижение с орбиты и приземление.

Измерительные пункты

Размещение наземных измерительных пунктов должно обеспечить наиболее благоприятные условия для контроля и управления космическими полетами. Необходимо, чтобы на наибольшем числе витков при полете спутника по орбите было возможно проведение сеансов связи. Поэтому для размещения измерительных пунктов использована вся обширная территория Советского Союза — от ее западных границ до Дальнего Востока (рис. 1.33).

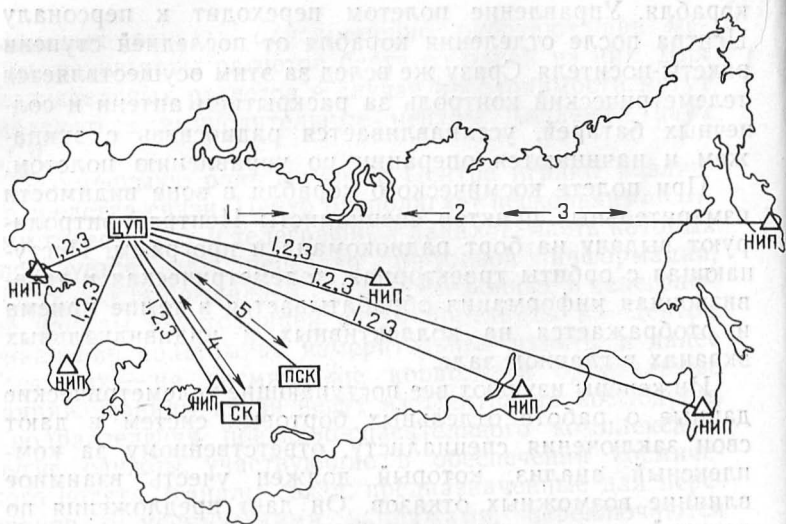


Рис. 1.33. Командно-измерительный комплекс.

ЦУП — Центр управления полетом; ННП — наземный измерительный пункт; 1 — командная информация; 2 — траекторная и телеметрическая информация; 3 — обмен информацией с космонавтами; 4 — обмен информацией со стартовым комплексом (СК); 5 — обмен информацией с поисково-спасательным комплексом (ПСК).

Основу оборудования наземного измерительного пункта составляют космические радиотехнические станции — командные, траекторные, телеметрические и станции для телефонной, телеграфной и телевизионной связи с космонавтами. Изучение этих станций показывает, что многие их конструктивные элементы оказываются одинаковыми: антенны, передатчики, приемники и др. Далее выясняется, что решения задач, возлагаемых на отдельные станции, также во многом переплетаются. Например, при передаче команд используются радиотехнические станции с остронаправленными антеннами. Для нормального функционирования таких станций нужно в течение сеанса связи совмещать диаграммы направленности антенн со спутником, т. е. для передачи команд в этом примере нужны результаты траекторного контроля — азимут и угол места спутника. В других случаях могут понадобиться не только углы, но и дальность до спутника или радиальная скорость.

Отмеченные особенности привели к появлению нового класса космического радиотехнического оборудования — 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, и т. д. Командно-измерительные системы, выполняющие несколько функций, получили на измерительных пунктах даже большее распространение, чем специализированные станции, осуществляющие только одну функцию. Объединение функций распространяется, конечно, и на бортовую аппаратуру спутников и межпланетных станций.

Кроме основного радиотехнического оборудования командных, траекторных, телеметрических, связанных станций и командно-измерительных систем, которые осуществляют радиоконтакты с космическими объектами, измерительные пункты оборудованы вспомогательными, или обеспечивающими, системами. Они предназначены для управления работой космических радиотехнических систем, для анализа поступающей с орбиты информации и для связи измерительных пунктов с Центром управления полетом.

Велика на измерительных пунктах роль электронных вычислительных машин. Они выполняют все расчеты к сеансам связи (по начальным условиям, полученным из Центра управления полетом). Электронные вычислительные машины разрабатывают и реализуют программы автоматического управления радиотехническими системами измерительного пункта, подготовки их к сеансам связи, включая поиск возможных неисправностей, обрабатывают информацию, поступающую из космоса, и управляют автоматической передачей информации в Центр.

Каждый измерительный пункт оснащен аппаратурой единого времени, которая синхронизирует работу всех командных, измерительных и вычислительных средств, расположенных на пункте. Эта аппаратура вырабатывает сигналы, образующие на измерительном пункте местную высокостабильную шкалу времени. По сигналам точного времени, передаваемым специальными радиостанциями, эта шкала периодически проверяется. Эталонные генераторы, размещенные на пункте, хранят точное время, метки времени поступают от них ко всем

потребителям. Сигналы, приходящие на пункт и отправляемые с пункта в Центр управления полетом и на космические объекты, должны быть привязаны к единому времени.

Связь измерительных пунктов с Центром управления полетом может осуществляться по наземным телеграфным и телефонным линиям, радио или космическим линиям связи через спутники. В Центр передаются результаты траекторных и телеметрических измерений, а на пункты из Центра — командная информация для космических объектов. Через измерительные пункты идут двусторонние телефонные и телеграфные переговоры Центра с космонавтами. В обмен информацией между пунктами и Центром входят распоряжения о работе радиотехнических станций измерительного пункта и донесения в Центр о проведенных сеансах связи (рис. 1.33).

Командно-измерительный комплекс управляет одновременно несколькими десятками космических объектов различного назначения. Каждый измерительный пункт может работать одновременно с несколькими объектами. Поэтому возникает задача — наряду с планированием работы измерительных пунктов координировать использование командных, измерительных станций, вычислительных машин и каналов связи, относящихся к каждому измерительному пункту. Эту функцию исполняет специальное подразделение, называемое пунктом управления.

На информационных табло пункта управления отображается работа и состояние всех командных, измерительных, вычислительных средств и каналов связи, регистрируются сигналы, посылаемые в Центр управления полетом и поступающие из него. Отсюда идет управление радиотехническими станциями при их подготовке к сеансам связи и во время сеансов. Роль пункта управления в рациональном планировании и организации работы радиотехнических и обеспечивающих средств очень значительна.

Подготовка радиотехнических станций к сеансу связи начинается с включения и автономной проверки отдельных постов, установки заданных режимов и кодов, настройки на заданные частоты. Затем переходят к комплексной проверке станции или группы станций, участвующих в предстоящем сеансе. Подготовка к сеансу

связи включает также выставку антенн в исходное положение по целеуказаниям.

В расчетное время начинается поиск сигналов, посылаемых со спутника или межпланетной станции. Затем происходит захват сигнала и далее — автоматическое управление по программе, которая разрабатывается на предстоящий сеанс связи электронными вычислительными машинами. Для космической техники вообще характерна широкая автоматизация всех выполняемых операций.

В пределах общей продолжительности сеанса связи могут отводиться отдельные интервалы для передачи команд, приема телеметрической информации, траекторных измерений и других видов радиообмена с космосом. Если позволяют технические возможности станции, некоторые из этих операций могут проводиться одновременно.

Траекторная и телеметрическая информация может передаваться в Центр управления полетом в темпе ее поступления из космоса. Если предусмотрено частичное изучение информации на измерительном пункте, то ее отправляют в Центр после завершения сеанса связи. Все (или по крайней мере — основные) сигналы с космических объектов и команды документируются, записываются на перфоленде, фотопленке или магнитной ленте.

Суда космической службы

Контроль и управление космическими полетами могут потребовать, чтобы прием телеметрической и траекторной информации или передача команд производились из каких-либо точек земной поверхности, находящихся за пределами СССР. Тогда измерения и передачу команд поручают судам, оснащенным для этого необходимой радиотехнической аппаратурой.

Корабельные (подвижные) измерительные пункты по сравнению с наземными (стационарными) имеют существенные отличия. Их основное достоинство — возможность изменять свое географическое положение. Для каждого нового запуска космического объекта суда могут быть заново расставлены в тех географических точках, которые наиболее выгодны для контроля и управления полетом. Например, судно может быть послано

в район океана, находящийся как раз под участком орбиты, который почему-либо представляет особый интерес для специалистов и где условия приема сигналов из космоса наиболее благоприятны. После выполнения запланированных работ судно перейдет в новую точку для приема сигналов с другого объекта. Все это, конечно, недостижимо для стационарных пунктов.

Таким образом, корабельные измерительные пункты дополняют сеть наземных пунктов, чтобы получить в океане информацию из космоса, недоступную наземным пунктам. Существенное требование при управлении ответственными космическими полетами — непрерывность контроля. Под этим понимают возможность проведения не менее чем одного сеанса связи на каждом витке. Например, при полете космического корабля по круговой орбите на высоте 200—300 км, имеющей наклонение 50—60°, если полет контролируется только из наземных пунктов Советского Союза, пять-шесть витков в сутки на всем их протяжении не видны с территории СССР. Перерыв в наблюдении за полетом космического корабля может достигать девяти часов. Расчеты показывают, что два научно-исследовательских судна, находящихся в определенных точках Атлантического океана, помогают полностью избавиться от этих витков, т. е. обеспечить непрерывность контроля за космическим полетом.

Контроль за полетом в тех точках орбиты, в которых происходят какие-либо примечательные события на борту космических объектов, нужен, например, при посадке космического корабля (включение тормозного двигателя), или при выводе межпланетной станции на расчетную траекторию с промежуточной орбиты (включение разгонного двигателя), или при коррекции орбиты спутника (включение корректирующего двигателя). Эти задачи часто тоже 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

элементов орбиты. Столь высокая точность привязки, как на суше, конечно, недостижима в океане, но все-таки привязка научно-исследовательских судов должна быть во много раз точнее, чем это позволяют обычные навигационные методы определения местонахождения судов в океане.

Телеметрические измерения и передача команд требуют существенно меньшей точности местоопределения, чем при радиоконтроле орбиты. Однако и здесь неточная привязка судна к географическим координатам ведет к ошибкам в расчете целеуказаний и программ управления корабельными остроконаправленными антеннами. Расплата может быть серьезной: антенны не примут радиосигналы из космоса, и произойдет срыв сеанса связи.

В работе корабельных радиотехнических станций также можно отметить многие неизбежные трудности по сравнению с наземными пунктами. 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 палубе, излучают или принимают электромагнитные колебания. Это значит, что прием сигналов из космоса неминуемо нарушится, если не принять мер для стабилизации положения антенн. Аппаратура автоматической стабилизации должна быть чувствительной и точной, так как корабельные антенны имеют диаграммы направленности, измеряемые подчас единицами или даже долями градуса.

Возможности корабельного измерительного пункта определяются его оснащением, которое в свою очередь зависит от главных размерений судна и водоизмещения. На судах водоизмещением свыше 15—20 тыс. т может быть размещен практически весь комплекс радиотехнических средств, характерный для стационарного измерительного пункта. Иначе говоря, такие суда способны полностью заменить в океане наземный измерительный пункт, выполняя все операции по контролю и управлению космическим полетом.

Суда водоизмещением менее 10 тыс. т, даже при использовании усовершенствованных радиотехнических систем, более экономных по габаритам и весу, пока еще не могут выполнить все функции стационарного измери-

тельного пункта. В первую очередь приходится жертвовать траекторными измерениями и передачей команд. Дело в том, что траекторные измерения, необходимые для орбитальных расчетов, обычно могут быть выполнены на любых участках орбиты спутника, т. е. измерительные станции можно разместить в любом районе земного шара. То же самое можно сказать и о передаче команд — разумеется, при программном управлении. Следовательно, для спутников, полетом которых управляет командно-измерительный комплекс, эти две функции могут выполнить одни лишь наземные пункты с территории нашей страны без участия судов.

Иначе обстоит дело с телеметрическими измерениями. Они жестко привязаны к определенному участку орбиты, и часто их результаты нужны немедленно. Например, это наблюдается при контроле за включением тормозной двигательной установки при посадке космических кораблей, когда телеметрическая информация нужна для точного расчета места приземления космонавтов. В подобных случаях измерительный пункт должен находиться неподалеку от контролируемого участка орбиты. Режим предварительного запоминания не может быть использован, так как телеметрические данные должны поступать в Центр управления полетом в темпе измерения. Поэтому суда космической службы обязательно оснащаются оборудованием для приема и анализа телеметрических данных. Аппаратура для связи с космонавтами также устанавливается на всех судах. Возможности размещения другого оборудования зависят от главных размеров научно-исследовательского судна и его водоизмещения.

ПЛАВУЧИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ ПУНКТ

§ 2.1 ОБОРУДОВАНИЕ КОРАБЕЛЬНОГО ПУНКТА

Научно-исследовательские суда, участвующие в изучении и освоении космического пространства, можно разделить на две группы. Состав оборудования судов, входящих в первую группу, позволяет им выполнять все функции, свойственные стационарным измерительным пунктам: передавать в космос команды и программы для управления полетом, измерять параметры движения спутников и межпланетных станций, принимать из космоса телеметрическую и научную информацию, вести радиотелефонные и радиотелеграфные переговоры с космонавтами. Эти суда могут быть названы универсальными судами космического флота. К ним относятся «Космонавт Юрий Гагарин», «Космонавт Владимир Комаров», «Академик Сергей Королев». Вторая группа судов располагает меньшим составом оборудования и решает более узкий круг задач. По причинам, указанным в § 1.5, прежде всего исключаются измерение параметров движения и передача команд. Остаются прием из космоса телеметрической и научной информации и радиопереговоры с экипажами космических кораблей и орбитальных станций. К этой группе относятся малые научно-исследовательские суда космического флота типов «Космонавт Владислав Волков» и «Кегостров».

Космические и обеспечивающие системы

Перечисленные функции научно-исследовательских судов космического флота, т. е. передача команд, измерение параметров движения, прием телеметрической и научной информации, радиосвязь с космонавтами, определяют необходимое оборудование для прямого взаимо-

действия судна с космическими объектами. Кроме того, каждое научно-исследовательское судно должно иметь оснащение, позволяющее использовать радиотехнические станции судна в общей системе измерительных пунктов командно-измерительного комплекса. К этому оснащению относятся прежде всего оборудование для связи с Центром управления полетом, позволяющее направлять в Центр результаты телеметрических и траекторных измерений, получать из Центра управления полетом командную информацию для передачи на орбиту и др. К этому же оборудованию причисляют информационно-вычислительную технику (электронные вычислительные машины), которая служит для анализа и отображения информации, а также для управления станциями и выполнения разнообразных расчетов. Наконец, сюда же входит аппаратура единого времени. Подобное оборудование должно быть, конечно, и на любом из стационарных измерительных пунктов.

Кроме того, в состав оборудования научно-исследовательских судов включают аппаратуру, необходимую там из-за специфических условий работы корабельных измерительных пунктов и отсутствующую на измерительных пунктах, расположенных на суше. Это — оборудование для местоопределения плавучего пункта. Оно служит для выведения научно-исследовательского судна в заданную точку океана, координаты которой получены в Центре управления полетом из расчетов по баллистическому обеспечению. Сходное назначение имеет аппаратура стабилизации корабельных антенн, которая необходима для остронаправленного приема радиосигналов при волнении океана.

Таким образом, все экспедиционное оборудование научно-исследовательских судов можно разделить на космические и обеспечивающие системы. Первые из них осуществляют прямые радиоконтакты с космическими объектами, т. е. участвуют в обмене информацией между научно-исследовательским судном и космическим объектом. Вторые — создают условия для включения информации, полученной в океане, в общий поток данных командно-измерительного комплекса. Для этого нужно прежде всего привязать космическую информацию к единому времени и к системе координат, положение которой точно известно при обработке информации

в Центре управления полетом. Далее, нужно передать информацию в Центр. Перед посылкой информации в Центр может потребоваться ее предварительный анализ на электронных вычислительных машинах.

Чтобы изобразить на схеме весь комплекс оборудования корабельного измерительного пункта, перечислим космические и обеспечивающие системы.

Космические системы:

1. Оборудование для управления полетом, т. е. для передачи на космические объекты команд и программ.

2. Оборудование для измерения параметров движения спутника, осуществляющее траекторный контроль за космическим полетом.

3. Оборудование для телеметрического контроля за космическим полетом, т. е. для приема на Земле данных о работе бортовых систем. Телеметрическое оборудование может принимать со спутников и межпланетных станций также и научную информацию.

4. Оборудование для связи с космонавтами. Оно обеспечивает телефонный и телеграфный радиообмен с экипажами космических кораблей и орбитальных станций. К этому же оборудованию мы отнесем оборудование для обмена с космическими объектами телевизионной информацией.

Обеспечивающие системы:

1. Информационно-вычислительные системы. Их главная составная часть — электронные вычислительные машины. Это оборудование служит для анализа и отображения информации, разработки программ управления корабельной аппаратурой и выполняет расчеты, необходимые для сеансов связи.

2. Оборудование для местоопределения корабельного измерительного пункта. Предназначено для привязки научно-исследовательского корабля к географическим координатам. Это позволяет при обработке измерительной информации в Центре управления полетом однозначно переводить информацию, полученную в океане, в систему координат, используемую в Центре для баллистических расчетов. Другая функция аппаратуры местоопределения плавучего измерительного пункта: она служит для измерения углов, характеризующих

положение научно-исследовательского судна относительно плоскости горизонта и плоскости географического меридиана.

3. Оборудование для стабилизации корабельных антенн. Должно обеспечить заданное положение диаграмм направленности корабельных антенн несмотря на качку судна при волнении океана. Дополнительно осуществляет программные повороты антенн для сопровождения спутников во время их движения по небосводу в зоне радиовидимости.

4. Оборудование системы единого времени. Назначение — привязка всех видов информации ко времени и синхронизация работы аппаратуры корабельного измерительного пункта.

5. Оборудование для связи с Центром управления полетом. С его помощью в Центр передается измерительная (траекторная и телеметрическая) информация, полученная на судне, принимается из Центра командная информация для передачи в космос, организуется двусторонний телефонный и телеграфный радиообмен Центра с космонавтами, а также принимаются распоряжения из Центра о работе научно-исследовательского судна и передаются донесения о проведенных сеансах связи.

Оборудование корабельного измерительного пункта представлено на схеме рис. 2.1. Схема справедлива для универсальных судов космической службы, на малых судах некоторые из систем, показанных на рисунке, отсутствуют.

Стрелки у антенн обозначают передачу и прием радиосигналов. При передаче командной информации поступающие на судно ответные сигналы подтверждают правильность приема команд на орбите. Этим объясняется включение приемника в состав командной станции. Станции траекторных измерений могут иметь или не иметь передатчик в зависимости от метода измерения — запросного или беззапросного. На схеме показана общая система стабилизации антенн, в действительности же некоторые антенны, обладающие широкими диаграммами направленности, могут не нуждаться в стабилизации. Наконец, напомним, что космические системы управления полетом, траекторного и телеметрического контроля и связи могут объединяться в общую команд-

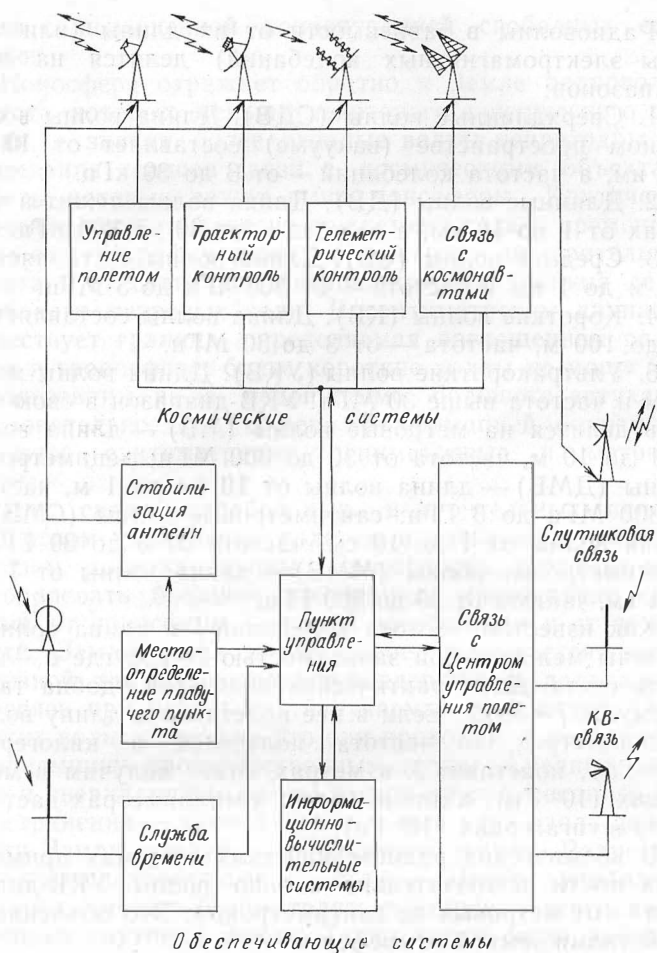


Рис. 2.1. Оборудование плавучего измерительного пункта.

но-измерительную систему. В остальном схема, изображенная на рис. 2.1, пояснений не требует. К корабельному измерительному пункту приложимо все, что было сказано в § 1.5 о наземных измерительных пунктах.

Типы антенн на рис. 2.1 показаны условно. Вообще же тип антенны определяется задачами, которые решает радиотехническая станция, и диапазоном волн.

Радиоволны в зависимости от их длины (или частоты электромагнитных колебаний) делятся на пять диапазонов:

1. Сверхдлинные волны (СДВ). Длина волны в свободном пространстве (вакууме) составляет от 10 до 100 км, а частота колебаний — от 3 до 30 кГц.

2. Длинные волны (ДВ). Длина волны лежит в пределах от 1 до 10 км, а частота — от 30 до 300 кГц.

3. Средние волны (СВ). Длина волны составляет от 100 м до 1 км и частота — от 300 кГц до 3 МГц.

4. Короткие волны (КВ). Длина волны составляет от 10 до 100 м, частота — от 3 до 30 МГц.

5. Ультракороткие волны (УКВ). Длина волны менее 10 м и частота выше 30 МГц. УКВ-диапазон в свою очередь делится на метровые волны (МВ) — длина волны от 1 до 10 м, частота от 30 до 300 МГц; дециметровые волны (ДМВ) — длина волны от 10 см до 1 м, частота от 300 МГц до 3 ГГц; сантиметровые волны (СМВ) — длина волны от 1 до 10 см, частота от 3 до 30 ГГц и миллиметровые волны (ММВ) — длина волны от 1 мм до 1 см, частота от 30 до 300 ГГц.

Как известно, частота колебаний f и длина волны λ связаны между собой зависимостью $f = c/\lambda$, где c — скорость света. Для практических подсчетов удобна такая формула: $f = 300/\lambda$. Если в нее подставлять длину волны в километрах, то частота получится в килогерцах (10^3 Гц); подставив λ в метрах, ответ получим в мегагерцах (10^6 Гц), а длина волны в миллиметрах дает частоту в гигагерцах (10^9 Гц).

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

Газообразная оболочка нашей планеты имеет сложное строение. Прилегающий к земной поверхности слой атмосферы, высота которого простирается над средними широтами примерно на 10 км, называется тропосферой. Здесь распространение радиоволн зависит от концентрации водяных паров, от гидрометеоров (дождя, снега, града, тумана) и кислорода воздуха. Они вызывают поглощение и рассеяние дециметровых, сантиметровых и миллиметровых радиоволн. Над тропосферой на высотах 50—280 км расположена ионосфера — несколько

слоев с повышенной концентрацией свободных электронов.

Ионосфера отражает обратно к Земле радиоволны, частота которых меньше некоторого критического значения, и, значит, более длинные волны непригодны для проведения сеансов связи с космическими объектами, орбиты которых лежат выше ионосферы. Критическое значение частоты зависит от времени года и времени суток, от географического положения измерительного пункта и от солнечной активности. Эта граница лежит в области метровых волн. В сантиметровом диапазоне существует граница, определяемая поглощением радиоволн в тропосфере: более короткие волны не могут быть использованы из-за недопустимо большого затухания. Следовательно, для обмена информацией с космосом остаются сантиметровые, дециметровые и метровые волны.

Для связи корабельных измерительных пунктов с Центром управления полетом используются главным образом короткие волны. Способность коротких волн преодолевать большие расстояния, многократно отражаясь от ионосферы к земной поверхности и от поверхности Земли снова к ионосфере, оказывается весьма полезной, так как позволяет поддерживать дальнюю радиосвязь при небольших излучаемых мощностях. О коротких волнах говорят, что они проходят от передатчика к приемнику пространственным лучом. Средние, длинные и сверхдлинные волны имеют другой механизм распространения — земной луч, т. е. они идут вдоль поверхности Земли, следуя ее сферической форме. Радиосвязь научно-исследовательское судно — Центр управления полетом может осуществляться также и через искусственные спутники Земли. Такие линии связи работают на ультракоротких волнах.

Космические антенны

Для приема и передачи космических сигналов наиболее часто используют зеркальные параболические антенны. Принцип действия таких антенн основан на физических явлениях, общих для оптики и радиотехники. Поместив источник электромагнитных колебаний в фокусе вогнутого зеркала, имеющего форму параболоида

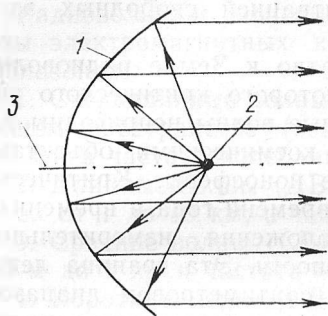


Рис. 2.2. Параболическая антенна.

1 — зеркало (отражатель); 2 — облучатель; 3 — ось зеркала.

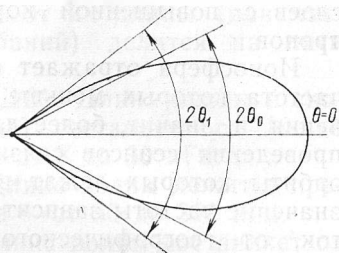


Рис. 2.3. Диаграмма направленности параболической антенны.

вращения, можно собрать радиоволны в узкий параллельный пучок и направить его в нужную сторону. Металлическое зеркало, отражающее радиоволны, с помещенным в его фокусе облучателем — источником радиочастотных колебаний и представляет собой направленную передающую антенну (рис. 2.2).

Свойства параболической антенны, как и любой другой, характеризуются диаграммой направленности, т. е. зависимостью напряженности или мощности электромагнитного поля, создаваемого антенной, от направления θ (рис. 2.3). При этом напряженность поля во всех направлениях измеряется на одинаковом, достаточно большом расстоянии от антенны. Параболическая антенна дает максимальное излучение вдоль оси зеркала, т. е. 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 так называемый главный лепесток диаграммы направленности. Реальные антенны излучают радиоволны также в стороны и назад, т. е. их диаграммы направленности имеют боковые и задние лепестки, но уровень этих лепестков обычно невелик, и на рис. 2.3 они опущены.

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

Шириной диаграммы направленности называют угол $2\theta_0$, на границах которого излучаемая мощность уменьшается до половины максимального значения, соответствующего $\theta=0$. Для параболической антенны справедливо соотношение

$$2\theta_0 \approx 70 \frac{\lambda}{d}, \quad (2.1)$$

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. Например, при диаметре зеркала $d=25$ м на волне $\lambda=5$ см ширина главного лепестка $2\theta_0$ составит всего лишь 8 угловых минут.

Изготовление антенн сопровождается строгими допусками на отклонения формы зеркала от параболической: при многометровом диаметре зеркала этот допуск измеряется несколькими миллиметрами. Отклонение формы зеркала от точного параболоида искажает диаграмму направленности. Конструкция антенны должна быть достаточно жесткой, чтобы зеркало не деформировалось под собственной тяжестью или под действием ветра.

На рис. 2.4 изображены главные антенны научно-исследовательского корабля «Космонавт Юрий Гагарин». Это — параболические зеркала диаметром 25 м. Сложные металлические конструкции поддерживают отражающие поверхности антенн и придают им строго параболическую форму.

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. Антенна может одновременно излучать и принимать радиосигналы, если эти сигналы имеют различные несущие частоты.

В теории антенн доказывается, что в обоих режимах (передача и прием) антенна создает на равных частотах одинаковые диаграммы направленности. Это правило распространяется на антенны любых типов.

Направленные антенны, концентрируя излучение электромагнитной энергии в узком пространственном

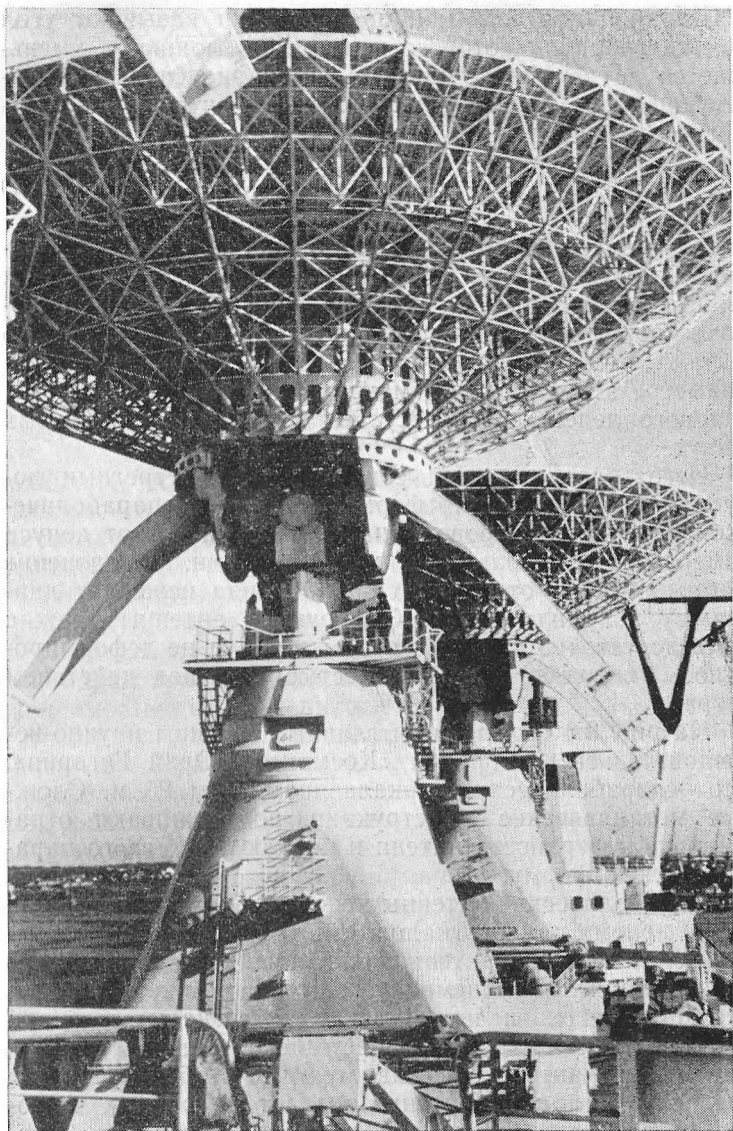


Рис. 2.4. Корабельные параболические антенны («Космонавт Юрий Гагарин»).

луче, значительно увеличивают дальность действия космических радиолиний при заданной мощности передатчика. Еще больше увеличивается дальность, если и для приема сигналов служит направленная антенна. Степень остроты диаграммы направленности характеризуется коэффициентом усиления. Коэффициентом усиления антенны называют отношение мощностей, приходящих в какую-либо точку пространства (обычно вдоль оси главного лепестка) от реальной антенны и от воображаемой антенны, равномерно излучающей во все стороны, если к обеим антеннам подводится сигнал одинаковой мощности.

Наибольшая достижимая дальность радиосвязи определяется мощностью передатчика, чувствительностью приемника (т. е. минимальной мощностью сигнала, который приемник способен выделить на фоне всегда существующих помех) и коэффициентами усиления антенн. Это видно из формулы: если передатчик излучает мощность P_1 , а на вход приемника от антенны поступает сигнал мощностью P_2 , то

$$P_2 = \frac{\lambda^2}{(4\pi r)^2} D_1 D_2 P_1, \quad (2.2)$$

где r — расстояние между передатчиком и приемником; D_1 и D_2 — коэффициенты усиления передающей и приемной антенн. Формула (2.2) не учитывает потерь мощности в реальной среде между передающей и приемной антеннами.

В бортовой аппаратуре космических объектов конструктивные трудности (габариты, мощность электропитания) препятствуют получению больших излучаемых мощностей и большого усиления антенны. Столь же трудно достичь высокой чувствительности бортовых приемников. Поэтому заданная дальность действия космических радиолиний обеспечивается в основном наземной аппаратурой — остронаправленными антеннами, имеющими большие размеры, мощными передатчиками и чувствительными приемниками.

Параболические антенны, которые построены по схеме, изображенной на рис. 2.2, называются однозеркальными. Главные элементы конструкции этих антенн — параболическое зеркало (отражатель) и облучатель, вынесенный в фокус параболоида. В передающих

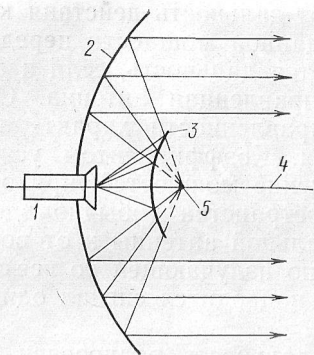


Рис. 2.5. Двухзеркальная параболическая антенна.

1 — облучатель; 2 — главное зеркало; 3 — переизлучатель; 4 — ось антенны; 5 — фокус главного зеркала.

антеннах облучатель играет роль источника электромагнитной энергии; в приемных антеннах облучатель улавливает энергию, которая с помощью параболического зеркала собирается в фокусе.

Нашли распространение также двухзеркальные параболические антенны. Путь лучей радиоволн в такой антенне показан на рис. 2.5: от облучателя к малому зеркалу, называемому переизлучателем, далее — к главному зеркалу и после отражения от него — в космическое 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 главного параболического зеркала. В двухзеркальной антенне упрощается сочленение антенны с приемником и передатчиком, так как устраняется необходимость тянуть кабель или волновод по фермам к фокусу параболоида. Параболические антенны применяются в широком диапазоне радиоволн — от сантиметровых до метровых.

Двухзеркальные параболические антенны диаметром 12 м показаны на рис. 2.6. Видны переизлучатели, которые расположены над главными зеркалами. Их положение строго фиксировано относительно фокуса основного зеркала. Фотография позволяет хорошо рассмотреть конструкцию антенны.

Параболические зеркала, хотя и самый распространенный, отнюдь не единственный тип космических антенн. В диапазонах метровых и дециметровых волн часто используются спиральные антенны (рис. 2.7, а) и директорные антенны (волновой канал, рис. 2.7, б).

Диаграмма направленности спиральной антенны, как и параболического зеркала, имеет главный и боковые лепестки, причем максимум излучения или приема сов-

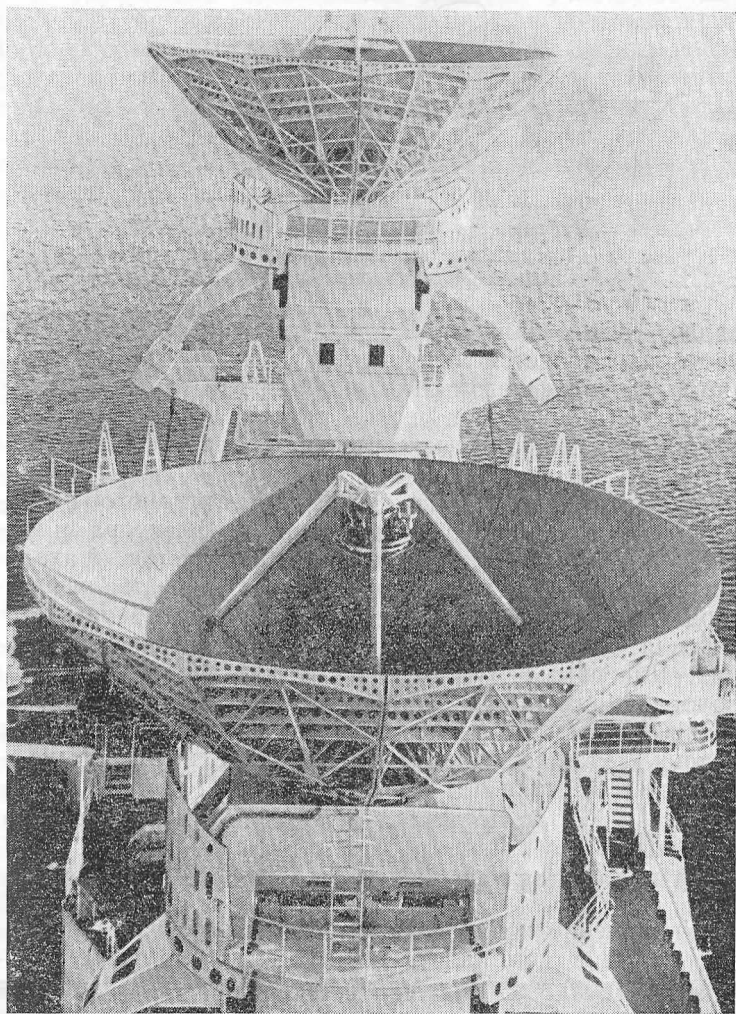


Рис. 2.6. Параболические зеркала («Космонавт Юрий Гагарин»).

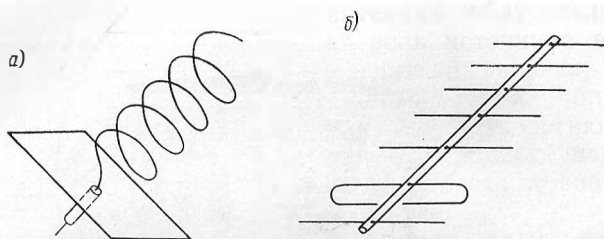


Рис. 2.7. Космические антенны: *а* — спиральная; *б* — директорная (волновой канал).

падает с осью спирали. Ширина диаграммы направленности определяется отношением длины волны к диаметру спирали, шагом спирали (т. е. расстоянием между соседними витками) и числом витков. Кроме цилиндрических применяются конические спиральные антенны с переменным диаметром спирали.

Директорная антенна состоит из активного вибратора, расположенного позади него рефлектора и нескольких (обычно не более 10) директоров, находящихся впереди активного вибратора. В качестве рефлектора и директоров служат пассивные вибраторы. Эта антенна отличается простотой и жесткостью конструкции. Диаграмма направленности директорной антенны подобна диаграмме направленности спиральной антенны. Находят применение и другие типы космических антенн, а также сложные многоэлементные системы — антенные решетки.

§ 2.2 УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ

Управление космическим полетом — первая и основная функция командно-измерительного комплекса. Управление полетом позволяет осуществить те задачи, для решения которых был предпринят запуск спутника или межпланетной станции. Команды, передаваемые на орбиту, рассчитываются в Центре управления полетом на основе запланированной программы полета, но с учетом результатов контроля за выполнением предыдущих этапов программы, за движением космического объекта и функционированием его бортовой аппаратуры.

В управлении космическим полетом участвуют наземные станции измерительных пунктов и бортовые приборы спутника. Во время сеанса связи на орбиту передается командная информация — команды и временные программы. В промежутках между сеансами связи команды на бортовые системы идут от программно-временного устройства: в космонавтике сочетаются методы прямого и программного управления.

Кодирование командной информации

Команды передают по радио с помощью кодов. Сигналы, переносящие команды, называются кодовыми комбинациями. Соответствие между командами и кодовыми комбинациями заранее однозначно устанавливается и закрепляется в конструкции бортовых и наземных кодирующих и декодирующих устройств.

Кодовые комбинации состоят из более простых сигналов, называемых элементарными сигналами, или элементами кода. Например, элементарным сигналом может быть одиночная посылка напряжения звуковой частоты F , длительностью τ и амплитудой U (рис. 2.8).

Элементарные сигналы должны обладать отличительными признаками, позволяющими уверенно выделить их из других сигналов и из помех на приемной стороне радиолинии. Когда же элементы выделены, нужно еще иметь возможность различать разные элементарные сигналы одного и того же кода. Так, элементарные сигналы, один из которых показан на рис. 2.8, могут иметь одинаковые значения τ и U и ряд фиксированных, заранее известных значений частоты $F_1, F_2, \dots, F_m$. Знание этих величин позволит выделить элементы кода из помех. Различать же элементы кода между собой можно по величинам частоты $F_1—F_m$. Такие коды называют частотными.

Вся совокупность элементарных сигналов, предназначенных для построения кодовых комбинаций, называется алфавитом кода. В этом термине использована аналогия с обычным понятием алфавита, как набора букв, из которых слагаются слова какого-либо языка. Поэтому и кодовые комбинации, продолжая аналогию, часто называют словами. Количество различных элементов в алфавите кода называется основанием кода и обозначается буквой m .

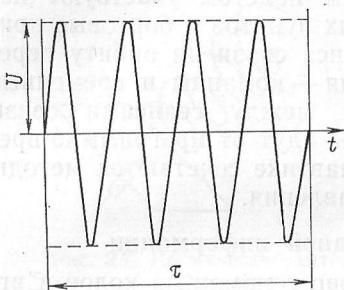


Рис. 2.8. Элементарный сигнал частотного кода.

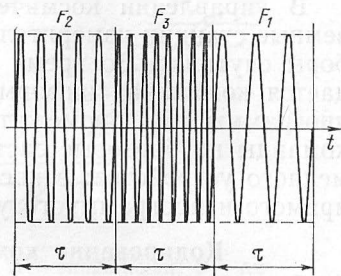


Рис. 2.9. Кодовая комбинация (последовательный частотный код).

Отдельные элементарные сигналы, образующие кодовую комбинацию, чаще всего располагаются во времени последовательно друг за другом, как показано на рис. 2.9. Коды, построенные по такому принципу, называют последовательными. Число элементов в кодовой комбинации называется значностью кода и обозначается через n . При передаче команд в системах управления все кодовые комбинации имеют обычно одинаковую значность.

Возможно иное построение кодовых комбинаций, когда все элементарные сигналы передаются одновременно, но по разным проводам. Такие коды называют параллельными. При передаче кодовых комбинаций по радио роль отдельных проводов могут играть различные несущие или поднесущие частоты.

Перенумеруем все элементарные сигналы, относящиеся к алфавиту кода, приписывая им номера от 0 до $m-1$. Обычно величина основания кода m не превышает 10, следовательно, для нумерации элементов будет достаточно десяти цифр (от 0 до 9) десятичной системы счисления. Теперь запишем цифры, обозначающие элементы кодовой комбинации, слева направо в том же порядке, в котором сами элементы кодовой комбинации передаются по радиолинии. Тогда мы получим некоторое число, однозначно описывающее кодовую комбинацию. Очевидно, что количество разрядов в этом числе будет равно значности кода n , а основание системы счисления для чисел, обозначающих кодовые ком-

бинации,— основании кода m . Таким образом, мы нашли удобный способ условной записи всех кодовых комбинаций, входящих в код с заданным основанием и значностью. Например, обозначая для кода, одна из комбинаций которого показана рис. 2.9, частоты F_1, F_2, F_3 цифрами 0, 1, 2, можно изобразить эту кодовую комбинацию числом 120 (основание системы счисления $m=3$, количество знаков $n=3$). Все остальные кодовые комбинации того же кода будут представлены числами от 000 до 222 включительно.

Общее число N возможных кодовых комбинаций определяется формулой

$$N = m^n. \quad (2.3)$$

Действительно, в первом разряде кодовой комбинации может стоять любой из m различных элементарных сигналов, т. е. для однозначного кода количество комбинаций $N=m$. В двузначном коде в каждой из m комбинаций однозначного кода можно добавить один из m элементов во втором разряде, что дает $N=m^2$ комбинации. Продолжив подобные рассуждения, получим формулу (2.3).

Кодом называют совокупность кодовых комбинаций и соответствующих им команд. Число команд не может превышать величины, определяемой соотношением (2.3), но часто число N_k передаваемых команд берут заведомо меньшим, чем число возможных кодовых комбинаций N . Такие коды называются избыточными. Как будет выяснено ниже, они помогают защитить передаваемые команды от действия помех.

Элементы, образующие алфавит кода, могут различаться не только по частоте, как на рис. 2.9. Возможны и другие отличительные признаки. Наиболее часто, кроме частотных, используются фазовые и амплитудные различия (рис. 2.10).

Два элемента в виде посылок гармонических колебаний могут иметь неизменную длительность и частоту, а различаться только значениями начальной фазы $\varphi=0$ и $\varphi=\pi$ (фазовый код). Этим двум значениям начальной фазы можно приписать цифры 0 и 1. Или же элементы кода можно представить в виде кратковременных импульсов постоянной амплитуды и длительности, располагаемых в начале интервалов времени, отводимых для

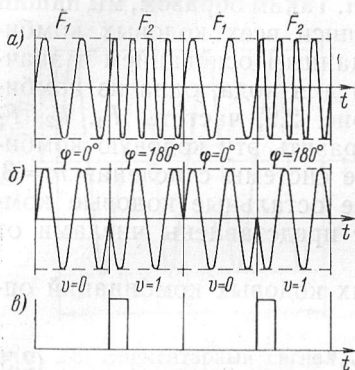


Рис. 2.10. Кодовые комбинации: а — частотный код; б — фазовый код; в — импульсный код.

Это вызвано прежде всего тем, что команды часто вырабатываются электронными вычислительными машинами, и наиболее удобно, чтобы источник команды — машина и линия ее передачи функционировали в единой системе кодирования. А для электронных вычислительных машин характерны именно двоичные коды. Кроме того, при передаче команд обычно бывают необходимы различные счетчики, делители частоты, запоминающие ячейки и другие схемные элементы, которые наиболее просто выполнить тоже при использовании двоичного кода. В системах радиуправления двоичные коды практически вытеснили все остальные.

Для повышения достоверности команд, когда их передают при помехах, часто прибегают к усложнению элементарных сигналов. Скажем, обозначают 0 и 1 не с помощью одиночных импульсов, а группой из нескольких импульсов — например, из трех, как на рис. 2.11. Можно отметить, что известно большое разнообразие элементарных сигналов, применяемых для повышения помехоустойчивости.

Типы команд. Для управления космическими объектами используются разовые и числовые команды.

Разовые команды предназначены для включения, выключения или переключения каких-либо цепей в бортовой аппаратуре. Исполнение таких команд на борту

разрядов кода (импульсный код). При этом различия элементов будут состоять в том, есть ли импульс в назначенном месте временного интервала (1) или импульс там отсутствует (0). Все три кодовые комбинации, показанные на рис. 2.10, имеют одинаковое числовое изображение — 0101 в двоичной системе счисления.

Двоичные коды, т. е. коды, у которых основание $m=2$, получили наиболее широкое распространение в технике радиуправления.

спутника можно поручить, например, электромагнитным реле или другим устройствам аналогичного назначения. Число команд зависит от сложности бортовых систем спутника, т. е. от объема решаемых им задач. Обычно требуется передавать несколько десятков разовых команд.

Защита от помех — ответственная задача. Подчас приходится идти на значительное усложнение кода, чтобы гарантировать достоверное прохождение команды при сильных помехах. Это особо относится к тем разовым командам, последствия искажения которых нельзя исправить (например, несвоевременное включение тормозного двигателя на космическом корабле). Подобные команды требуют наиболее тщательной защиты от помех.

Разовые команды, как можно считать, имеют два уровня: 0 (команды нет) и 1 (команда передана). Числовые команды отличаются от них прежде всего тем, что имеют несколько (более двух) уровней. Например, при коррекции траектории межпланетной станции для программного разворота в одной из плоскостей можно предусмотреть целый ряд командных уровней между 0 и наибольшим значением, принимаемым за 1 (например, 180°). Эти уровни заранее устанавливаются, и каждому из них приписывается отдельная кодовая комбинация.

Скорость передачи информации. Кодовые комбинации, переданные по радиолинии, переносят с собой определенные сведения — информацию. Для сравнения различных радиолиний между собой было бы желательно иметь численную оценку для величины информации, переносимой одной командой. Точно так же нужна численная оценка для количества информации, которое передается по радиолинии в единицу времени, для скорости передачи информации.

В самом простом случае радиоуправляемая аппаратура имеет только два возможных состояния: «включено» или «выключено». При одном возможном состоянии аппаратуры управлять ею невозможно (да и бессмысленно). Для простейшего случая пригоден код

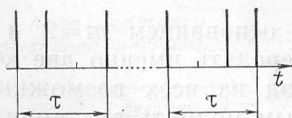


Рис. 2.11. Элементарные сигналы импульсного кода (пример).

с основанием $m=2$ и значностью $n=1$, позволяющий передать именно две команды — тоже наиболее простой код из всех возможных. Представляется целесообразным принять это минимальное количество информации, переносимой одной командой, за единицу.

Если число возможных состояний управляемой аппаратуры больше двух, то содержание команд более разнообразно, а каждая из команд будет нести больший объем информации. Пусть для обозначения команд взяты все N кодовых комбинаций, подсчитываемых по формуле (2.3), и передача любой из них по радиолинии равновероятна. Тогда количество информации I , приходящееся на одну команду, можно определить соотношением

$$I = \log_2 N = n \log_2 m. \quad (2.4)$$

Оказывается, что такая оценка информации очень удобна на практике и, кроме того, хорошо согласуется с нашими интуитивными представлениями. Действительно, если $N=1$ (одно состояние управляемой системы), то по формуле (2.4) находим $I=0$ — информация не переносится, и управление невозможно. При $N=2$ получаем $I=1$, т. е. за единицу количества информации (двоичная единица, дв. ед.) принимается то количество информации, которое переносит одна команда в простейшем случае управления. Далее, из формулы видно, что количество информации пропорционально числу разрядов кода n , т. е. продолжительности сигнала, и это тоже понятно. Наконец, количество информации зависит от содержания каждого элемента сообщения — от основания кода, но зависимость не пропорциональная, а подчиняется логарифмическому закону.

Передача каждой команды продолжается t_k секунд. При этом если длительность одного разряда — τ , а их число в кодовых комбинациях — n , то продолжительность кодовой комбинации

$$t_k = n\tau. \quad (2.5)$$

Скорость передачи информации естественно определить отношением количества информации ко времени передачи

$$R = \frac{I}{t_k} = \frac{\log_2 m}{\tau}. \quad (2.6)$$

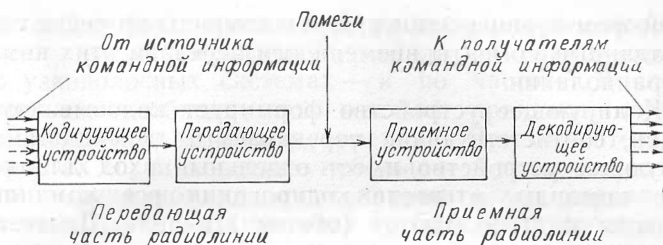


Рис. 2.12. Командная радиолиния.

Для двоичного кода, находящего наибольшее пространство в линиях радиоуправления, $m=2$ и скорость передачи информации

$$R = \frac{1}{\tau}. \quad (2.7)$$

Эта формула не учитывает служебных (разделительных) посылок, которые часто включают в кодовые комбинации для обеспечения работы декодирующего устройства (например, для разделения соседних команд). Они, замедляя передачу команд, не несут полезной информации. Формула не учитывает также избыточности кода, но об этом речь впереди.

Структурная схема радиолинии. Вся аппаратура, участвующая в передаче команд на спутники или межпланетные станции (рис. 2.12), разбивается на две группы устройств: передающую часть радиолинии (расположена на измерительном пункте) и приемную часть радиолинии (на управляемом объекте). Передающая часть радиолинии включает в себя кодирующее и передающее устройства. На рис. 2.12 опущены некоторые второстепенные элементы, не имеющие принципиального значения.

На вход кодирующего устройства поступают команды от источника командной информации. Источником информации может быть электронная вычислительная машина, или командный пульт, на котором оператор с помощью кнопок, тумблеров и т. п. замыкает цепи, необходимые для выдачи тех или иных команд, или, наконец, автоматическое программно-временное устройство,

в котором заранее записаны все команды на сеанс связи и заданные моменты времени для передачи этих команд по радиолинии.

Кодирующее устройство формирует кодовые комбинации, соответствующие передаваемым командам. Кодирующее устройство имеет отдельный вход для каждой команды, а после кодирования все командные сигналы идут по одному (общему) каналу. Далее следует передатчик, где осуществляется модуляция командными сигналами несущей частоты, и среда, в которой электромагнитные колебания от передающей антенны распространяются к спутнику или межпланетной станции.

В приемном устройстве высокочастотный сигнал детектируется, т. е. форма сигнала восстанавливается такой, какой она была на выходе кодирующего устройства. Декодирующее устройство имеет общий вход для всех кодовых комбинаций и отдельные выходы для каждой команды. Оно должно отождествить принятые сигналы с определенными командами и направить их к получателям командной информации, например, в виде замыкания контактов реле (разовые команды) или в виде последовательности импульсов двоичного кода (числовые команды).

На рис. 2.12 отмечены радиопомехи, которые всегда сопутствуют передаче команд. Это атмосферные или космические шумы, помехи от паразитных источников электромагнитных колебаний (электродвигатели, искрящие контакты реле и др.), а также излучения соседних по частоте и по местоположению радиопередатчиков, мешающих приему команд.

Рассмотренная упрощенная схема, конечно, может дать лишь самое общее представление о космических радиолиниях, предназначенных для управления полетом. При воплощении этих схем в реальную аппаратуру приходится учитывать многие особенности космической связи. Это, во-первых, большие расстояния, на которые требуется передавать радиосигналы. Отсюда вытекает применение остронаправленных антенн, концентрирующих энергию передатчика в узком луче, и большие мощности самих передатчиков, а также высокая чувствительность приемников. Во-вторых, быстрое перемещение спутника в пространстве во время передачи команд.

что требует предварительного расчета целеуказаний для антенн и сопровождения сигнала по направлению, а в узкополосных системах — и по частоте Доплера. В-третьих, необходимость жесткой привязки передаваемых команд к единому времени. При значительных скоростях спутников даже небольшие неточности во времени выдачи команд могут нарушить ход управления полетом. И, наконец, высокие требования к достоверности команд. Ошибки в передаче команд при управлении космическими объектами часто могут привести, как уже отмечалось, к непоправимым последствиям.

Действие помех

Будем считать, что помехи в бортовом приемном устройстве космической радиолинии имеют случайный характер, изменение напряжения помех подчиняется вероятностным законам. Если интенсивность помех невелика, то кодовые комбинации принимаются без искажения. Это — наиболее благоприятный случай: на спутнике будет принята и исполнена та самая команда, которая была передана с Земли.

При возрастании интенсивности помех начинаются искажения. Возможны два случая. Первый из них: искажения кодовой комбинации таковы, что она вообще не регистрируется декодирующим устройством радиолинии, т. е. искаженная комбинация не совпадает ни с одной из N_k разрешенных кодовых комбинаций, на которые рассчитано декодирующее устройство. На месте переданной команды возникает пропуск. Такое событие назовем подавлением команды. Второй случай: искаженная помехой кодовая комбинация ошибочно регистрируется декодирующим устройством, как другая комбинация, также относящаяся к N_k разрешенным кодовым комбинациям. На спутнике исполняется ложная команда, т. е. не та, которая была передана. Это событие назовем трансформацией команды.

Экспериментальным или расчетным путем можно найти вероятности этих событий: вероятность правильного приема $P_{\text{п}}$, подавления $P_{\text{п}}$ и трансформации $P_{\text{т}}$. Каких-либо иных результатов передачи команды, кроме трех перечисленных, очевидно, быть не может. Они образуют, как говорят в теории вероятностей, полную

группу несовместимых событий, и поэтому сумма их вероятностей равна единице

$$P_n + P_{\pi} + P_{\tau} = 1. \quad (2.8)$$

Подавление и трансформация команды возникают на приемной стороне радиолинии при наложении во времени помехи на сигнал. Но ложная команда может появиться и при неработающем передатчике, в паузе между соседними командами вследствие действия на входе приемника одних только помех. Это произойдет, если помеха образует напряжение, случайно совпадающее по форме с одной из N_k разрешенных кодовых комбинаций. Такое событие назовем подделкой, или имитацией, команды: на объекте исполняется одна из команд, предусмотренных для передачи, хотя никакая команда в действительности не передавалась. Вероятность имитации P_{π} зависит от продолжительности включения приемника. Поэтому бортовой приемник командной радиолинии обычно включают незадолго до начала сеанса связи и выключают сразу же после окончания сеанса. Вероятность имитации зависит также от выбранного кода и помехоустойчивости его элементарных сигналов.

Достоверностью команды называют вероятность того, что принятая на спутнике команда не является ложной. Ошибочные команды могут возникнуть по двум причинам: из-за трансформации и из-за подделки — имитации. Достоверность команд тем выше, чем меньше вероятность трансформации P_{τ} и вероятность имитации P_{π} . В реальных радиолиниях при случайных помехах вероятность имитации команд обычно мала. Напротив, трансформация команд возникает часто, и с ней приходится серьезно бороться.

Рассмотрим передачу команд двоичным импульсным кодом, когда элементарные сигналы — это импульсы, располагаемые в начале временных интервалов, отводимых для каждого разряда; единицы изображаются импульсами в начале интервалов, нули условно обозначаются отсутствием импульсов. На рис. 2.13 показана кодовая комбинация 10110 этого кода ($n=5$).

Не вдаваясь в детали воздействия помех на такой сигнал (это воздействие происходит еще в высокочастотных цепях приемника), заметим только, что оно сводится к двум событиям: первому — когда импульс в на-

чале очередного элементарного интервала подавлен помехой (и в кодовой комбинации на месте 1 появляется 0), и второму — когда в начале очередного элементарного интервала из помех образуется ложный импульс (и в кодовой комбинации на месте 0 появляется 1). Предположим для простоты, что оба события (превращение 1 в 0 и 0 в 1) имеют одинаковую вероятность, которую обозначим через p .

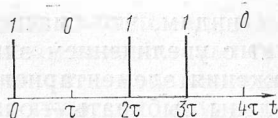


Рис. 2.13. Кодовая комбинация двоичного импульсного кода.

Найдем вероятность трансформации. Пусть команды передаются по радиолинии n -разрядными комбинациями двоичного импульсного кода без избыточности (все $N=2^n$ комбинаций — разрешенные). Считаем, что искажения элементарных сигналов в различных разрядах кодовой комбинации статистически независимы. В этих условиях можно воспользоваться известной из теории вероятностей схемой независимых испытаний (биномиальный закон распределения).

Мы условились, что все $N=2^n$ кодовые комбинации использованы для передачи команд. Это значит, что если хотя бы в одном из разрядов переданной кодовой комбинации возникнет искажение элементарного сигнала (0 превратится в 1 или, наоборот, 1 в 0), то на управляемом космическом объекте будет принята и исполнена другая — не переданная команда, а ложная. Возникает трансформация команды. Схема независимых испытаний позволяет рассчитать вероятность этого события

$$P_{\tau} = 1 - (1 - p)^n, \quad (2.9)$$

где p — вероятность искажения элементарного сигнала, n — значность кода.

Формулу (2.9) можно упростить. Дело в том, что вероятность искажения элементарного сигнала p в реальных радиолиниях достаточно мала — она обычно не превышает 0,001, а во многих случаях еще меньше. При этом можно приближенно считать $(1 - p)^n = 1 - np$. Тогда вместо формулы (2.9) получим

$$P_{\tau} = np. \quad (2.10)$$

Мы видим, что опасность трансформации команды растет с увеличением значности кода и вероятности p искажения элементарного сигнала. Значность кода мы не вольны выбирать — она определяется количеством передаваемых разовых команд или уровней числовых команд по формуле $N=2^n$. Следовательно, единственный путь борьбы с трансформацией команды в избыточном коде — снижение вероятности p , т. е. выбор более помехоустойчивых элементарных сигналов.

Прежде всего помогает увеличение мощности — превышение мощности элементарного сигнала над помехой. Наиболее опасны помехи на предельном расстоянии от передатчика, когда полезный сигнал становится слабым. Далее, помехоустойчивость элементарного сигнала зависит от его формы — например, три импульса вместо одного в каждом разряде (рис. 2.11) могут значительно улучшить дело. Разработаны многочисленные способы построения помехоустойчивых сигналов и способы их приема.

Но основной путь борьбы с трансформацией — изменение избыточных кодов. В них, как уже говорилось, число возможных кодовых комбинаций $N=2^n$ больше, чем число команд N_k , т. е. наряду с N_k разрешенными имеются еще $N - N_k$ запрещенных кодовых комбинаций, не используемых для передачи команд. Искажение одного или нескольких элементов в кодовой комбинации избыточного кода необязательно приводит к приему на спутнике ложной команды. Искраженная кодовая комбинация может попасть в число запрещенных, и тогда трансформации команды не случится. Ложная команда появится лишь тогда, когда помеха превратит переданную по радиолинии (т. е. разрешенную) кодовую комбинацию в другую комбинацию, которая тоже относится к числу N_k разрешенных и уже использована для кодирования какой-либо из N_k команд.

В этом состоит принцип борьбы с трансформацией. Превращение переданной (разрешенной) кодовой комбинации в запрещенную как раз и означает обнаружение ошибки, т. е. кодовой комбинации с искаженными элементами. Такие кодовые комбинации отсеиваются, они не проходят через декодирующее устройство, и вместо переданной команды на управляемом объекте фиксируется пропуск — подавление команды.

Можно сказать, что нежелательное явление — трансформацию команды — заменяют тоже нежелательным, но все же менее опасным явлением — подавлением команды. Считается, что не принятую на спутнике команду можно передать повторно, и что для этого найдется достаточно времени. В большинстве случаев это, действительно, справедливо, но бывают и исключения.

Теперь познакомимся с простейшими применениями этого общего принципа.

Повторение команд. Для кодирования команд отводится ровно вдвое больше разрядов, чем было бы необходимо в избыточном коде. На первой (основной) половине каждой кодовой комбинации записывается избыточный код команды, число n_0 основных разрядов определяется из обычного условия $N_k = 2^{n_0}$. На второй (избыточной) половине кодовой комбинации команда повторяется еще раз. Очевидно, что число избыточных разрядов в кодовой комбинации $n_n = n_0$, а полное число разрядов $n = n_0 + n_n = 2n_0$.

На приемной стороне радиолинии разряды, входящие в основную и избыточную части кодовой комбинации, попарно сравниваются: 1-й с $n_0 + 1$ -м, 2-й с $n_0 + 2$ -м и т. д. Если все n_0 пар имеют совпадающее содержание (нули и единицы), то считают, что пришедшая на спутник кодовая комбинация не содержит искаженных элементов, ее декодируют, и команду исполняют. Если при сравнении разрядов хотя бы один раз отмечено несовпадение — это и служит признаком ошибки.

Посмотрим, какие ошибки могут быть обнаружены и какие — нет. Если во всей n -разрядной кодовой комбинации искажен только один элементарный сигнал, то, очевидно, такая ошибка всегда обнаружится при сравнении разрядов. Ошибки будут обнаружены и в том случае, когда искажены сигналы в любом нечетном числе разрядов.

Но искажения в четном числе разрядов обнаруживаются не всегда. Не будут выявлены ошибки, происшедшие в двух разрядах, которые занимают одинаковое положение в основной и избыточной частях n -разрядной кодовой комбинации. Например, не будет замечено искажение элементов в 1-м и $n_0 + 1$ -м разрядах, так как и после искажения помехой обоих элементов они останутся одинаковыми. Такие ошибки не будут обнару-

жены, и произойдет трансформация команды. Не сможем мы заметить и четырехкратного искажения разрядов, например, 1-го, 2-го и $n_0 + 1$ -го, $n_0 + 2$ -го. Однако из теории вероятностей известно, что с увеличением кратности ошибки ее вероятность очень быстро падает. Поэтому четырехкратные ошибки можно не учитывать. Значит, остается найти вероятность всех двукратных ошибок в одинаково расположенных разрядах двух половин кодовой комбинации. Остальные двукратные ошибки (например, в 1-м и $n_0 + 2$ -м разрядах) выявляются при сравнении обеих частей кодовой комбинации и не опасны.

Нужную нам вероятность трансформации команды можно определить по формуле биномиального закона распределения. Если дополнительно предположить, как обычно и выполняется на практике, что $p \leq 0,001$, то получим (см. например, [5])

$$P_T = n_0 p^2. \quad (2.11)$$

Это соотношение свидетельствует, что повторение команды может дать существенное снижение вероятности трансформации. При использовании избыточного n_0 -разрядного кода вероятность трансформации определялась бы формулой (2.10), где $n = n_0$. Используя отношение величин, рассчитанных по формулам (2.10) и (2.11), находим, что повторение команды снижает вероятность трансформации в $1/p$ раз. При $p = 0,001$ получим 1000-кратное уменьшение вероятности. Но за такой выигрыш, естественно, приходится платить. Плата известна: это избыточные разряды. При повторении команд избыточных разрядов должно быть столько же, сколько и основных, минимально необходимых для передачи заданного числа команд. Стало быть, при повторении команд увеличивается время передачи каждой команды и падает скорость передачи информации.

Можно говорить о скорости передачи полезной информации

$$R_{\Pi} = \frac{I_{\Pi}}{t_c} = \frac{n_0 \log_2 m}{t_c}, \quad (2.12)$$

где I_{Π} — объем полезной информации, определяемый n_0 основными разрядами кодовой комбинации; t_c — общее время передачи команды, т. е. основных разрядов, избы-

точных разрядов и разделительных посылок. При повторении команд (отбрасывая разделительные посылки)

$$t_c = (n_o + n_n) \tau = 2n_o \tau, \quad (2.13)$$

где τ — продолжительность элементарного сигнала. Тогда по формуле (2.12) получаем, учитывая, что для двоичного кода $\log_2 m = 1$,

$$R_{\Pi} = \frac{1}{2\tau}. \quad (2.14)$$

Скорость передачи полезной информации уменьшилась вдвое по сравнению со скоростью передачи информации, выраженной формулой (2.7).

Команды можно повторять не один раз, а дважды. Тогда число избыточных разрядов должно быть увеличено: $n_n = 2n_o$. Общее число разрядов в кодовых комбинациях станет равным $n = n_o + n_n = 3n_o$. На приемной стороне радиолинии сравниваются разряды, занимающие одинаковое положение в основной, в первой избыточной и во второй избыточной частях кодовой комбинации. Вероятность необнаруженной ошибки, т. е. трансформации команды, определяется аналогично:

$$P_{\tau} = n_o p^3. \quad (2.15)$$

Двукратное повторение команд ведет к еще большему снижению вероятности трансформации. Но, очевидно, одновременно падает скорость передачи — в три раза по сравнению с n_o -разрядным неизбыточным кодом. Кроме того, при увеличении числа разрядов возрастает опасность подавления команды. При высоких требованиях к достоверности можно повторять команды и большее число раз.

Код с четным числом единиц. Мы уже убедились, что благодаря избыточным разрядам можно значительно повысить достоверность команд. Существует большое число помехоустойчивых кодов, основанных на этом принципе. Стараются получить возможно более существенное снижение вероятности трансформации команды при наименьшей избыточности. Кроме того, желательно, чтобы аппаратная реализация кодирующих и декодирующих устройств при этом была бы не слишком сложной.

Познакомимся с простейшим из помехоустойчивых кодов, требующим всего лишь одного избыточного разряда. Первые n_0 разрядов кодовой комбинации (основная часть комбинации) несут одну из $N_k = 2^{n_0}$ команд. Последний n -й разряд (избыточный) заполняется нулем или единицей в зависимости от того, сколько единиц содержится на n_0 основных разрядах. Нужно, чтобы число единиц во всей n -разрядной кодовой комбинации ($n = n_0 + 1$) было четным. Например, если основная часть кодовой комбинации выглядит так: 10110101 ($n_0 = 8$), то девятый — избыточный — разряд должен быть заполнен единицей, чтобы получить общее четное число единиц (шесть).

На приемной стороне радиолинии прежде всего подсчитывают количество единиц в принятой кодовой комбинации. Если оно четное, то считают, что в кодовой комбинации ошибок нет, последний разряд отбрасывают и полученную после этого кодовую комбинацию декодируют. При нечетном числе единиц кодовую комбинацию считают ошибочной и бракуют.

Рассчитаем вероятность трансформации команды. Сразу же отмечаем, что искажение одного (любого) элемента кодовой комбинации всегда обнаруживается: число единиц неминуемо становится нечетным, такая кодовая комбинация бракуется. Хуже обстоит дело при искажении двух элементов. Каковы бы они ни были до искажения — две единицы, два нуля или ноль и единица, — четность числа единиц в кодовой комбинации после искажения не нарушится. Ошибка пройдет незамеченной, и возникнет трансформация команды. То же самое произойдет при искажении четырех и другого четного числа элементов.

Практически можно ограничиться расчетом вероятности искажения в двух разрядах: трехкратную ошибку, как и любую другую нечетной кратности, такой код обнаружит, а четырехкратные и другие четные ошибки имеют ничтожно малые вероятности. Применяв известную из теории вероятностей схему независимых испытаний, найдем вероятность трансформации (при малых значениях p)

$$P_T = \frac{n_0(n_0 + 1)}{2} p^2. \quad (2.16)$$

Сравнивая эту формулу с вероятностью трансформации команды для избыточного кода $P_T = n_0 p$, убеждаемся, что выигрыш составит $2/(n_0 + 1)p$. Например, если $n_0 = 9$, $p = 0,001$, то вероятность трансформации для кода с четным числом единиц упадет в 200 раз. Скорость передачи полезной информации, конечно, уменьшится, но из-за небольшого числа избыточных разрядов уменьшение будет незначительным. Поэтому коды с четным числом единиц нашли большое распространение.

Радиолинии с обратным каналом. Достоверность можно во много раз повысить, если использовать при передаче команд обратный канал, по которому на передающую сторону радиолинии поступают сведения о том, как приняты команды на спутнике. Радиолинии с обратным каналом (или с обратной связью) получили широкое применение.

Не вдаваясь в теорию работы таких радиолиний, рассмотрим два примера. Можно поступить так: принятую на управляемом объекте кодовую комбинацию, предварительно записав ее там в регистре, передать по обратному каналу назад на Землю. Здесь можно поразрядно сравнить две кодовые комбинации — исходную, действительно переданную на спутник, и поступившую со спутника по обратному каналу. При их полном совпадении логично предположить, что и та кодовая комбинация, которая оставалась записанной в регистре на спутнике, тоже не содержит ошибок. Теперь можно послать на спутник сигнал, разрешающий исполнение поступившей ранее и записанной в регистре команды.

Если же при сравнении на Земле двух кодовых комбинаций в них будут обнаружены несовпадающие элементы в одноименных разрядах, делается вывод об ошибочном приеме, запись в бортовом регистре стирается, и команда передается повторно. В зависимости от уровня помех передача может продолжаться несколько раз. Это — первый возможный способ использования обратного канала.

Можно поступить иначе: послать на спутник кодовую комбинацию команды с использованием описанного выше метода повторения или каким-либо из кодов, позволяющих обнаружить ошибки. Тогда, проведя на спутнике анализ сигналов, например, попарное срав-

нение разрядов основной и избыточной частей кодовой комбинации (при повторении команды), можно сделать вывод о том, имеются ли в принятом сигнале ошибки. Далее, на Землю посылается сигнал «да», разрешающий передачу очередной команды, если ошибок не обнаружено, или сигнал «нет», требующий повторения команды при обнаружении в ней ошибок. Сигналы «да» и «нет», передаваемые по обратному каналу радиолинии, называются квитанциями.

В чем заключается различие между двумя применениями обратного канала? В первом случае решение о том, содержит ли ошибку кодовая комбинация, поступившая на космический объект, принимается на Земле, во втором случае это решение принимается на самом управляемом объекте. Системы передачи информации первого типа называют системами со сравнением, второго типа — системами с переспросом. Наши примеры, естественно, далеко не исчерпали всех существующих вариантов построения систем с обратным каналом. Объем информации, передаваемой по обратному каналу, в системах со сравнением обычно значительно больше, чем в системах с переспросом. Это подтверждается рассмотренными примерами. Между тем возращение информации, передаваемой со спутников, как правило, нежелательно.

Применение обратного канала позволяет увеличить достоверность команд, но это, так же как и при простом повторении команд и помехоустойчивом кодировании в системах без обратного канала, связано с избыточностью кода и со снижением скорости передачи полезной информации.

Характерной чертой всех систем с обратным каналом служит то, что в них скорость передачи информации — переменная. Она зависит от уровня помех: чем сильнее помехи, тем чаще возникают искажения, приводящие к повторной передаче команд. В системах без обратного канала избыточность должна быть выбрана с таким расчетом, чтобы обеспечить заданную достоверность при наиболее тяжелых условиях передачи команд, т. е. при наибольших помехах. При слабых помехах эта избыточность окажется излишней, она будет неоправданно снижать скорость передачи. В системах же с обратным каналом избыточность и скорость пе-

редачи информации автоматически устанавливаются на том уровне, который определяется реальной интенсивностью помех.

Программное управление

Программное управление спутниками и межпланетными станциями может осуществляться в двух вариантах. Во-первых, заранее могут быть назначены все необходимые для управления разовые и числовые команды, а также время их выдачи на бортовые системы относительно начального момента времени. 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 потребуется передача только одной разовой команды, по которой начнется исполнение программы. Программно-временное устройство получается наиболее простым, но жесткую программу нельзя изменять в полете.

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

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

Коррекция моментов выдачи разовых команд требуется, например, при неточном выводе спутника на расчетную орбиту. Предположим, что жесткая программа была рассчитана на один виток. Если реальная орбита спутника оказалась выше или ниже расчетной, то придется сжать или растянуть исполнение команд,

чтобы по-прежнему уложить программу точно на один оборот спутника вокруг Земли. Аналогичное положение складывается при спуске с орбиты и посадке 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.

Изменение траекторий спутников и межпланетных станций (§ 1.3) тоже осуществляется по программе. Здесь может быть заранее фиксирована очередность команд, а числовые значения команд — уставки — передаются на управляемый объект по радио. Программа управления объектом 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, наиболее точные, легкие и компактные. Схема на рис. 2.14 поясняет, как может быть построено такое электронное устройство для реализации жесткой программы. Оно состоит из часов и распределителя команд.

Часы — высокостабильный генератор импульсов, например кварцевый. От него на распределитель команд идут импульсы с периодом повторения 1 с. Задача распределителя — выдать на бортовые системы I—V командные сигналы в те моменты времени, которые требуются по программе. Таким образом, распределитель команд — это попросту счетчик, или делитель частоты повторения секундных импульсов, генерируемых часами. Временная последовательность импульсов на выходных контактах I—V определяется настройкой счетчика импульсов.

Программа может быть, например, такой, какая показана на рис. 2.15: командные импульсы выдаются на бортовые системы на 35-, 60-, 78-, 114- и 150-й секундах от начала выполнения программы, определяемого радиокомандой «Пуск программы». Это значит.

что на I выходной контакт распределителя должен поступить 35-й импульс (коэффициент деления счетчика — 35), на III контакт — 60-й и т. д. Роль команды «Пуск программы», по существу, состоит в замыкании цепи между генератором секундных импульсов (часами) и счетчиком импульсов.

Радиокоманды «Коррекция программы» изменяют в небольших пределах коэффициенты деления счетчика импульсов. Например, на III бортовую систему можно направить не 60-й импульс, а 58-й или 62-й. Можно предусмотреть несколько команд, изменяющих время выдачи меток на $\pm 3\%$, $\pm 5\%$ и т. д. Это, разумеется, далеко не единственный способ управления космическими объектами по жесткой программе и построения бортовых программно-временных устройств.

Управление по гибкой программе требует установки на спутнике более сложного программно-временного устройства. Сама программа представляет собой набор кодовых комбинаций — слов, несущих сведения о том, какие команды должны быть исполнены на космическом объекте и в какое время.

Примерное построение одной из кодовых комбинаций слова программы показано на рис. 2.16. Первая группа двоичных разрядов (ими начинается слово) обозначает момент текущего времени, к которому относятся команды I—V бортовым системам. Количество команд для каждой системы зависит от числа отведенных ей разрядов: так, на систему I можно передать три различные команды, условно обозначаемые как 01, 10 и 11 (код 00 несет информацию о том, что команда для

I системы не передается), на систему II — 31 команду и т. д.

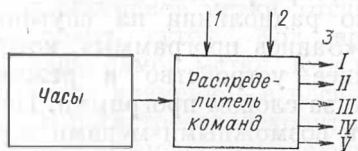


Рис. 2.14. Программно-временное устройство (жесткая программа).

1 — радиокоманда «Пуск программы»; 2 — радиокоманда «Коррекция программы»; 3 — командные сигналы для бортовых систем I—V.

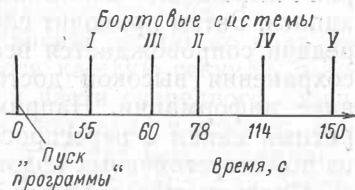


Рис. 2.15. Жесткая программа.



Рис 2.16. Слово временной программы.

Можно увеличить эту продолжительность вдвое или вчетверо при той же значности слов, если наметить моменты времени для исполнения команд не через каждую секунду, а реже — через 2 или 4 с.

Время, записанное в словах программы, отсчитывают от некоторого условного начала суток. Его можно назвать бортовым временем. При расчете программы нужно знать соотношение между бортовым и реальным (земным) временем. Для этого нужно передать на Землю одну из секундных меток бортовых часов и двоичный код бортового времени выбранной метки. Такая операция называется сверкой бортового и земного времени. Можно также предусмотреть разовую радиокоманду для установки бортовых часов на нуль в заданный момент земного времени.

На рис. 2.17 изображена наиболее простая схема бортового программно-временного устройства для гибкой программы. Его основные элементы — часы, распределитель команд, регистр и запоминающее устройство. Запоминающее устройство предназначено для записи и хранения слов программы, переданной с Земли во время сеанса связи. Прием программы на спутнике происходит так. Сначала по радиолинии на спутник поступает разовая команда «Запись программы», которая переводит запоминающее устройство в режим записи. Затем приходит слово за словом программа. Передача сопровождается всеми возможными мерами для сохранения высокой достоверности принятой на спутнике информации. Например, можно использовать обратный канал с переспросом в сочетании с каким-либо из помехоустойчивых кодов.

Программу завершает разовая команда «Пуск программы», она возвращает запоминающее устройство

Продолжительность программы зависит от числа разрядов во временной части слова. Например, если программа рассчитана на одни сутки (86 400 с), то временная часть слова должна содержать 17 двоичных разрядов ($2^{17} = 131\,072$).

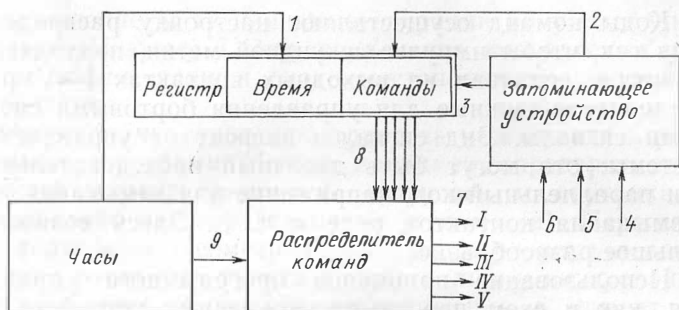


Рис. 2.17. Программно-временное устройство (гибкая программа).

1 — код меток бортового времени; 2 — код временной части слова; 3 — код командной части слова; 4 — радиокomанда «Запись программы»; 5 — радиокomанда «Пуск программы»; 6 — слова программы; 7 — командные сигналы для бортовых систем I—V; 8 — коды команд для бортовых систем I—V; 9 — секундные метки бортового времени.

в режим исполнения программы. Тотчас же одно из слов, содержащее первые по времени исполнения команды и код времени для этих команд, переводится в регистр. Это повторяется и в последующем: как только исполняются команды, содержащиеся в слове, и регистр освобождается, в него немедленно переписывается из запоминающего устройства очередное по времени исполнения слово программы. Наибольшее возможное число слов программы для управления бортовыми системами спутников и межпланетных станций определяется емкостью запоминающих устройств.

Часы бортового программно-временного устройства каждую секунду вырабатывают импульс — метку времени и двоичный код этой метки, т. е. значение времени для секундной метки, отсчитанное от условного начала бортовых суток. Код времени выдается несколько раньше самой метки. Код времени поступает в регистр, а метка времени — в распределитель команд.

В регистре происходит сравнение двоичного кода текущего времени, изменяющегося каждую секунду, и записанного там кода временной части очередного слова. Текущее время нарастает, и, наконец, наступает момент, когда оба кода совпадают. Тогда командная часть слова, содержащая двоичные коды команд для бортовых систем, уходит в распределитель команд, и регистр освобождается для записи очередного слова,

Коды команд осуществляют настройку распределителя так, чтобы импульс секундной метки, приходящий от часов, создавал на выходных контактах I—V распределителя нужные для управления бортовыми системами сигналы. Вид сигналов зависит от управляемой системы: это могут быть двоичный последовательный или параллельный код, напряжение для замыкания или размыкания контактов реле и т. д. Здесь возможно большое разнообразие.

Использование принципов программного управления, как и схем программно-временных устройств, не является, конечно, какой-то привилегией космической техники. Эти принципы применяются для решения многих других задач. С одной стороны, космонавтика вобрала и продолжает вбирать в себя технический опыт смежных областей техники. С другой стороны, многие решения, впервые предложенные в космической технике, оказались и там бесполезными. Можно было бы назвать множество примеров для подтверждения этого, программное управление — один из них.

Для передачи на космические объекты команд и программ научно-исследовательские суда оснащены многофункциональными командно-траекторно-телеметрическими системами. Условия работы командных каналов этих систем, кроме необходимости стабилизировать положение остронаправленных антенн при волнении океана, не отличаются от условий работы на стационарных измерительных пунктах.

§ 2.3

ТРАЕКТОРНЫЙ КОНТРОЛЬ

Точное определение положения спутника или межпланетной станции и скорости их движения — важная задача технических средств, обеспечивающих полет. Как уже известно читателю, важность этой задачи обусловлена необходимостью прогнозировать траектории движения космических объектов. Знание точки пространства, в которой находится спутник в расчетный момент времени и будет находиться в последующие моменты, необходимо прежде всего для организации сеансов связи. Кроме того, без точного прогноза движения нельзя рассчитать моменты времени, в которые должны

быть выполнены те или иные операции по управлению полетом. Поэтому Центр управления космическим полетом всегда должен знать местоположение спутника и его скорость.

Известно, что точку пространства можно задать различными способами. Можно, например, определить в некоторый момент времени t_1 дальность до спутника и направление на него (азимут и угол места). Пересечение полусферы (геометрического места равноудаленных от измерительного пункта точек) и линии визирования спутника дает место его расположения в момент t_1 . Измерение этих же параметров в последующие моменты времени позволяет вычислить скорость спутника.

Возможен другой подход. Измеряя, например, одновременно дальности до спутника из трех наземных точек, мы можем найти его местоположение на пересечении трех полусфер. Эти примеры иллюстрируют два возможных подхода к организации измерений. Измерительные станции могут находиться либо в одном пункте на поверхности Земли и обеспечивать полный набор независимо измеряемых координат (однопунктовая измерительная система), либо могут быть расположены на удалении друг от друга и составлять единый территориальный измерительный комплекс. При этом совместное использование траекторной информации, полученной на всех пунктах и привязанной к единой шкале времени, позволит однозначно и точно определять координаты и скорость космического объекта.

Для измерения координат и их производных используют радиотехнические методы. В их основе лежат два свойства радиоволн: прямолинейность распространения и постоянство скорости. Правда, следует оговориться: этими качествами радиоволны обладают лишь в абсолютной пустоте. В атмосфере такое допущение справедливо лишь в первом приближении, пока мы не интересуемся источниками и величинами ошибок. В рамках принятого допущения постоянство скорости радиоволн в сочетании с умением точно измерять интервалы времени между посылаемыми с измерительного пункта сигналами и ответными сигналами со спутника позволяет определять дальность до него как величину

$$r = \frac{ct}{2}. \quad (2.17)$$

Здесь r — дальность до спутника; τ — задержка между моментами излучения сигналов с измерительного пункта и прихода ответных сигналов; c — скорость распространения радиоволн, $c = 3 \cdot 10^5$ км/с. Прямолинейность пути радиоволн в сочетании с умением пеленговать направление их прихода открывает возможность для измерения азимута и угла места.

Радиотехнические средства контроля космических траекторий используют диапазон ультракоротких радиоволн. Радиоволны этого диапазона проходят через атмосферу практически беспрепятственно. Однако оговорка «практически» очень существенна для точного контроля орбит. В атмосфере, ее нижних слоях (тропосфере) и верхних слоях (ионосфере), путь радиоволн искривляется вследствие изменения показателя преломления, а скорость распространения радиоволн изменяется по отношению к ее значению в пустоте. Это порождает ошибки измерения параметров движения спутника, и только глубокие знания особенностей тропосферы и ионосферы, учет их характеристик в момент измерения позволяют оценивать величины ошибок и вносить поправки в результаты измерения.

Наиболее серьезным источником ошибок является все же ионосфера. Ее состояние меняется очень динамично в течение суток, зависит от солнечной активности и не поддается строгому учету. Повышение частоты (уменьшение длины волны) измерительных сигналов способствует снижению вредного влияния ионосферы на точность измерений.

Ранее уже говорилось о необходимости концентрации энергии радиоволн в узком пространственном луче для достижения наибольшей дальности действия при ограниченных мощности передающих устройств и чувствительности приемников. Здесь УКВ-диапазон также обладает преимуществами. Известно, что чем больше отношение диаметра зеркала к длине волны, тем более узкий луч будет формироваться антенной. Поэтому с переходом к более коротким волнам решение задачи приема и передачи сигналов в узком створе пространства становится более легким, а точность фиксации линии пеленга — более высокой. Наконец, существенно и то, что в УКВ-диапазоне, особенно в его сантиметрово-вой области, гораздо меньше ощущается вредное

влияние так называемого космического радиошума. Этот постоянный источник помех в более длинноволновой области спектра снижает чувствительность приемных устройств.

Теперь более детально изложим способы измерения основных параметров движения спутника.

Измерение дальности

Рассмотрим работу простейшего измерителя, излучающего в сторону спутника гармонический радиосигнал $u = U \sin(2\pi ft + \varphi_0)$ и принимающего тот же сигнал либо после отражения от спутника, либо после переизлучения бортовым ответчиком. Сигнал появляется на входе наземного приемника с запаздыванием на время $\tau = 2r/c$. Нетрудно измерить разность фаз двух колебаний: переданного в момент времени t_1 и ответного сигнала в момент $t_1 + \tau$. Измеренная разность фаз равна $\varphi = 2\pi f\tau$, она может служить мерой дальности. Действительно, подставив значение $\tau = \varphi/2\pi f$ в формулу (2.17), мы получим возможность вычислить дальность, если знаем частоту сигнала f , скорость распространения радиоволн c и значение измеренной разности фаз φ .

Однако такой простейший измеритель дальности реализовать не удастся. Дело в том, что он работает однозначно, пока величина φ находится в пределах от 0 до 2π . Как только разность фаз превысит 2π , отсчеты фазометра начнут повторяться. Если принять условие $\varphi \leq 2\pi$, то получим, что для однозначного измерения дальности необходимо, чтобы выполнялось неравенство $f \leq c/2r$. Подставив для примера в эту формулу значение $r = 300$ км, получим, что частота излучения должна быть не выше 500 Гц. Как видно, эта частота очень далека от радиодиапазона и, следовательно, измерять дальность с помощью гармонического сигнала $u = U \sin(2\pi ft + \varphi_0)$ практически нельзя.

Для того чтобы реализовать измеритель дальности на практике, надо дополнительно отметить тем или иным способом участки колебаний, удаленные друг от друга на значительно большее расстояние, чем длина волны, и судить о дальности по результатам измерения задержки отмеченных участков колебания. Так в действительности и поступают.

В измерителях дальности часто используют импульсное излучение радиоволн. На рис. 2.18 показана диаграмма работы такого устройства, на рисунке изображены огибающие излученных и принятых радиоимпульсов. Из диаграммы видно, что достаточно тем или иным способом измерить интервал τ между моментами излучения радиоимпульсов и моментами появления на входе приемника ответных сигналов, как проблема измерения дальности будет решена. Измерение интервала τ можно осуществить, например, заполняя его импульсами со строго постоянной частотой повторения (их называют мерными импульсами) и подсчитывая число мерных импульсов за время τ .

Импульсный метод широко используется в радиолокации. Отличительная особенность станций траекторных измерений по сравнению с обычными радиолокаторами состоит в использовании активной ретрансляции. Установка ретранслятора на космических объектах позволяет повысить мощность полезного сигнала на входе приемника наземной станции и значительно увеличивает дальность действия измерительной системы.

Импульсному измерителю также свойственна опасность неоднозначного определения дальности, однако предельно допустимая дальность может быть выбрана здесь достаточно большой. Из рис. 2.18 видно, что при использовании периодически излучаемых радиоимпульсов максимальная задержка сигнала τ , вернувшегося от ретранслятора, не может быть больше $T_{\text{п}}$ — периода повторения импульсов. Используя формулу (2.17), запишем выражение для максимального значения однозначно измеряемой дальности при импульсном методе:

$$r_{\text{max}} = \frac{cT_{\text{п}}}{2}. \quad (2.18)$$

Для измерения дальности можно использовать не только импульсную модуляцию несущей частоты. Широко используется также излучение модулированного по амплитуде или фазе сигнала. Рис. 2.19 иллюстрирует такую возможность. Измерение запаздывания ретранслированного сигнала осуществляется после выделения огибающей (детектирования) с последующим измерением разности фаз на частоте модулирующего колебания. Такая система в принципе не отличается от рас-

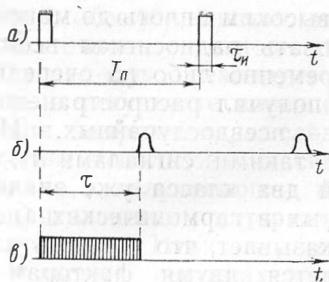


Рис. 2.18. Измерение дальности с помощью импульсного сигнала: а — излученный импульс; б — ответный импульс (огигающие радиопульсы); в — мерные импульсы.

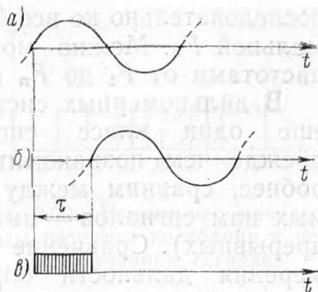


Рис. 2.19. Измерение дальности с помощью гармонического модулирующего сигнала: а — излученный сигнал; б — ретранслированный сигнал; в — мерные импульсы.

смотренного выше не реализуемого на практике измерителя, но теперь оценка предельной дальности относится уже не к несущей частоте радиоволн, а к частоте модуляции. Промодулировав несущую в УКВ-диапазоне частотой 500 Гц, мы одновременно удовлетворим двум требованиям: однозначно измерим дальность в пределах до 300 км и сможем использовать радиодиапазон для создания реально действующей системы. Обозначив частоту модуляции буквой F и опираясь на формулы $\varphi = 2\pi f\tau$ и $r = c\tau/2$, можно записать соотношение для расчета дальности:

$$r = \frac{c\varphi}{4\pi F}, \quad (2.19)$$

где φ — измеренная разность фаз.

Величина φ определяется всегда с некоторой ошибкой. Не вдаваясь в анализ, отметим лишь, что чем выше частота F , тем меньше ошибка измерения задержки τ и, следовательно, точнее измерение дальности. Поэтому в реальных дальномерных системах используют не одну модулирующую частоту, а несколько. Такие системы называют многошкальными. Сначала измеряют дальность грубо (с большой ошибкой), но однозначно. Затем уточняют результаты измерения, переходя от самой низкой модулирующей частоты F_1

последовательно ко все более высоким вплоть до максимальной F_n . Можно модулировать радиосигнал всеми частотами от F_1 до F_n одновременно либо по очереди.

В дальномерных системах получил распространение еще один класс сигналов — псевдослучайных. Но прежде чем познакомиться с такими сигналами подробнее, сравним между собой два класса уже знакомых нам сигналов — импульсных и гармонических (непрерывных). Сравнение их показывает, что точность измерения дальности определяется двумя факторами: отношением мощностей сигнал-шум и полосой, которую занимает в спектре радиоизлучения измерительный сигнал.

Импульсный измеритель дальности излучает энергию в течение очень коротких интервалов времени. Пусть длительность импульса $\tau_{\text{и}}$ равна 10^{-6} с. Эффективная полоса такого сигнала имеет порядок $2 \cdot 10^6$ Гц. Как видно, это намного больше тех 500 Гц, которые были необходимы в качестве модуляционной частоты для однозначного измерения дальности в рассмотренном выше примере. Чем короче импульс, тем круче фронт нарастания напряжения в тракте приемника и тем точнее можно зафиксировать момент появления импульса, т. е. тем точнее измерить дальность до космического объекта. Однако такое утверждение было бы верным, если бы при укорочении импульса не приходилось расширять полосу приемника для правильного воспроизведения сигнала. Вследствие расширения полосы увеличивается мощность помех, которые накладываются на полезный импульсный сигнал, искажают его форму, положение фронта на временной оси и, в конечном счете, ведут к неточности отсчета. Для того чтобы использовать большую крутизну фронта укороченного импульса, надо сохранить отношение сигнал-шум. А выполнить это при сокращении длительности импульса можно лишь путем повышения мгновенной мощности. В импульсных измерителях очень быстро был достигнут возможный предел повышения мгновенной мощности. Рост питающих напряжений и опасность электрического пробоя — вот те реальные ограничения, которые препятствуют увеличению мощности.

Измерители дальности с непрерывным излучением в этом смысле и проще; и надежнее. Необходимая энер-

гия, обеспечивающая достаточное отношение сигнал-шум, реализуется не в результате повышения напряжения, а вследствие использования сигнала, излучаемого на длительном интервале времени. Итак, в импульсных системах удастся реализовать большую эффективную полосу; при непрерывном излучении та же точность достигается при меньших полосах.

Объединить достоинства импульсного и непрерывного излучения удастся в устройствах, использующих псевдослучайные сигналы. В виде примера сформируем псевдослучайный сигнал следующим образом. В выражении гармонического колебания $u = U \sin(2\pi ft + \varphi_0)$ заменим постоянное значение начальной фазы φ_0 на функцию времени $\varphi(t)$, а модулирующую функцию $\varphi(t)$ представим в виде, изображенном на рис. 2.20. Эта функция имеет вид последовательности переключений начальной фазы несущего колебания со значения, равного нулю, на π . Моменты возможного переключения фиксированы, а интервалы между ними кратны τ_n , т. е. длительности импульса в ранее рассмотренной импульсной системе. На рис. 2.20 представлен отрезок такой функции, меньший чем ее период. Периодом функции $\varphi(t)$ мы будем называть временной отрезок (кратный интервалу τ_n), по истечении которого порядок следования переключений будет повторяться. Внутри любого интервала, равного периоду, порядок переключений представляется нам случайным. Существуют простые технические способы генерирования таких цифровых сигналов, общность которых по некоторым свойствам со случайными сигналами позволила назвать их псевдослучайными. Устройства, создающие эти сигналы-последовательности, обеспечивают возможность генерировать большое многообразие функций заданного периода и в большом диапазоне изменять величину периода повторения последовательности. В сигналах такого типа на протяжении периода начальная фаза практически равное число раз принимает оба своих значения. Спектр

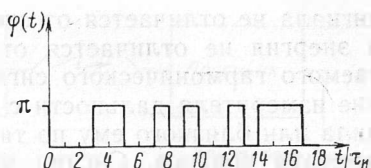


Рис. 2.20. Изменение начальной фазы несущего колебания в псевдослучайном сигнале.

сигнала не отличается от спектра одиночного импульса, а энергия не отличается от энергии непрерывно излучаемого гармонического сигнала. Очевидно, что построение измерителя дальности с использованием такого сигнала или близкого ему по типу — это наилучший способ решения вопроса. Сигнал может обеспечить однозначное и точное измерение дальности на любом удалении от Земли. Поэтому псевдослучайные сигналы находят применение и остаются вне конкуренции в космических измерительных системах.

Псевдослучайные сигналы оказываются очень полезными не только для измерения дальности, но и для решения других задач, таких как передача телеметрической информации или команд управления. Их использование открывает дополнительные возможности для создания многофункциональных космических радиотехнических систем, одновременно решающих различные задачи.

Попробуем представить теперь, как выглядят схемы измерителей дальности для рассмотренных сигналов. На рис. 2.21 изображена схема импульсного измерителя. Она состоит из наземной станции и бортового ретранслятора. Синхронизатор наземной станции вырабатывает опорные импульсы, из которых формируются радиоимпульсы передатчика, и мерные импульсы, с помощью которых измеряется запаздывание сигнала, пришедшего с космического объекта. Бортовой ретранслятор выделяет импульсы наземного передатчика и переизлучает их на Землю. Для селекции сигналов бортовой и наземный передатчики работают на разных несущих частотах. Оба импульса — опорный и задержанный — поступают на измеритель задержки. Он представляет собой счетчик мерных импульсов. Зная частоту следования мерных импульсов, нетрудно перевести их измеренное число за время τ в длительность задержки и дальность r .

Схема измерителя дальности, использующего сигналы в виде низкочастотных гармонических колебаний, по начертанию не отличается от приведенной на рис. 2.21. Синхронизатор вырабатывает опорные гармонические колебания на частотах $F_1 — F_n$ и мерные импульсы. В измеритель задержки поступают опорные модулирующие синусоидальные сигналы и такие же



Рис. 2.21. Импульсный измеритель дальности.

1 — опорный импульс; 2 — ретранслированный импульс; 3 — мерные импульсы; 4 — импульс начала отсчета; 5 — результат измерения.

сигналы, выделенные приемником, но задержанные после прохождения по трассе Земля — космос — Земля. Современные высокоточные фазометры строятся на основе электронных счетчиков, а синусоидальный сигнал в специальных схемах превращается в периодические импульсы, формируемые в момент перехода напряжения синусоидальной формы через нулевой уровень. Этот процесс иллюстрируется диаграммами на рис. 2.19.

В рассмотренных схемах проблема приема сигнала и его выделения из шумов представлялась простой. Действительно, в приемнике импульсного сигнала, т. е. сигнала широкополосного, в рабочей полосе мощность шума велика и равномерно распределена во времени. Мощность полезного сигнала сосредоточена на очень коротком интервале времени, и поэтому напряжение импульса превышает напряжение шума. Ошибка измерения дальности выражается здесь как дрожание фронта импульса, но его выделение — простая операция, выполняемая обычным детектором.

В приемниках измерителей дальности, использующих непрерывное излучение и гармонические модулирующие сигналы, проблема выделения также проста, поскольку при модуляции каждым гармоническим сигналом система узкополосна. На выходе фильтров модулирующих частот мощность шума намного меньше, чем в случае выделения импульсной огибающей, и модулирующий гармонический сигнал легко выделяется

детектором, хотя мощность полезного сигнала теперь распределена на всем интервале излучения.

Псевдослучайный сигнал так выделять нельзя. Мощность шумов в полосе сигнала в этом случае так же велика, как и в случае импульса, а полезная мощность распределена на всем интервале излучения. Это означает, что полезный сигнал тонет в шумах и детектор обычного типа его не обнаружит. Однако задача выделения такого сигнала из шума все же имеет решение.

Приемники импульсных и гармонических сигналов используют при их выделении лишь информацию о полосе частот, занимаемой сигналом в радиоспектре. Приемники псевдослучайных сигналов используют дополнительную информацию — о форме модулирующей функции измерительного сигнала. При использовании псевдослучайного сигнала схема измерителя дальности (рис. 2.21) в общих чертах сохраняется. В синхронизаторе теперь дополнительно помещен генератор псевдослучайного сигнала, передаваемого на модулятор передатчика. Существенно меняется лишь приемник. В нем появляется генератор эталонного псевдослучайного сигнала и схема поиска условий синхронизации, т. е. таких условий, когда модулирующая функция в принятом сигнале совпадает по задержке со своим аналогом в эталонном сигнале.

Теперь выясним, с какой точностью может быть измерена дальность. Для этого вернемся к формуле (2.17). Если отклонения величин c и τ от их номинальных значений малы, то можно воспользоваться известным из математики выражением полного дифференциала и написать формулу для ошибки измерения

$$\Delta r = \frac{\partial r}{\partial c} \Delta c + \frac{\partial r}{\partial \tau} \Delta \tau, \quad (2.20)$$

где Δr — конечное приращение функции r , вызванное конечными приращениями аргументов Δc и $\Delta \tau$. Частные производные функции r по переменным c и τ , характеризующие крутизну изменения функции, играют роль коэффициентов пропорциональности. Подставив выражения для частных производных, запишем формулу (2.20) следующим образом:

$$\Delta r = \frac{\tau}{2} \Delta c + \frac{c}{2} \Delta \tau. \quad (2.21)$$

Из соотношения (2.21) видно, что есть два источника ошибок: неточность знания скорости распространения электромагнитной энергии в той реальной среде (атмосфере), в которой проходят радиоволны, и неточность измерения задержки.

Почему возникает ошибка измерения задержки? При передаче электрического сигнала от одного участка схемы к другому он проходит через элементы, обладающие инерционностью. Это значит, что фазы измерительного сигнала на входе и на выходе элемента различаются. Если бы запаздывания сигнала были абсолютно стабильными, то их можно было бы заранее учесть в результатах измерения. Но из-за изменения рабочей температуры, старения материалов и других причин эти схемные задержки не остаются постоянными и их учет осуществить труднее. Далее, рассказывая о принципах измерения дальности, мы предполагали отсутствие задержки сигнала в бортовом ответчике. Но сигнал в ретрансляторе проходит через множество цепей, и задержка ретрансляции — ощутимый источник ошибок. Еще одним источником ошибок является шум как в ретрансляторе, так и в приемнике наземной станции. Эти ошибки носят случайный характер и могут быть уменьшены при дальнейшей обработке результатов измерения. Наконец, ошибка свойственна и самому измерителю задержки — это инструментальная ошибка. Пусть величина ошибки измерения равна 10^{-7} с. Из формулы видно, что она соответствует ошибке по дальности 15 м. Значит для получения точности не хуже чем несколько метров, необходимо контролировать задержки, измеряемые единицами наносекунд.

Более серьезным препятствием, поставленным природой на пути к достижению предельной точности, все же является атмосфера. Нам известна с высокой точностью величина скорости радиоволн в пустоте. Ошибка ее определения составляет $\Delta c/c = 10^{-8}$. Это означает, что в космическом пространстве относительная ошибка измерения дальности до спутника, которая возникает из-за неточного знания скорости света, была бы незначительной. В атмосфере же скорость распространения радиоволн становится непостоянной.

Анализ влияния тропосферы и ионосферы на точность измерения космической дальности показывает,

что на сантиметровых волнах ионосферная ошибка не превышает величины 10 м, а тропосферная ошибка составляет 5 м в зените и 25 м на малых углах места спутника. При учете поправок на среднее состояние тропосферы ошибка уменьшается в четыре — шесть раз. Учет значения коэффициента преломления радиоволн в момент измерения позволяет еще более снизить величину этой ошибки. По результатам исследования реальной точности измерения в большом диапазоне космических дальностей пороговая ошибка составляет 10 м, что хорошо согласуется с теоретическими оценками суммарного влияния всех факторов на точность измерения.

Измерение радиальной скорости

Для получения информации о скорости движения космических объектов используется эффект Доплера. Сущность его состоит в том, что, измеряя частоту электромагнитного колебания, излучаемого находящимся в движении источником, мы фиксируем отклонение от номинального значения частоты, которое свойственно источнику, находящемуся в покое по отношению к измерителю. Физическая теория этого явления позволяет вывести формулу

$$f = f_0 \left(1 - \frac{\dot{r}}{c} \right), \quad (2.22)$$

где f — частота, фиксируемая в точке приема; f_0 — частота источника; $\dot{r}$ — радиальная скорость передатчика по отношению к точке приема; c — скорость распространения радиоволн ($\dot{r} \ll c$).

Разность частот двух сигналов, принимаемых от неподвижного и движущегося источников, называется частотой Доплера. Она равна

$$F_d = f_0 - f = f_0 \frac{\dot{r}}{c}. \quad (2.23)$$

Знак частоты Доплера определяется относительным изменением расстояния: при удалении источника излучения от точки приема частота сигнала уменьшается и $F_d > 0$, при приближении — увеличивается и $F_d < 0$.

Итак, для определения радиальной скорости космического объекта нужно, приняв гармонический сигнал из космоса, измерить отклонение частоты f от заранее известного номинального значения f_0 и тогда радиальная скорость может быть найдена по формуле (2.23). Оставляя пока в стороне погрешности измерения, отметим лишь принципиальную простоту этого типа измерительных систем. Действительно, на спутнике вместо относительно сложного ответчика достаточно иметь генератор гармонического сигнала. Заманчивость такого простого решения привела к широкому распространению доплеровских измерительных систем. Несложным выглядит и наземное оборудование. Приемник гармонического сигнала должен иметь в своем составе следящий по частоте узкополосный фильтр, позволяющий предельно сузить рабочую полосу для уменьшения помех от шумов. Измеритель частоты Доплера накапливает данные о частоте в течение некоторого интервала времени (он фиксирует число периодов сигнала на мерном интервале времени), а затем вычисляет значение F_d и привязывает результаты измерения к текущему времени.

Измерение радиальной скорости на всем интервале сеанса связи, а также проведение одновременных измерений из трех и более наземных точек позволяет получить данные не только о скорости, но и о координатах космического объекта. Поэтому измерение частоты Доплера получило широкое распространение для построения систем радиоконтроля орбит, не требующих

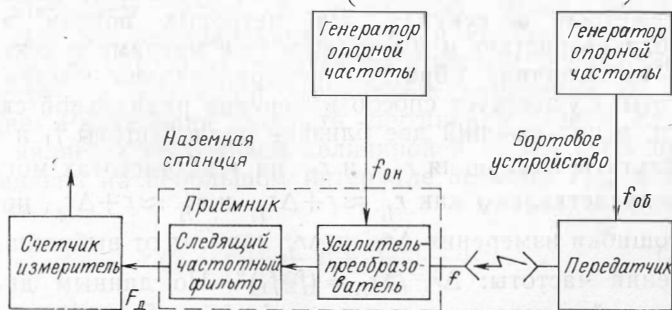


Рис. 2.22. Измеритель радиальной скорости.

включения в их состав каналов измерения других параметров — дальности или углов визирования.

На рис. 2.22 изображена схема простейшего измерителя радиальной скорости. Сигнал бортового передатчика $f_{об}$ принимается наземным приемником, в котором используются перестраиваемый фильтр и высокостабильный генератор опорной частоты $f_{он}$, причем $f_{он} = f_{об}$. Выделенное приемником напряжение с частотой Доплера F_d поступает в счетчик-измеритель частоты.

Перейдем теперь к анализу ошибок, поступая так же, как мы делали это при определении точности измерения космической дальности. Запишем для ошибки

$$\Delta \dot{r} = \frac{\dot{r}}{c} \Delta c + \frac{c}{f_0} \Delta (f_{он} - f_{об}) + \frac{c}{f_0} \Delta F_d. \quad (2.24)$$

Второй член формулы вызван возможным неравенством частот наземного и бортового опорных генераторов из-за их нестабильности. Эта нестабильность проявляется на выходе приемника точно так же, как изменение частоты из-за эффекта Доплера и искажает результаты измерения скорости.

Из формулы видны источники ошибок: неточность знания и непостоянство скорости распространения радиоволн. Ионосфера и тропосфера опять играют в этом главную роль. Точный количественный анализ показывает, что ошибка, связанная с тропосферой, максимальна на малых углах места спутника. Она достигает 0,1—0,2 м/с, но учет состояния тропосферы позволяет ее уменьшить. Ионосферная ошибка зависит от частоты и на сантиметровых волнах не превышает единиц сантиметров в секунду. На метровых волнах эта ошибка возрастает и измеряется уже метрами в секунду — ее величина обратно пропорциональна квадрату частоты. Существует способ измерения радиальной скорости, использующий две близкие радиочастоты f_1 и f_2 . Результаты измерения $\dot{r}_{f_1}$ и $\dot{r}_{f_2}$ на этих частотах могут быть представлены как $\dot{r}_{f_1} \approx \dot{r} + \Delta \dot{r}_{f_1}$ и $\dot{r}_{f_2} \approx \dot{r} + \Delta \dot{r}_{f_2}$, причем ошибки измерения $\Delta \dot{r}_{f_1}$ и $\Delta \dot{r}_{f_2}$ зависят от выбранных значений частоты: $\Delta \dot{r}_{f_1} / \Delta \dot{r}_{f_2} = (f_2/f_1)^2$. По данным двух измерений и известным частотам f_1, f_2 легко рассчитать истинное значение скорости $\dot{r}$. Однако квадратичная

зависимость погрешности измерения от частоты имеет лишь приблизительный характер, и поэтому влияние ионосферы на точность измерения радиальной скорости компенсируется неполностью.

Второй член формулы (2.24) указывает на высокие требования к стабильности частоты в бортовой и наземной аппаратуре. Действительно, пусть нужно измерить радиальную скорость с ошибкой, не превосходящей 0,1 м/с. Это означает, что потребуется относительная стабильность частоты $\Delta f_0/f_0 = \Delta \dot{r}/c = 3 \cdot 10^{-10}$. Столь высокая стабильность может быть обеспечена только при установке на спутнике квантового генератора. Однако есть и другая возможность. До сих пор мы рассматривали метод измерения, который называют беззапросным: независимый бортовой генератор постоянно излучает колебания. Для измерения скорости используют и запросный метод, при котором наземная станция, приступая к измерениям, сама посылает к спутнику измерительный гармонический сигнал. Этот сигнал на несколько смещенной (для селекции), но жестко связанной с исходным сигналом частоте, ретранслируется обратно и используется для измерения частоты Доплера. Поскольку частоты опорного сигнала и принятого после ретрансляции формировались от общего источника, нестабильность частоты практически оказывается несущественной. Такой способ измерения усложняет бортовую аппаратуру, но снижает требования к постоянству опорной частоты. Однако при запросном методе теряется автономность измерений, что в ряде случаев становится существенным недостатком.

Перейдем теперь к последнему члену формулы (2.24). Эта составляющая ошибки связана с выделением сигнала из входной смеси с шумом, с измерением частоты и привязкой результатов измерения ко времени. Радиальная скорость спутника в общем случае не является постоянной величиной и может быть представлена на небольшом интервале времени $T_{\text{изм}}$ в виде ряда

$$\dot{r}(t) = \dot{r} + \frac{d\dot{r}}{dt}t + \frac{d^2\dot{r}}{dt^2} \frac{t^2}{2} + \dots, \quad (2.25)$$

где $\frac{d\dot{r}}{dt}$, $\frac{d^2\dot{r}}{dt^2}$ — первая и вторая производные ради-

альной скорости по времени. Измеритель частоты определяет среднее значение величины на мерном интервале $T_{\text{изм}}$. Возникает вопрос: к какому моменту времени отнести измеренное среднее значение скорости? Если бы радиальная скорость спутника изменялась линейно, а формула (2.25) содержала только два первых члена, таким моментом был бы $t + T_{\text{изм}}/2$. Очевидно, третий член формулы (2.25) сделает привязку неточной. Подобные ошибки называют динамическими.

Усреднение в счетчике частоты Доплера — не единственный источник динамических ошибок. В борьбе с помехами при выделении полезного сигнала стремятся сузить частотную полосу следящего за частотой Доплера фильтра. Но чем уже полоса, тем инерционнее фильтр, тем с большим запаздыванием мы получаем информацию о скорости. Отсюда появляется динамическая ошибка следящего фильтра. Наконец, существуют ошибки и собственно измерителя. Однако при правильно сконструированной системе с этими ошибками можно не считаться: они намного меньше рассмотренных. В измерителях радиальной скорости, которые нашли широкое применение, реализуется точность до 0,1 м/с.

Измерение углов

Определение направления на источник радиоизлучения (например, измерение азимута и угла места спутника) — задача, очень часто встречающаяся в космической технике. Для ее решения нужно уметь отличать друг от друга сигналы, приходящие с разных направлений. В качестве признаков этих сигналов можно использовать амплитуду или фазу принимаемого колебания. Отсюда два принципиально различных подхода к построению угломерной системы.

Широкое распространение получили амплитудные системы, основанные на использовании направленных антенн. Пространственная избирательность антенн характеризуется зависимостью силы принимаемого (или посылаемого) сигнала от угла визирования, т. е. диаграммой направленности. В качестве оси для начала отсчета выбирают геометрическую ось антенны. Если направить диаграмму на источник излучения и одновременно связать ее пространственное положение с пока-

заниями датчиков на осях опорно-поворотного устройства, то значение угла можно отсчитать, когда принимаемый сигнал достигнет максимума. Однако на практике такая система получится очень неточной. Диаграмма направленности вблизи максимума очень тупая (рис. 2.23), и амплитудные флуктуации сигнала так замаскируют влияние углового смещения, что практически не позволят осуществить измерение со сколько-нибудь пригодной точностью. Не удастся обеспечить при таком подходе и определение знака (стороны) углового отклонения антенны от источника сигнала.

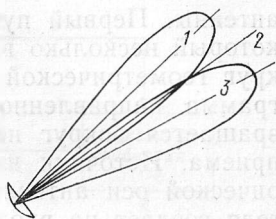


Рис. 2.23. Измерение углов амплитудным методом.

1, 3 — направления максимального приема для смещенных облучателей; 2 — равносигнальная зона.

Поступают иначе. Направление на спутник определяют путем сравнения двух сигналов, принятых при различных положениях диаграммы направленности относительно геометрической оси антенны, как показано на рис. 2.23. Когда диаграммы смещены симметрично относительно оси антенны, а направление прихода сигнала в точности совпадает с направлением оси, сравниваемые сигналы оказываются одинаковыми — по оси антенны образуется равносигнальная зона. При отклонении источника радиоволн от оси антенны один из сигналов возрастает, другой убывает. Эти изменения теперь определяются большой крутизной диаграммы направленности на ее склонах, и поэтому система измерения становится более чувствительной и точной. Существенно и то, что знак изменения сигналов теперь зависит от того, в какую сторону от оси сместился источник излучения. Так, нетрудно построить измеритель, вырабатывающий сигнал ошибки, т. е. сигнал, амплитуда и знак которого могут быть использованы для автоматического поворота антенны в нужном направлении, чтобы оба сигнала оказались равными по величине. В таком положении антенны и фиксируется линия визирования антенна — спутник.

Получили распространение два пути реализации такого способа. Рассмотрим их на примере зеркальной

антенны. Первый путь: используется один облучатель, который несколько вынесен из фокуса и вращается вокруг геометрической оси зеркала. В этом случае диаграмма направленности смещена относительно оси и вращается вокруг нее, образуя равносигнальную зону приема. Источник излучения, находящийся на геометрической оси антенны, при любом положении облучателя создает на входе радиоприемного устройства сигнал постоянной амплитуды. При угловом смещении источника излучения от оси антенны на выходе детектора появляется гармонический низкочастотный сигнал, частота которого равна частоте вращения облучателя, амплитуда же зависит от величины отклонения, а начальная фаза — от направления отклонения в плоскости, перпендикулярной к геометрической оси антенны. Такому способу амплитудной пеленгации свойственна простота приемного устройства, но он не лишен и недостатков. Например, изменение интенсивности сигнала за период вращения облучателя приводит к дополнительным ошибкам измерения углов.

Второй путь реализации амплитудного способа измерения углов состоит в использовании в антенне четырех неподвижных облучателей, симметрично размещенных вблизи фокуса зеркала и создающих в пространстве четыре симметрично расположенные диаграммы направленности. Парное сравнение сигналов двух групп облучателей позволяет построить четырехканальный приемник, формирующий два сигнала ошибки, отдельные для каналов управления антенной по азимуту и по углу места спутника. Такая схема сравнения лишена недостатков первой, однако ее приемник — более сложное устройство (рис. 2.24).

Параболическая антенна, позволяющая определять направления на космические объекты, показана на рис. 2.25. Это двухзеркальная антенна диаметром 25 м. На рисунке видны четыре конструктивно объединенных облучателя (в центре главного зеркала) и переизлучатель, укрепленный на фермах. На фотографии можно различить еще одну параболическую антенну — на площадке, выше переизлучателя. Она имеет широкую диаграмму направленности и служит для первоначального грубого измерения углов при поиске сигналов.

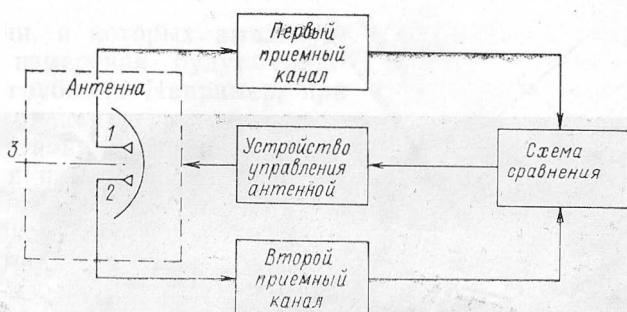


Рис. 2.24. Измеритель углов амплитудным методом (для одной плоскости).

1, 2 — облучатели; 3 — геометрическая ось антенны (результат измерения).

Предельно достижимая точность измерения углов в рассмотренных системах обуславливается главным образом механическими характеристиками антенн и опорно-поворотных устройств. Антенны современных станций слежения за космическими объектами — это громоздкие и очень сложные механические устройства. Даже при высокой точности их изготовления нельзя избежать ошибок из-за нежесткости зеркала, приводящей к его деформации и тем самым искажающей диаграмму направленности, а также привязку оси диаграммы направленности к опорно-поворотному устройству антенны. Наличие допусков в конструкции опорно-поворотного устройства и другие причины приводят к тому, что ошибки измерения могут быть значительными. Реальные антенны станций траекторного контроля очень разнообразны по размерам и конструкции опорно-поворотных устройств. В прецизионных опорно-поворотных устройствах достигнута точность до 30 угловых секунд, типовым устройствам присущи ошибки, измеряемые несколькими угловыми минутами.

Анализ влияния ионосферы на точность измерения углов показывает, что при использовании сантиметровых волн угловые ошибки могут быть снижены до единиц угловых секунд, а тропосферные ошибки устранены теми же методами, какие приняты при измерении других параметров движения.

Точность при использовании амплитудных способов измерения часто оказывается достаточной. Однако есть

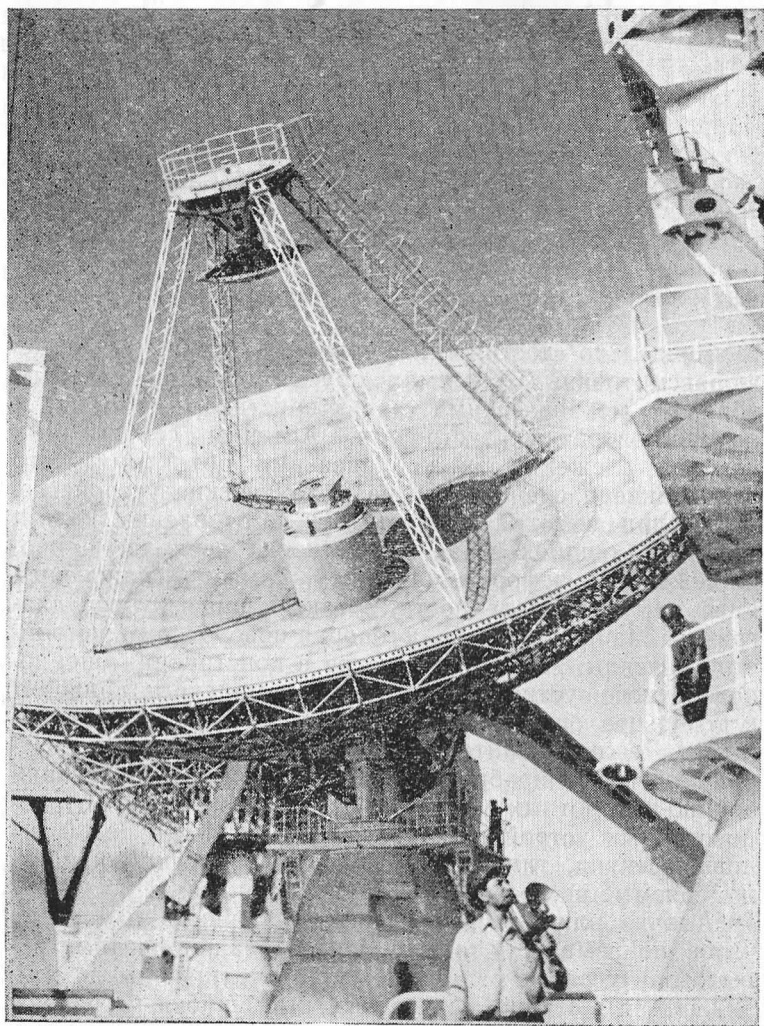


Рис. 2.25. Параболическая антенна («Космонавт Юрий Гагарин»).

задачи, в которых амплитудные измерения будут слишком грубыми. Например, при определении положения межпланетной станции, находящейся на очень большом удалении от Земли, угловая ошибка пересчитывается в линейную ошибку, пропорциональную дальности. Она делается недопустимо большой, и, следовательно, становится важным снизить угловые ошибки до минимума. Вот почему задача измерения углов иногда решается с помощью более точного фазового, или интерферометрического, метода.

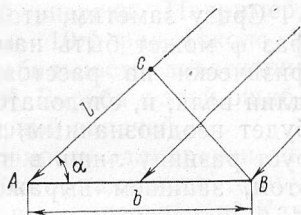


Рис. 2.26. Измерение угла интерферометром.

Пусть в точках A и B (рис. 2.26) расположены приемные антенны измерительной системы. Назовем линию, соединяющую обе антенны, базовой линией, а расстояние b между центрами антенн — базой. Тогда угол α между направлением прихода радиосигнала в плоскости базовой линии и самой этой линией можно вычислить по разности фаз сигналов, принятых каждой антенной. Действительно, считая лучи радиоволн, проходящих к антеннам, параллельными (это справедливо для удаленного источника излучения), нетрудно получить

$$\tau = \frac{l}{c} = \frac{b \cos \alpha}{c}, \quad (2.26)$$

где τ — запаздывание радиосигнала в точке A по сравнению с точкой B ; l — разность путей радиоволн; c — скорость распространения радиоволн. Величина τ может быть выражена как

$$\tau = \frac{\varphi}{2\pi f} = \frac{\lambda \varphi}{2\pi c}. \quad (2.27)$$

Здесь $\varphi = \varphi_A - \varphi_B$ — разность фаз сигналов в точках A и B ; f — несущая частота принимаемого сигнала; $\lambda = c/f$ — длина волны. Из двух последних равенств можно получить

$$\cos \alpha = \frac{\lambda}{b} \frac{\varphi}{2\pi}. \quad (2.28)$$

Сразу заметим, что в рассмотренной схеме разность фаз φ может быть намного больше величины 2π . Ведь физически на расстоянии l может уложиться много длин волн, и, следовательно, в общем случае измерение будет неоднозначным, так как измеритель фазы фиксирует разницу лишь в пределах 2π . Чтобы не забыть об этом, запишем выражение (2.28) в следующем виде:

$$\cos \alpha = \frac{\lambda}{b} \left(k + \frac{\varphi_1}{2\pi} \right), \quad (2.29)$$

где k — целое число, которое следует дополнительно определить. Измеренная разность фаз φ_1 находится в пределах $0 \leq \varphi_1 < 2\pi$.

Измерения с помощью одной базы дают информацию о возможном положении источника на некоторой поверхности вращения — конусе в условиях принятого допущения о параллельности лучей радиоволн, приходящих в точки A и B , или гиперболоиде в общем случае. Необходимо использовать вторую базу (например, перпендикулярную к первой), чтобы на линии пересечения двух поверхностей найти направление на излучающий источник.

Теперь посмотрим, какие нас ждут ошибки. Как и в предыдущих случаях, пользуясь выражением для полного дифференциала и считаясь с возможной неточностью знания или измерения величин λ , b и φ , запишем

$$\Delta \cos \alpha = \frac{1}{b} \left(\frac{\lambda}{2\pi} \Delta \varphi + \frac{\varphi}{2\pi} \Delta \lambda - \cos \alpha \cdot \Delta b \right). \quad (2.30)$$

Здесь $\Delta \varphi$ — суммарная ошибка измерения фазы. Ее составляют ошибки из-за шумов, динамическая ошибка, ошибка собственно измерителя. Из выражения (2.30) видно, что, увеличивая отношение b/λ , можно снизить вес этих ошибок. Еще одна ошибка измерения разности фаз возникает из-за неточной передачи сигналов от обеих антенн к месту фактического измерения. Уменьшить ее сложнее. С ростом длины базы удлиняются соединительные кабели между антеннами и измерительным приемником. Под действием различных факторов нарушается постоянство характеристик кабелей (диэлектрическая проницаемость), вместе с ней и скорость распростране-

ния в кабеле электромагнитной энергии. Например, чтобы измерить угол с точностью 10^{-5} рад (около 2 угловых секунд), необходима стабильность диэлектрической проницаемости не хуже 10^{-6} . Борьба с этой ошибкой становится непростой инженерной задачей.

Полезно оценить требуемую точность калибровки системы. Чтобы измерить значение $\cos \alpha$, надо знать длину базы. Какие ошибки допустимы при ее определении? Как влияет на точность непостоянство длины базы (например, из-за изменения температуры)? На эти вопросы отвечает третий член формулы (2.30), который можно записать так:

$$\Delta \alpha = \frac{\Delta b}{b} \operatorname{ctg} \alpha. \quad (2.31)$$

Если требуется измерить угол α с точностью не хуже 10^{-5} рад (например, при $\alpha = 10^\circ$), длина базы должна быть известна с ошибкой не более 10^{-6} (т. е. 1 мм на 1 км длины базы). Столь высокой точности можно добиться путем сложных инженерных решений и тщательной калибровки измерительной системы.

Второй член формулы (2.30) свидетельствует о том, что требования к точности задания длины волны λ не жесткие.

Из формулы (2.30) мы видим также, что при большой базе вес фазовых ошибок измерения и нестабильности положения центров антенн становится меньшим в общей ошибке определения угла визирования. Однако тогда усложняется однозначный отсчет, т. е. определение числа k в формуле (2.29). Противоречие устраняется применением не одной базы, а нескольких, последовательно увеличивающихся по размерам. Решение задачи аналогично измерению дальности до искусственного спутника с помощью нескольких гармонических сигналов, только намного сложнее. Самая короткая база дает грубый однозначный отсчет измеряемого угла, длина последней, самой большой, базы (их может быть две и более) выбирается из условия требуемой точности. Преодолев технические трудности, можно получить высокую точность измерений, которая ограничивается лишь условиями распространения радиоволн. В фазовых системах ошибка измерения может быть доведена до нескольких угловых секунд.

Измерение угловых скоростей

Определить угловую скорость вращения линии визирования антенна — спутник можно с помощью интерферометрической системы. Вернемся к формуле (2.28). Продифференцировав ее, получим

$$\dot{\alpha} \sin \alpha = \frac{\lambda}{2\pi b} (\dot{\varphi}_B - \dot{\varphi}_A) = \frac{\lambda}{b} (F_B - F_A), \quad (2.32)$$

где $\dot{\alpha}$ — скорость изменения угла α ; $\dot{\varphi}_A$ и $\dot{\varphi}_B$ — скорости изменения начальной фазы радиосигналов в антеннах A и B ; $F_A = \dot{\varphi}_A/2\pi$ и $F_B = \dot{\varphi}_B/2\pi$ — приращения частоты радиосигналов из-за изменения начальной фазы.

Мы можем отметить, что измерение угловой скорости $\dot{\alpha}$ основано на явлении, аналогичном эффекту Доплера. Результат измерения зависит от $\sin \alpha$. Выделение из выходного сигнала интерферометрической системы отдельно величин $\dot{\alpha}$ и $\sin \alpha$, очевидно, невозможно, но для баллистических расчетов это часто бывает и не нужно.

Из формулы (2.32) видно, что задача измерения сводится к определению разности частот сигналов, поступающих от двух антенн. Технически это намного проще, чем сравнение абсолютных значений фаз. Действительно, устраняется проблема однозначного отсчета фазы, и можно не бояться увеличивать размеры базы для повышения точности измерения. Не надо обеспечивать стабильность фазы, что порождало основные проблемы в угломерном интерферометре. Анализ ошибок не трудно выполнить таким же путем, который был описан раньше для других параметров движения. Оказывается, что для измерения параметра $\dot{\alpha} \sin \alpha$ с погрешностью 10^{-7} рад/с стабильность частоты $\Delta f/f$ и точность калибровки базы должны быть равны 10^{-6} . Требуемая стабильность частоты совсем невысока по сравнению с той, которая требовалась при измерении радиальной скорости.

Бортовая аппаратура системы очень проста, однако наземная, несмотря на технически ясную структуру, достаточно сложная. Базовая линия может достигать многих километров, аппаратура должна включать в свой состав средства связи между антеннами, устройства для

контроля размеров базы, состояния атмосферы и т. д. Это объясняет крайне редкое введение в состав измеряемых параметров угловых скоростей линии визирования.

Мы рассмотрели различные способы получения информации о траекториях космических объектов и сделали попытку оценить структурные схемы необходимой аппаратуры. Если проделать мысленную экскурсию по структурным схемам применяемых станций, то можно сделать такой вывод. Наиболее широкое распространение в системах контроля космических траекторий получили каналы измерения радиальной скорости. Это объясняется сравнительно простой аппаратурой, автономностью и высокой достижимой точностью измерений. Дальномерные системы распространены меньше, чем измерители радиальной скорости, но все же нередко являются частью структуры станций контроля траекторий.

Широко распространены средства грубого измерения углов с ошибкой до десятков угловых минут. Эти данные нужны в основном не для траекторных измерений, а для автоматического сопровождения космических объектов во время сеансов связи. Значительно реже используются точные интерферометрические системы. Это, как правило, уникальные системы, располагаемые поблизости от места старта и предназначенные для получения высокоточной траекторной информации. Такие системы используются главным образом при испытательных пусках.

На судах космической службы траекторные измерения выполняются в особых условиях, вызванных прежде всего качкой, которая может привести к большим ошибкам измерения — об этом будет рассказано ниже. Сейчас же отметим, что и на судах в число измеряемых параметров движения в первую очередь включают дальность и радиальную скорость, а измерение углов (с относительно невысокой точностью) используют в основном для управления корабельными космическими антеннами. На судах нашли применение многофункциональные радиотехнические системы, которые наряду с измерением параметров движения осуществляют обмен с космическими объектами командной и телеметрической информацией.

ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИЙ КОНТРОЛЬ

Любая космическая программа включает в себя телеметрический контроль за полетом космических объектов. Для того чтобы управлять функционированием космического объекта (сбором научной или метеорологической информации, ретрансляцией сигналов на связанных спутниках и т. п.), специалистам Центра управления полетом необходима информация о состоянии объекта, о готовности его к выполнению очередных операций, о количественном значении отдельных параметров.

При возникновении на спутнике каких-либо неисправностей (нештатных ситуаций) на основе анализа телеметрических данных осуществляют восстановление работоспособности бортовой аппаратуры. Для этого определяют, какие приборы неисправны, и вместо них включают резервные. Если весь резерв оказался исчерпанным, то специалисты Центра управления корректируют программу дальнейшего полета, исключая из нее те или иные операции. Если спутник по данным телеметрии потерял работоспособность, то выводят на орбиту другой — исправный спутник.

Сбор измерительной информации на космическом объекте, передачу ее на Землю, доставку в Центр управления полетом и представление специалистам для изучения и анализа осуществляет телеметрический комплекс. В его состав входят бортовая телеметрическая аппаратура, наземные приемно-регистрирующие станции, аппаратура обработки информации, различные виды каналов связи. Участие радиотелеметрических систем в процессе управления полетом предъявляет к ним повышенные требования. Существо этих требований сводится к обеспечению трех показателей: полноты телеметрического контроля, высокого качества информации, оперативности ее доставки.

Полнота телеметрического контроля оказывает значительное влияние на эффективность управления космическим полетом. Информация должна быть достаточной для того, чтобы принять ответственные решения. Особенно высокие требования к полноте контроля возникают при штатных ситуациях, когда требуется провести подробное изучение поведения многочисленных

параметров бортовых систем. Требование полноты контроля приводит к тому, что количество телеметрических датчиков, устанавливаемых на спутниках, оказывается очень большим. Так, на спутниках типа «Молния» число контролируемых параметров составляет около 500, а на пилотируемых объектах типа «Союз» и «Салют» — 2000—3000, а иногда и более.

Высокое качество телеметрической информации также является необходимым условием для принятия решения при управлении в космосе. В понятие качества входят правильно выбранная частота опроса, величины допустимых погрешностей измерения, а также допустимые искажения в каналах связи.

Оперативность доставки телеметрической информации во многом определяет инерционность контроля и управления полетом. Большие задержки при сборе информации, ее передаче и анализе могут привести (особенно при нештатных ситуациях) к снижению эффективности управления и даже к полной потере объекта.

Таким образом, задачи телеметрического комплекса состоят в сборе на орбите необходимого количества информации, передаче ее в Центр управления полетом, обработке информации и ее представлении специалистам в удобной для них форме.

Передача телеметрической информации

При построении телеметрических систем приходится решать задачу, как одновременно передать информацию от большого числа датчиков по общему каналу связи. Известны два основных способа уплотнения (разделения) телеметрических каналов: частотный и временной.

Частотное уплотнение каналов основано на том, что сигналам различных датчиков отводятся различные участки спектра в групповом сигнале. На Земле каналы разделяются с помощью частотных фильтров. Временное уплотнение основано на дискретизации измеряемых процессов во времени путем последовательного опроса (коммутации) датчиков.

По способу передачи информации телеметрические системы делятся на аналоговые и цифровые. В аналоговых системах сигналы передают в исходной непрерывной форме. Вид такого сигнала показан на рис. 2.27, а.

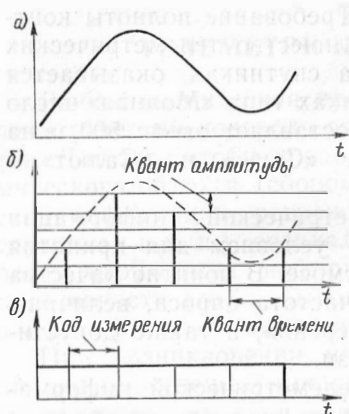


Рис. 2.27. Преобразование телеметрического сигнала: *а* — непрерывный сигнал; *б* — сигнал после квантования по времени и амплитуде; *в* — цифровой сигнал.

В цифровых телеметрических системах сигналы датчиков квантуют по времени и амплитуде (рис. 2.27, б). Значения сигнала передают в виде последовательности отсчетов, отстоящих друг от друга на некотором интервале — кванте времени. Всю шкалу возможных значений сигнала разбивают на некоторое число уровней — квантов амплитуды, а истинное значение сигнала округляют до ближайшего разрешенного уровня. Каждому уровню сигнала присваивают номер в двоичном коде, и этот код передают по радиоканалу. Цифровая форма передачи позволяет достичь более вы-

сокой точности, так как искажения двоичных сигналов, возникающие в канале связи, легко устраняются путем регенерации (восстановления) импульсов. Конечно, сильные искажения могут привести к ошибкам при регенерации импульсов. Тем не менее при нормальных условиях связи вероятность ошибки в цифровых телеметрических системах, как правило, очень мала.

Рассмотрим более подробно принципы построения телеметрических систем на двух примерах. На рис. 2.28 представлена структурная схема аналоговой телеметрической системы с частотным уплотнением каналов. Сигналы, получаемые от датчиков, подключены к модуляторам, на вторые входы которых поступают гармонические напряжения поднесущих частот. Сигналы датчиков, содержащие исходную телеметрическую информацию, модулируют поднесущие колебания, т. е. воздействуют на какой-либо из их параметров — амплитуду, частоту, фазу. Эта процедура эквивалентна переносу спектра исходного телеметрического сигнала на отведенный ему участок спектра группового сигнала.

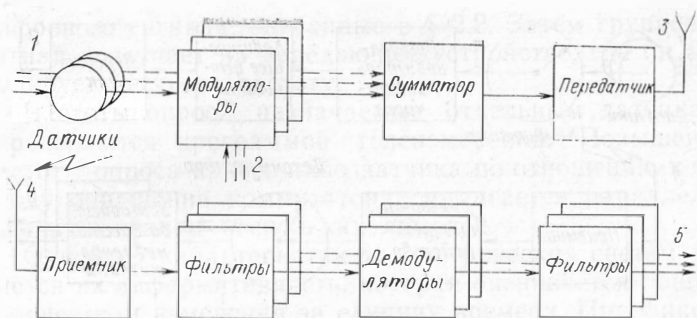


Рис. 2.28. Аналоговая телеметрическая система с частотным уплотнением каналов.

1 — измеряемые величины; 2 — поднесущие колебания; 3 — радиосигнал передатчика; 4 — радиосигнал на входе приемника; 5 — результаты измерения.

Ширина участка, выделяемого для каждого канала в спектре группового сигнала, зависит от скорости изменения сигналов, поступающих от датчиков, т. е. от ширины их спектров. Величины поднесущих частот выбирают в пределах сотни герц — десятки килогерц, интервалы между ними зависят от вида модуляции поднесущих. Групповой сигнал с выхода сумматора идет на передатчик: этим сигналом модулируется несущая частота радиолинии. Высокочастотный сигнал излучается в эфир.

Приемник, который входит в состав наземной приемно-регистрирующей станции, настроен на заданное значение несущей частоты и улавливает радиосигнал, пришедший от спутника. Частотные фильтры выделяют полосы частот, занятые отдельными каналами. Далее происходит демодуляция сигналов, т. е. перенос их спектров в первоначальную частотную область. На выходе схемы фильтры выделяют сигналы в том виде, в каком они были на входе бортовых модуляторов. Сигналы передаются на регистрацию и анализ.

Главный недостаток аналоговых систем с частотным уплотнением каналов — перекрестные межканальные помехи, возникающие в результате перекрытия спектров отдельных каналов в групповом сигнале. Для уменьшения помех приходится увеличивать расстояния между поднесущими частотами и использовать фильтры с резко очерченными прямоугольными частотными

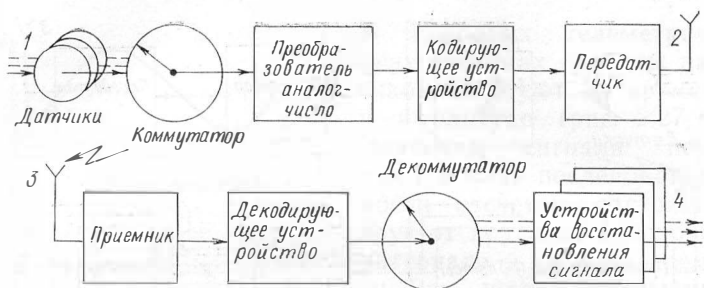


Рис. 2.29. Цифровая телеметрическая система с временным уплотнением каналов.

1 — измеряемые величины; 2 — радиосигнал передатчика; 3 — радиосигнал на входе приемника; 4 — результаты измерения.

характеристиками. Опыт разработки и использования систем с частотным уплотнением каналов показал, что они пригодны для передачи информации от небольшого числа датчиков, не превышающего 30—50. Такое количество каналов для многих применений в космической технике недостаточно, и эти системы используются относительно редко. В то же время при передаче информации о быстропротекающих процессах, таких как вибрации в элементах конструкции и другие, аналоговые системы обладают преимуществом перед цифровыми, так как у последних трудно обеспечить высокое быстродействие коммутаторов и преобразователей.

Структурная схема цифровой телеметрической системы с временным уплотнением каналов представлена на рис. 2.29. Информация от датчиков собирается с помощью коммутатора. На рисунке коммутатор изображен условно: в телеметрической аппаратуре применяются коммутаторы на электронных переключающих элементах.

С помощью коммутатора осуществляется амплитудно-импульсная модуляция напряжений, поступающих от датчиков, т. е. квантование во времени. На выходе коммутатора сигнал имеет вид импульсов, амплитуды которых равны мгновенным значениям напряжений от датчиков. Преобразователь аналог — число осуществляет квантование по амплитуде и представляет уровни этих сигналов в двоичном коде. Для повышения помехоустойчивости применяют специальные методы кодирования

цифрового сигнала, описанные в § 2.2. Затем групповой сигнал поступает на передающее устройство, где он модулирует несущую частоту.

Частоты опроса, назначаемые отдельным датчикам, определяются программой телеизмерений. Повышение частоты опроса какого-либо датчика по отношению к периоду обращения коммутатора достигается параллельным включением нескольких ламелей.

Одной из характеристик телеметрических систем является их информативность, которая оценивается общим количеством измерений за единицу времени. При фиксированной информативности возможен обмен числа каналов на скорость опроса отдельных каналов. Всю информативность в пределе можно выделить одному датчику, если включить параллельно все ламели коммутатора. Максимальное же количество датчиков ограничивается возможностями коммутатора и минимально допустимым значением частоты опроса.

В цифровых телеметрических системах информация передается кадрами, состоящими из служебной и информационной частей. В служебную часть кадра входит синхропосылка, с помощью которой поддерживается синхронность работы бортовой аппаратуры и наземной станции. Здесь же передается различная служебная информация: номер космического объекта, номер программы телеизмерений и т. п. Информационная часть кадра разбита на слова, каждое из которых несет данные измерения определенного и заранее известного канала.

В наземной приемно-регистрирующей станции сигнал после приемника поступает на декоммутатор, который на рисунке изображен также условно. Роль декоммутатора исполняет устройство выбора информации. Используя синхронизирующие сигналы, выделяемые из группового сигнала, это устройство распределяет данные измерений по каналам. На выходе системы включено устройство восстановления непрерывного сигнала, которое содержит преобразователь число — аналог и низкочастотный фильтр. Фильтр выделяет из сложного спектра квантованного процесса ту часть, которая описывает исходный непрерывный процесс. Таким образом, устройство восстановления осуществляет преобразования, обратные квантованию по времени и амплитуде,

В случае, если измерения передаются для дальнейшей обработки в электронную вычислительную машину, выводятся на экраны операторов или на цифропечатающие устройства, преобразование число — аналог отсутствует.

Скорость передачи телеметрической информации при двоичном кодировании равна числу разрядов, проходящих по радиолинии за одну секунду. Если взять какой-либо из каналов, то скорость передачи R_i для него равна произведению числа разрядов двоичного кода n , обычно одинакового для всех каналов телеметрической системы, на частоту опроса F_i датчика этого канала

$$R_i = nF_i. \quad (2.33)$$

Естественно, что суммарная скорость передачи информации, характеризующая телеметрическую систему, равна сумме скоростей передачи отдельных каналов

$$R = R_1 + R_2 + \dots + R_k, \quad (2.34)$$

где k — число каналов.

Телеметрические системы с временным уплотнением каналов имеют примерно такие практически реализуемые параметры: количество каналов до 2000—3000, частота опроса каналов 0,01—100 Гц, погрешность передачи информации 0,5—1%, суммарная скорость передачи до 10^6 дв. ед/с, вероятность ошибки при передаче одного двоичного разряда 10^{-5} — 10^{-6} .

При создании бортовой телеметрической аппаратуры приходится исходить из трех важнейших требований, общих для любых систем, предназначенных для полета в космос: минимальный вес, минимальные размеры, минимальная мощность питания. Цифровые телеметрические системы здесь имеют преимущества перед аналоговыми, так как допускают широкое применение цифровой микроэлектронной техники. Из-за экономии питания на космических объектах не удастся установить радиопередатчики значительной мощности. Типовые мощности передатчиков телеметрических систем лежат в пределах 0,1—10 Вт. Заданную дальность связи приходится получать путем увеличения направленности наземных антенн и чувствительности приемников (§ 2.1).

Характерным режимом работы телеметрических систем является запоминание информации на борту спут-

ника с последующим ее сбросом на наземную приемную станцию во время сеанса связи. Спутники находятся в зонах радиовидимости измерительных пунктов относительно короткое время (5—10% общего времени полета), а телеметрический контроль должен охватывать весь полет. Выходом из положения и служит запись информации на бортовые магнитофоны и воспроизведение ее для сброса во время ближайших сеансов связи.

Цифровые телеметрические системы циклического типа нашли широкое применение при контроле за космическим полетом. Однако условия применения их на сложных и особенно пилотируемых объектах требуют более высокой информационной гибкости, удовлетворения потребностей в телеметрической информации не только наземного комплекса, но и бортинженера, бортовой диагностирующей аппаратуры. Все сказанное требует пересмотра принципов построения телеметрических систем.

Телеметрические системы нового типа — это адаптивно-адресные системы. Их основное отличие — адресный принцип сбора информации. Суть этого принципа заключается в том, что вместо циклического коммутатора используют адресный коммутатор, выдающий сигнал того датчика, адрес которого поступил на вход коммутатора. Коммутаторы работают в ведомом режиме. Их работой управляет специальное устройство — блок управления. При таком принципе сбора информации система может одновременно обслуживать не только радиолинию или магнитофон, используя при этом разнообразные переключаемые программы сбора, но и многих других потребителей, работающих в запросном режиме.

Для экономии емкости запоминающих устройств и для снижения скорости ввода информации в радиоканал применяется бортовая обработка информации. Чаще всего эта обработка ведется для устранения избыточных измерений — сжатия информации. Дело в том, что многие параметры спутника изменяются редко — только при проведении какого-либо маневра, но во время маневра параметры меняются быстро. В циклических системах этим каналам приходится назначать высокую частоту опроса на все время полета и передавать повторяющиеся результаты множества ненужных измерений.

Система со сжатием информации повторяющиеся результаты отбрасывает. Иногда используется смысловая обработка информации — контроль за нормальным поведением параметров, обнаружение аварийных ситуаций и т. п. В этих случаях телеметрическая информация передается только тогда, когда эти датчики показывают ненормальное поведение контролируемого параметра.

Применение методов экономного представления информации ведет к повышению автономности работы телеметрических систем, к снижению загрузки радиоканалов и наземного комплекса. Это особенно актуально при телеметрическом контроле большого числа автоматических спутников, одновременно находящихся на орбитах.

Передача телеметрических данных на Землю может осуществляться не только через отдельную телеметрическую радиолинию, но и через командно-измерительную систему вместе с другими видами космической информации.

Прием и обработка телеметрической информации

Структурная схема наземной приемно-регистрирующей станции представлена на рис. 2.30. В ее состав входят: антенно-фидерное устройство, приемник (обычно несколько приемников), устройство синхронизации, магнитофоны, устройство выбора информации и пульт управления.

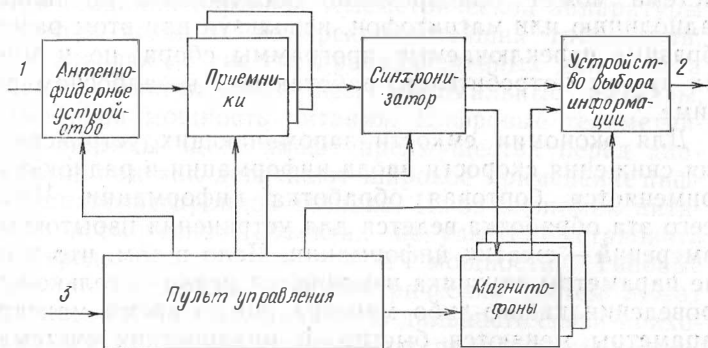


Рис. 2.30. Приемно-регистрирующая станция.

1 — телеметрический радиосигнал; 2 — сигнал к аппаратуре обработки информации; 3 — управление от электронной вычислительной машины.

Существует много разнообразных антенн для приема телеметрических сигналов со спутников. Антенны отличаются друг от друга диапазонами рабочих частот, шириной диаграмм направленности, конструктивными характеристиками. На фотографии (рис. 2.31) показана одна из таких антенн метровых волн, состоящая из четырех директорных антенных элементов (типа волновой канал). Каждый антенный элемент включает два полуволновых вибратора, установленных под углом 90° друг к другу на штанге между рефлектором (снизу) и несколькими директорами (сверху). Количество директоров в антенном элементе, количество элементов и их взаимное расположение обеспечивают требуемую диаграмму направленности и коэффициент усиления антенны. Телеметрические антенны метровых волн имеют ширину диаграммы направленности $2\theta_0$ порядка $20-30^\circ$, антенны дециметровых волн — $3-5^\circ$.

Во время сеанса связи со спутником телеметрическая станция ведет прием двоичной информации с одновременным выбором части оперативной информации для немедленной обработки. В состав станции включаются устройства графической регистрации и алфавитно-цифровой печати. С их помощью можно оперативно отобразить поведение отдельных параметров. Телеметрическая информация, записанная во время сеанса на магнитную ленту, может быть воспроизведена повторно по запросу операторов Центра управления для получения дополнительных данных об объекте либо для переноса информации в архив Центра и последующего полного анализа.

Современные телеметрические станции должны обладать универсальностью. Они должны работать со всеми типами объектов, которые обслуживает командно-измерительный комплекс. Это предъявляет к станции ряд повышенных требований. К ним относятся большой диапазон частот, широкие пределы информативности, необходимость автосопровождения объекта по частоте, азимуту и углу места, автоматизированное программное управление работой станции по вводу целеуказаний, частот настройки приемников, по программам выбора информации для оперативной обработки и др.

В телеметрических системах применяется преимущественно автоматическая обработка информации. Она

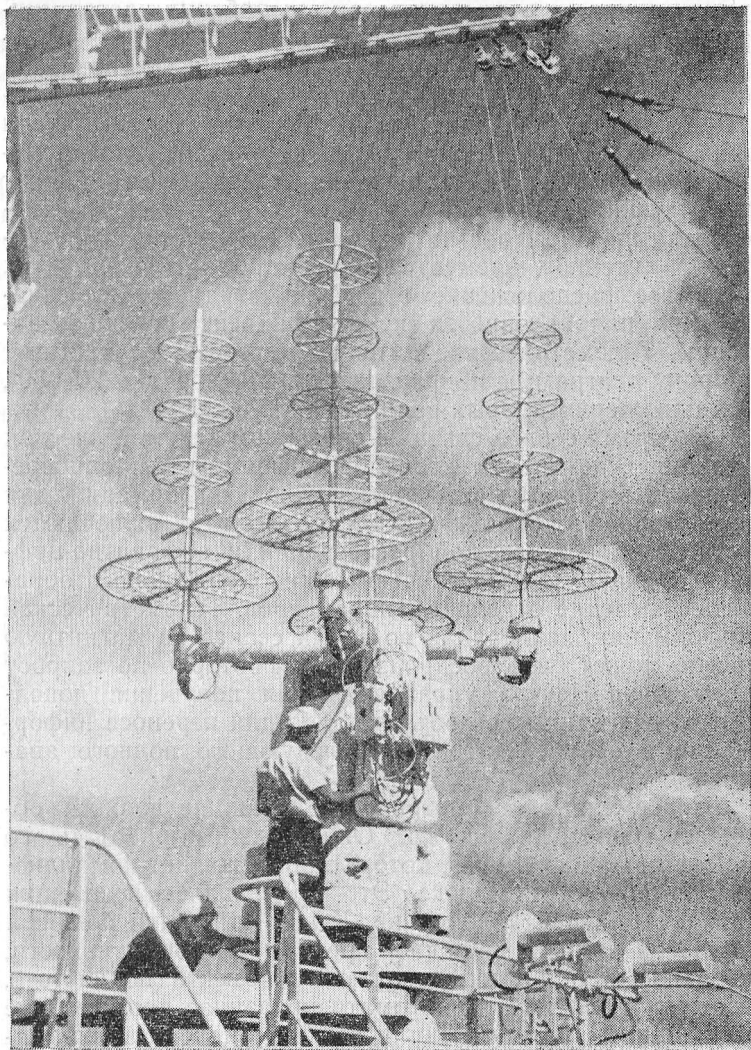


Рис. 2.31. Антенна для приема телеметрических сигналов («Космонавт Юрий Гагарин»).

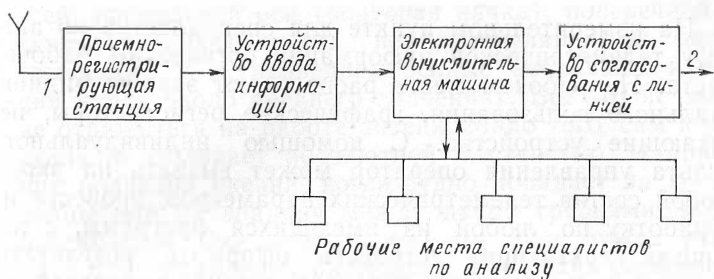


Рис. 2.32. Автоматическая обработка телеметрической информации.
1 — телеметрический радиосигнал; 2 — сигнал в линию связи.

осуществляется с помощью аппаратуры, основу которой составляют универсальные или специализированные электронные вычислительные машины (рис. 2.32). Для этого нужно преобразовать телеметрические сигналы, поступающие от приемной станции, чтобы их можно было использовать в машине. Такую операцию осуществляет устройство ввода информации. После обработки данных потребуется еще одно преобразование сигналов, чтобы согласовать электронную вычислительную машину с линией связи для передачи информации в Центр управления полетом.

Возможны два варианта использования аппаратуры автоматической обработки информации. В основном, первом, варианте программа обработки закладывается в аппаратуру измерительного пункта из Центра управления полетом перед сеансом связи. В этом случае аппаратура на измерительном пункте является частью общего комплекса обработки информации, и операторы, использующие и анализирующие результаты обработки, находятся в Центре управления. Во втором варианте на измерительном пункте находится группа анализа и управления, в компетенцию которой входит выдача команд на космический объект во время сеанса связи. Команды выдаются по результатам оперативной обработки информации. Такой вариант использования средств измерительного пункта обеспечивает большую оперативность управления, но не рассчитан на проведение сложных диагностирующих работ, связанных с использованием данных, полученных на других пунктах.

На измерительном пункте для специалистов по анализу телеметрической информации организуют рабочие места. На рабочем месте располагают экраны индивидуального пользования, графические регистраторы, печатающие устройства. С помощью индивидуального пульта управления оператор может вызвать на экран любой состав телеметрических параметров, провести их обработку по любой из имеющихся программ, с помощью печатающих устройств оформить результаты анализа и по каналам передачи данных переслать их по назначению. Подобные же рабочие места предусмотрены на современных научно-исследовательских судах космической службы.

Суда космической службы оснащаются различными типами телеметрических станций с временным и частотным уплотнением каналов. Многофункциональные радиотехнические системы, установленные на судах, также имеют каналы для приема с космических объектов телеметрической и научной информации. Прием и обработка телеметрических сигналов на научно-исследовательских судах не связаны с какими-либо существенными отличиями по сравнению с наземными измерительными пунктами.

§ 2.5

СТАБИЛИЗАЦИЯ АНТЕНН

Корабельные антенны, предназначенные для измерения координат спутников и межпланетных станций, приема телеметрических сигналов и передачи команд, обладают остронаправленными диаграммами. Поэтому во время сеанса связи, когда спутник пролетает в зоне радиовидимости по небосводу, нужно непрерывно совмещать диаграмму направленности антенны с линией визирования антенна — спутник, добиваясь наилучших условий приема и передачи радиосигналов.

Такая задача возникает и на стационарных (наземных) измерительных пунктах, но на судах ее решение значительно сложнее. Палуба судна, на котором размещены антенны, — не столь незыблемое основание, как суша. Во время сеанса связи судно может изменять курс. Положение судна зависит и от волнения океана — его корпус совершает колебания на волнах вокруг трех

осей: продольной оси (бортовая качка), поперечной оси (килевая качка) и оси, перпендикулярной к палубе (рыскание, т. е. непреднамеренные небольшие изменения курса около среднего значения). Все это не может не отражаться на работе антенн. Мало того, сам корпус судна не обладает абсолютной жесткостью. Например, при волнении океана, когда судно попадает на гребень волны или на впадину между двумя гребнями, корпус прогибается. Оказывается, что это тоже нужно учитывать при управлении антеннами. Всех этих сложностей, конечно, нет на наземных измерительных пунктах. Поэтому и возникает задача стабилизации корабельных антенн.

Какие же функции должна выполнять в условиях плавания аппаратура стабилизации и управления антеннами?

Вначале, еще до наступления сеанса связи, антенны должны быть выставлены по целеуказаниям: их нужно направить в ту точку небосвода, в которой по расчету должен начаться прием сигналов со спутника. Эта точка лежит на линии горизонта или приподнята над горизонтом на небольшой угол $\delta_{\min}$ (§ 1.4).

Но этого недостаточно. Из-за неизбежных погрешностей в расчете целеуказаний, в особенности когда антенна имеет острую диаграмму направленности, спутник может не оказаться в расчетное время в зоне приема радиосигналов. Тогда потребуется отойти от целеуказаний и осуществить поиск сигнала в ограниченной области пространства, размеры которой зависят от ожидаемой неточности целеуказаний. Поиск может понадобиться и в ходе сеанса связи, например при кратковременном прекращении приема сигнала (из-за помех).

Но предположим, что поиск завершился успешно — сигнал от спутника обнаружен, принят, и начался сеанс связи. Теперь нужно осуществить движение антенны вслед за спутником по заранее рассчитанной программе, т. е. сопровождать спутник в его перемещении по небосводу.

Так же, как и целеуказания, расчет программы может оказаться неточным. Поэтому должна быть предусмотрена коррекция программы с учетом реального движения спутника. Необходимые для этого данные получают по измерению азимута и угла места спутника

одним из способов, рассмотренных в § 2.3. При обнаружении расхождения между программой управления антенной и реальным движением спутника, в программу вносят поправки.

Все это справедливо для любых пунктов — и корабельных, и наземных. Но теперь пора вспомнить, что антенна установлена на палубе судна: учтем качку и возможные изменения курса. Для этого следует измерить все необходимые углы — качки, рыскания и курса, — чтобы принять их в расчет и не дать антенне потерять сигнал со спутника.

Решить эти задачи далеко не просто. Угловые колебания палубы на волнах, даже при относительно небольшом ветре, достигают $10\text{--}15^\circ$ и более, а ширина диаграммы направленности у корабельных антенн подчас измеряется долями градуса. Допустимая ошибка управления антенной (чтобы сигнал не был потерян) значительно меньше ширины диаграммы направленности и может составлять для остронаправленных антенн лишь несколько минут. Рассмотрим на одном из примеров, как можно было бы решить эти задачи в реальной аппаратуре.

Пусть конструкция корабельной антенны такова, что ее зеркало может поворачиваться вокруг трех осей (рис. 2.33). Первая из осей AB перпендикулярна плоскости палубы. Ее можно назвать вертикальной — и она, действительно, вертикальна, когда судно идет по спокойной воде. Углы поворота антенны вокруг оси AB обозначим через μ . Конструктивно вертикальная ось составляет единое целое с неподвижным основанием антенны, которое, в свою очередь, жестко связано с палубой.

На вертикальной оси смонтировано поворотное основание антенны. Оно содержит вторую — промежуточную ось, которая на рис. 2.33 в точке B проходит перпендикулярно к плоскости книжной страницы. Углы поворота антенны вокруг промежуточной оси обозначены через ν . Таким образом, ось CD , показанная на рис. 2.33, может наклоняться относительно палубы. Наконец, само зеркало антенны имеет возможность повернуться вокруг оси CD на угол ξ . Ось CD назовем горизонтальной.

Такая конструкция с тремя осями вращения может устранить влияние на антенну волнения океана. Задача

сводится к тому, чтобы, несмотря на качку, неизменно поддерживать ось CD в строго горизонтальном положении. Она решается следующим образом.

Предположим, что судно идет постоянным курсом на спокойной воде. Если заранее известно движение спутника по небосводу на предстоящий сеанс связи, то можно рассчитать такие законы изменения во времени углов μ , ν , ξ , чтобы антенна точно сопровождала спутник. Не касаясь того, как вычисляются эти углы, назовем их значения программными — $\mu_{пр}$, $\nu_{пр}$, $\xi_{пр}$. Это функции времени на интервале сеанса связи.

Разумеется, программные углы еще нельзя использовать для управления антенной. Во-первых, нужно учесть бортовую качку, килевую качку, рыскание и для этого измерять углы качки и рыскания и вводить в программу необходимые поправки. Точно так же следует учесть изменения курса. Во-вторых, нужно предусмотреть изменения программных углов для осуществления поиска спутника и для коррекции программы при обнаружении неточностей ее расчета. После введения в программу этих изменений получим углы μ , ν , ξ , которые теперь уже можно использовать для управления — они поступают в цепи электрического силового привода антенны.

Все эти операции выполняются вычислительной машиной, как показано на рис. 2.34 (принцип расчета всех трех углов одинаковый). Необходимые данные для расчета поправок на бортовую, килевую качку, рыскание и курс вырабатываются в корабельной системе местоопре-

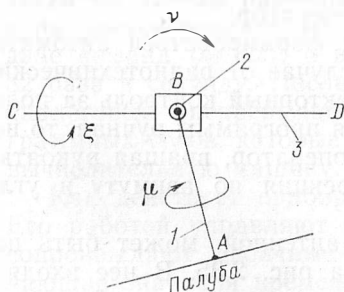


Рис. 2.33. Оси вращения судовой антенны.

1 — вертикальная ось; 2 — промежуточная ось; 3 — горизонтальная ось.

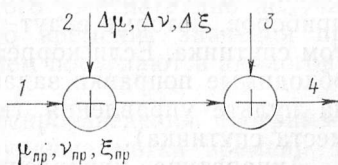


Рис. 2.34. Вычисление рабочих углов.

1 — программные углы; 2 — поправки на бортовую качку, килевую качку, рыскание и курс; 3 — сигналы поиска и коррекции; 4 — рабочие углы.

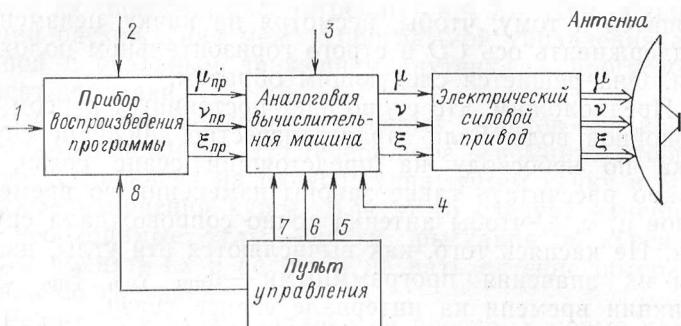


Рис. 2.35. Аппаратура управления антенной.

1 — опорные точки программы (перфолента); 2 — сигналы единого времени; 3 — углы бортовой качки, килевой качки, рыскания и курса; 4 — сигналы автоматической коррекции и автоматического сопровождения; 5 — сигнал ручной коррекции; 6 — сигналы поиска; 7 — переключение режимов; 8 — пуск программы.

деления. Там углы крена, дифферента и рыскания определяются гироскопическими приборами. Эти же приборы измеряют курс судна.

Следующая операция — введение сигналов поиска и коррекции. Сигнал поиска заставляет антенну просматривать небольшую область пространства вблизи программных углов, например, по закону спирали: это нужно для обнаружения радиосигнала со спутника. Сигнал поиска вырабатывается специальным генератором, и тогда поиск происходит автоматически. Возможен также и ручной поиск, когда движение антенны для обнаружения спутника осуществляет оператор.

Сигнал коррекции может формироваться автоматически. Он поступает в этом случае от радиотехнических приборов, которые ведут траекторный контроль за полетом спутника. Если коррекция программы ручная, то необходимые поправки задает оператор, вращая рукоятки на пульте управления (коррекция по азимуту и углу места спутника).

Аппаратура управления антенной может быть построена так, как показано на рис. 2.35. В нее входят: прибор воспроизведения программы, который задает углы $\mu_{пр}$, $\nu_{пр}$, $\xi_{пр}$ как функции времени; аналоговая вычислительная машина для расчета рабочих углов μ , ν , ξ ; электрический силовой привод и пульт дистанционного управления.

Программа управления антенной готовится заранее на универсальной электронной вычислительной машине и вводится в прибор воспроизведения с помощью телеграфной перфоленты. Лента содержит в двоичном коде значения углов $\mu_{\text{пр}}$, $\nu_{\text{пр}}$, $\xi_{\text{пр}}$ для ряда опорных точек на протяжении сеанса связи и значения текущего времени для этих точек. Прибор воспроизведения программы должен рассчитать программные углы в интервалах между опорными точками и преобразовать результаты расчета из двоичной (дискретной) формы в аналоговую.

Отрезок программы между соседними опорными точками представляется в виде следующих многочленов:

$$\mu_{\text{пр}}(t) = a_0 + a_1 t + a_2 t^2, \quad (2.35)$$

$$\nu_{\text{пр}}(t) = b_0 + b_1 t + b_2 t^2, \quad (2.36)$$

$$\xi_{\text{пр}}(t) = c_0 + c_1 t + c_2 t^2, \quad (2.37)$$

где t — текущее время, отсчитываемое от опорной точки (от начала интервала). Коэффициенты a_0 — c_2 для каждого интервала, предварительно рассчитанные на универсальной вычислительной машине, записываются на перфоленту. Один кадр перфоленты для какой-либо опорной точки в начале n -го интервала содержит 10 двоичных чисел: текущее время для момента начала интервала и 9 коэффициентов a_0 — c_2 для этого интервала (единица кода обозначается отверстием на «знакоместе» ленты, нуль — отсутствием отверстия). В одной из аппаратных реализаций каждому из десяти чисел отводится по 12—16 разрядов, причем предусмотрен контроль достоверности, аналогичный контролю при передаче команд (§ 2.2), а вычисления ведутся с частотой 32 раза в секунду. После этого уже нетрудно получить аналоговые (непрерывные во времени) значения программных углов, которые затем поступают в аналоговую вычислительную машину.

Как действует прибор воспроизведения программы? Его работой управляют секундные метки времени. Их сопровождают двоичные кодовые комбинации, обозначающие значения времени для каждой метки.

Прибор воспроизведения программы построен по принципу цифровой вычислительной машины. Когда идет расчет углов $\mu_{\text{пр}}$, $\nu_{\text{пр}}$, $\xi_{\text{пр}}$ для какого-либо (n -го) интервала программы, машина уже подготовлена для

работы в следующем ($n+1$ -м) интервале: кадр перфоленты — время и коэффициенты — переведен в регистр прибора. В регистре ведется непрерывное сравнение двух кодовых комбинаций: кода очередной метки текущего времени, поступающего от аппаратуры единого времени, и кода времени для начала $n+1$ -го интервала, хранящегося в регистре. Когда коды совпадут, т. е. наступит момент начала $n+1$ -го интервала, машина меняет значения коэффициентов и приступает к расчету $n+1$ -го отрезка программы. Одновременно в регистр переводится кадр перфоленты, соответствующий следующему ($n+2$ -му) интервалу. Таким образом здесь использован тот же прием, что и в бортовых программно-временных устройствах при управлении спутниками (§ 2.2).

Следующий элемент аппаратуры управления антенной — аналоговая вычислительная машина. Сюда приходят программные углы $\mu_{\text{пр}}$, $\nu_{\text{пр}}$, $\xi_{\text{пр}}$. Машина должна учесть бортовую и килевую качку судна, его рыскание и реальный курс, здесь же в программу должны быть введены сигналы для осуществления поиска и коррекции. Далее следует электрический силовой привод, где сигналы усиливаются и подаются на мощные двигатели, поворачивающие зеркало антенны.

Запуск программы осуществляется с пульта дистанционного управления. Программа включается в расчетный момент, когда спутник по целеуказаниям должен войти в зону радиовидимости. Это делает оператор или может выполняться автоматически по сигналам единого времени.

Оператор может задать с пульта один из режимов работы. Первый — основной режим, при котором антенна отрабатывает программные углы $\mu_{\text{пр}}$, $\nu_{\text{пр}}$, $\xi_{\text{пр}}$ с учетом поправок на качку, рыскание и изменение курса. Второй режим — поиск. Он отличается тем, что антенна автоматически совершает дополнительное (по отношению к основному режиму) движение в окрестностях программных углов для обнаружения радиосигналов со спутника. При третьем режиме — ручной коррекции — оператор имеет возможность, вращая две рукоятки на пульте, вводить в программу поправки по азимуту и углу места спутника. Те же рукоятки позволяют осуществить в случае необходимости ручной поиск сигнала. При четвертом режиме — автоматической кор-

рекции — необходимые поправки к программе определяют радиотехнические приборы, которые измеряют реальные углы визирования спутника. В пятом режиме осуществляется автоматическое сопровождение спутника, т. е. программа отключена и антенна управляется только по сигналам радиотехнических приборов.

Такой способ стабилизации корабельных антенн не является единственно возможным. Применяется и другой способ, более простой в принципиальном отношении, но не менее сложный в аппаратурной реализации. Антенна размещается на платформе, положение которой поддерживается постоянным (стабилизируется) по азимуту, бортовому крену и дифференту. Отличие здесь состоит в том, что процессы стабилизации антенны на волнении и управления зеркалом антенны для сопровождения спутника во время сеанса связи протекают независимо, и сигналы, управляющие этими двумя процессами, проходят по раздельным цепям. Иными словами, имеются две независимые системы автоматического регулирования — для платформы, на которой укреплено основание антенны (противодействие качке) и для зеркала антенны (движение диаграммы направленности вслед за спутником). Как обычно бывает, каждый из двух возможных способов имеет свои положительные и отрицательные стороны. На судах космической службы нашли применение оба способа стабилизации антенн.

Теперь отметим еще одну функцию аппаратуры управления корабельными антеннами. Она должна рассчитывать и вводить поправки на деформации корабельного корпуса, вызванные действием волн и ветра. Эти поправки нужны потому, что антенны, установленные в разных местах судна, при деформации корпуса наклоняются по отношению друг к другу, и оси опорно-поворотных устройств, перпендикулярные к палубе, перестают быть параллельными. Это, очевидно, ведет к ошибкам при отсчете углов, определяющих положение линии визирования антенна — спутник.

Для измерения деформации корабельного корпуса вдоль его оси (под палубой и основаниями антенн) проложена труба — световой канал, в котором пропущен луч света или луч лазера (рис. 2.36). Когда судно идет по спокойной воде (деформации нет) луч в конце светового канала попадает точно в центр мишени, состоя-

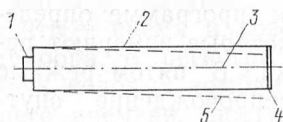


Рис. 2.36. Измерение деформаций судового корпуса.

1 — источник света; 2 — световой канал; 3 — луч света; 4 — мишень из светочувствительных элементов; 5 — изгиб корпуса.

щей из светочувствительных элементов. При изгибе корпуса луч смещается от центра мишени, что позволяет получить электрические сигналы, пропорциональные величинам деформаций. Сигнал поступает в вычислительную машину и учитывается при расчетах.

Все это совершенно необходимо, когда места установки корабельных антенн разнесены по палубам, а сами антенны обладают остронаправленными диаграммами. При слабонаправленных антеннах или установке на судне лишь одной остронаправленной антенны учет изгиба корпуса может оказаться излишним.

Так осуществляется управление корабельными антеннами. В заключение скажем еще несколько слов о роли промежуточной оси антенны (рис. 2.33). Эта ось, помимо назначения, о котором было рассказано выше, выполняют еще одну функцию.

Читатель, вероятно, помнит, что в тех случаях, когда спутник, двигаясь по небосводу над антенной измерительного пункта, проходит точно в зените, азимут скачком изменяется на 180° (§ 1.4). Если бы антенна имела только две оси вращения (по азимуту на 360° , по углу места на 90°), она должна была бы мгновенно повернуться на пол-оборота вокруг вертикальной оси. Разумеется, это невозможно: никакая конструкция силового привода не сможет создать столь высокую скорость вращения. Оказывается, что, располагая не двумя, а тремя осями вращения, можно так рассчитать программу изменения углов $\mu_{пр}$, $\nu_{пр}$, $\xi_{пр}$, чтобы скорость вращения антенны относительно любой оси не превосходила допустимых значений в самых неблагоприятных условиях, в том числе, когда спутник проходит над судном в зените.

Аппаратура стабилизации и управления антеннами представляет собой весьма важную часть оборудования научно-исследовательских судов. Особенно совершенной стабилизация должна быть при траекторных измерениях в океане, если в число определяемых величин

входят углы — азимут и угол места спутника. От быстроедействия и точности системы стабилизации антенн зависит качество информации, поступающей на судно во время сеансов связи.

§ 2.6

МЕСТООПРЕДЕЛЕНИЕ КОРАБЕЛЬНОГО ПУНКТА

Одно из основных отличий в работе научно-исследовательских судов — плавучих измерительных пунктов — от наземных пунктов заключается в том, что географическое положение плавучих измерительных пунктов не фиксировано на земной поверхности, а может изменяться от сеанса к сеансу. Плавучему измерительному пункту назначается точка для работы в акватории Мирового океана. Ее координаты выводятся из расчетов по баллистическому обеспечению космического полета, и научно-исследовательское судно должно занять именно эту точку, с наибольшей возможной для него тщательностью соблюдая заданные координаты.

Измерение географических координат в океане — обычная задача морской навигации. Ее цель состоит в том, чтобы привести судно в определенный пункт Земли или направить его в океане по определенному маршруту. Эту задачу решает штурманская служба морских судов. При полном внешнем сходстве работы штурманов-навигаторов и задачи местоопределения корабельного измерительного пункта они имеют немаловажное различие. Штурманов интересует положение судна относительно окружающих наземных и морских ориентиров — портов, островов, проливов, отмелей, рифов. Плавучий же измерительный пункт должен быть привязан к определенной точке океана, которая задана в выбранной баллистикой геоцентрической системе координат. Разница между навигацией судов и местоопределением пункта заключается в том, что положение наземных ориентиров в принятой геоцентрической системе может быть известно далеко не точно, с ошибками, измеряемыми сотнями метров. Это, конечно, нельзя не учитывать: будучи привязано совершенно точно в обычном навигационном смысле, судно может быть расположено

недопустимо грубо относительно осей геоцентрических координат.

Особенно тщательно навигационная (а лучше сказать — геодезическая) привязка плавучих измерительных пунктов должна выполняться при траекторных измерениях, так как точность баллистических расчетов и точность прогноза орбит зависят от ошибок в задании геоцентрических координат измерительных пунктов.

В содержание задач по местоопределению плавучего измерительного пункта, кроме измерения координат, включается также измерение положения судна относительно плоскости географического меридиана и плоскости горизонта. Сюда входят измерение курса и рыскания судна по курсу, а также углов крена при бортовой и килевой качке.

Определение места научно-исследовательского судна может быть выполнено несколькими различными методами, которые могут быть разграничены примерно так: традиционные штурманские методы навигационной привязки, основанные на применении компаса, лага, секстана и хронометра; радиотехнические методы, при которых используется различное радиотехническое оборудование — радиопеленгаторы, радиомаяки, радиолокационные станции и другие; применение инерциальных навигационных систем; применение навигационных искусственных спутников Земли. Рассмотрим более подробно каждый из этих методов.

Традиционные методы

Под таким достаточно условным названием могут быть объединены местоопределения корабельного пункта по счислению, по известным ориентирам и по астрономическим наблюдениям небесных светил.

Определение счислимого места производится по результатам графического построения маршрута и навигационной прокладки при постоянном учете курса и пройденного пути, поправок на показания компаса и лага, влияния ветра и течений. Маршрут судна наносят на морскую навигационную карту. При этом курс определяется по гироскопическому или магнитному компасу, расстояние — по лагу, время — по хронометру, поправки компаса и лага — по таблицам, течения берут из лоции.

Навигационную прокладку начинают с определения места судна наиболее точным из возможных навигационных способов в момент начала движения и ведут на протяжении всего рейса. Графическое счисление пути и навигационная прокладка предполагают периодическую корректировку счислимого места другими, более точными способами. Периодичность корректировки зависит от навигационной обстановки и требуемой точности знания места измерительного пункта.

Точность определения места счислением зависит от ошибок первоначального определения координат судна, от ошибок приборов, правильного учета ветра и течений, а также от аккуратности выполнения графических работ на карте. Точность этого способа невысока, особенно при больших промежутках времени между корректировками счисления.

Место судна можно определить, если в пределах видимости имеются какие-либо ориентиры, координаты которых известны: острова, характерные очертания берега, горы, здания или сооружения. Наиболее часто используются пеленги, т. е. углы между направлением на выбранный ориентир и на север. Если взять пеленги двух ориентиров, то место судна определится на пересечении двух линий, построенных на карте. Могут измеряться также расстояния до ориентиров, тогда место судна определяют по двум дальностям или по пеленгу и дальности. Наиболее точно место судна может быть рассчитано, если угол между направлениями на ориентиры близок к 90° . Для повышения точности расчета полезно увеличивать число ориентиров, чтобы усреднять результаты вычислений при построении на карте линий положения.

Для измерения пеленгов и дальностей на судне нужны компас, пеленгатор, дальномер. Точность измерения оптическими пеленгаторами и дальномерами зависит от условий наблюдения. На ошибку определения места влияет также точность привязки самих ориентиров. Могут использоваться и своеобразные подводные ориентиры: отмели, впадины и другие, точная привязка которых может выполняться заблаговременно. Вообще предварительная подготовка района работы может существенно повысить точность привязки плавучих измерительных пунктов к географическим координатам.



Рис. 2.37. Измерение высоты Солнца секстаном.

Географические координаты судна можно рассчитать на основании результатов астрономических наблюдений, если измерить высоту каких-либо светил, т. е. углы, под которыми они видны над линией горизонта. Для измерения высоты служит секстан (рис. 2.37). Его основные части — зрительная труба, система зеркал, сектор со шкалой градусных делений. Штурман, держа прибор в руках, поворачивает зеркало. При этом он смотрит в трубу и старается совместить изображение светила (Солнца, звезды), отраженное зеркалами, с линией горизонта. В момент совмещения берется отсчет по шкале, он дает высоту светила.

Определение географической широты, на которой находится судно, может быть выполнено так. Несколько раз, незадолго до и сразу же после полудня, измеряют высоту Солнца. Из этих наблюдений выявляются наибольшее значение высоты и момент времени, когда она достигает максимума, т. е. истинный полдень в пункте наблюдения. Полуденная высота Солнца однозначно связана с широтой пункта наблюдения, если дополни-

тельно известна дата — месяц и день. Эту зависимость можно получить из таблиц, так что расчет широты получается несложным.

Чтобы вычислить географическую долготу, нужно знать местное время в пункте наблюдения и местное время нулевого меридиана. Если, скажем, пункт наблюдения лежит восточнее нулевого меридиана, то истинный полдень наступает в этом пункте раньше. На каждые 15 градусов долготы разница по времени составляет один час. Следовательно, долгота пункта наблюдения определяется разностью местного времени в этом пункте и на нулевом меридиане. Для начала отсчета времени необязательно брать нулевой меридиан, можно взять меридиан Москвы. Время определяется по морскому хронометру. Еще более точно «опорное» время можно выяснить по сигналам, передаваемым по радио. Расчет долготы получается тоже несложным.

Так можно определить широту и долготу с помощью секстана и хронометра. Современные штурманы пользуются иной методикой. Они измеряют высоту нескольких светил и строят на карте линии их положения. Измеренному значению высоты на поверхности земного шара соответствует окружность: из любой точки этой окружности звезда видна в момент наблюдения под одинаковым углом. Пересечение окружностей, построенных для двух звезд, дает географическое положение судна. Принципиальная сторона дела при такой методике не изменилась — для местоопределения судов нужно измерять высоту светил и знать время. Чтобы увеличить точность местоопределения, отсчеты высот берут несколько раз.

Точность определения места по астрономическим наблюдениям в открытом океане при благоприятных условиях составляет 1—2 морские мили.

Радиотехнические ориентиры позволяют определять место судна в океане на больших дальностях, независимо от времени суток и погоды, часто с более высокой точностью, чем при визуальных наблюдениях. Здесь углы измеряются радиопеленгаторами, а дальности — с помощью радиолокационных станций.

Радиопеленгаторы эффективны на дальностях днем до 175 миль, ночью дальность точного пеленгования уменьшается. По данным радиотехнических измерений

строят линии положения, на пересечении которых находят место судна.

В судовождении получили некоторое распространение разностно-дальномерные радионавигационные системы, у которых линии положения — гиперболы. Мы не будем задерживать внимание читателя на этих системах. Для местоопределения корабельных измерительных пунктов они не применяются из-за недостаточной точности.

Инерциальные навигационные системы

О принципе действия инерциальных систем мы рассказывали в § 1.3, в разделе об управлении полетом ракет-носителей. Инерциальные системы, используемые для местоопределения судов, могут иметь два акселерометра, размещенные на горизонтальной гиросtabilизированной платформе. Ось чувствительности одного из акселерометров устанавливается по линии север—юг, другого — по линии восток—запад, и они измеряют ускорения судна в меридиональном и широтном направлениях. После двойного интегрирования ускорений получают путь, пройденный судном в этих направлениях.

Чтобы выходные сигналы, вырабатываемые инерциальной системой, отражали реальный путь судна, должна соблюдаться точная ориентация платформы с акселерометрами. Во-первых, она должна всегда оставаться строго горизонтальной; во-вторых, оси чувствительности акселерометров должны быть направлены всегда на север и на восток. Эти задачи решаются, как и на ракетах-носителях, с помощью гироскопов.

Особенно сложна первая задача. Дело в том, что при движении судна по маршруту вдоль поверхности Земли платформа с акселерометрами, чтобы оставаться горизонтальной, должна поворачиваться в абсолютном (инерциальном) пространстве (рис. 2.38). Между тем гироскопы стремятся сохранить постоянную ориентацию платформы именно в инерциальном пространстве. Следовательно, платформу приходится принудительно разворачивать, что создает благоприятные условия для появления ошибок. Аналогичные явления возникают и на неподвижном судне, постоянно находящемся в одной и той же точке океана, в этом случае — из-за вращения

Земли. Это тоже понятно из рис. 2.38, если считать, что цифрами 1, 2 отмечены не две различные, а одна и та же точка земной поверхности, но в два последовательных момента времени.

Нарушение горизонтального положения платформы ведет к ошибке, природа которой характерна для инерциальных систем (рис. 2.39). При наклоне оси чувствительности прибора на угол α составляющая ускорения $g \sin \alpha$ будет перемещать чувствительную массу прибора, сжимая одну пружину и растягивая другую. В результате на выходе акселерометра появится ложный сигнал, который после интеграторов приведет ко все более нарастающей ошибке в определении координат. Происходит накопление ошибок, о котором была речь в § 1.3.

Для повышения точности местоопределения судна прибегают к периодической коррекции положения гиросплатформы по каким-либо другим приборам, например астрономическим или радиоастрономическим. С помощью инерциальных систем можно добиться определения места судна в океане с ошибкой, составляющей одну-две сотни метров.

При траекторных измерениях, выполняемых на судах, от инерциальной аппаратуры может потребоваться определение скорости вертикального перемещения судна (в направлении вверх—вниз). Такая составляющая скорости появляется при качке на волнении и может значительно искажать результаты измерений радиальной

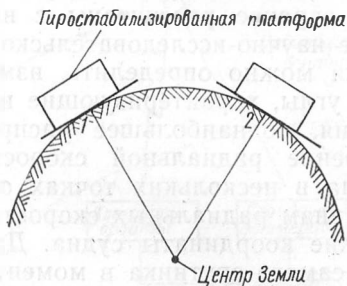


Рис. 2.38. Горизонтальная гиросtabilизированная платформа в двух точках 1, 2 земной поверхности.

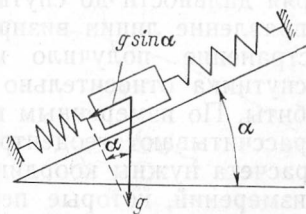


Рис. 2.39. Ошибка акселерометра при наклоне гиросtabilизированной платформы.

скорости спутников, выполняемых на основе эффекта Доплера. Добавление на гиросtabilизированной платформе третьего акселерометра и одного интегратора позволяет измерить скорость вертикальных колебаний судна и учесть ее при определении истинной радиальной скорости спутника. Точность измерения радиальной скорости зависит не только от вертикальной качки. Игрaют роль горизонтальные перемещения судна (например, скорость дрейфа), а также бортовая качка, килевая качка и рыскание по курсу — в зависимости от того, где установлена антенна измерительной станции по отношению к центру качания судна на волнах. Ошибка из-за качки может достигать десятков сантиметров в секунду, и ее нужно учитывать.

Спутниковые навигационные системы

Основа применения спутников для местоопределения судов в океане состоит в следующем. Чтобы узнать положение судна в какой-либо геоцентрической системе координат, нужно иметь опорный ориентир, положение которого в интересующей нас системе координат точно известно. Далее нужно измерить положение судна относительно опорного ориентира. Теперь имеются все данные для расчета геоцентрических координат судна.

В качестве опорного ориентира используется спутник, орбита которого и положение на орбите в фиксированные моменты времени заранее рассчитаны с высокой точностью. Положение научно-исследовательского судна относительно спутника можно определить, измеряя дальности до спутника, углы, характеризующие направление линии визирования, но наибольшее распространение получило измерение радиальной скорости спутника относительно судна в нескольких точках орбиты. По измеренным величинам радиальных скоростей рассчитывают геоцентрические координаты судна. Для расчета нужны координаты самого спутника в моменты измерений, которые передаются на судно со спутника в виде закодированных радиосигналов.

Сведения о положении спутника на орбите в фиксированные моменты времени называют эфемеридами. Для расчета эфемерид наземные станции измеряют па-

раметры движения спутника и по этим данным определяют его будущее движение. Рассчитанные на электронных машинах эфемериды передаются по радио на спутник и попадают там в бортовое запоминающее устройство. Далее с постоянной периодичностью, например каждые одну или две минуты, эфемериды передаются на Землю вместе с сигналами точного времени. В бортовом запоминающем устройстве эфемериды периодически обновляются (один-два раза в сутки).

Если на круговых полярных орбитах высотой 1000 км, плоскости которых смещены по отношению друг к другу на 45° , обращаются четыре навигационных спутника, то в любом районе Земли местоопределение судов возможно не реже, чем каждые два часа. При такой высоте орбиты спутник виден с судна на двух-трех последовательных витках. Для местоопределения судна достаточно одного пролета спутника в зоне видимости судна. Процесс местоопределения может быть автоматизирован.

Точность определения места судна с помощью навигационных спутников может составлять 100—200 м в любом районе рабочей зоны, простирающейся практически на всю поверхность Земли. Точность не зависит от погоды и времени суток.

Оборудование системы спутниковой навигации состоит из трех групп устройств (рис. 2.40). Первая

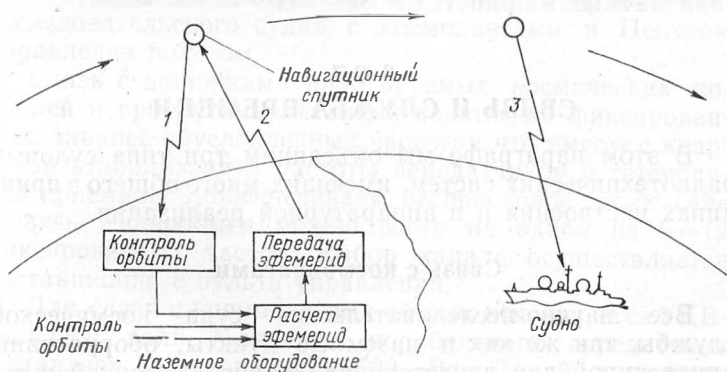


Рис. 2.40. Спутниковая навигационная система.

1 — траекторная информация; 2, 3 — эфемеридная информация (не показаны радиоканалы телеметрии и управления полетом).

группа устройств служит для радиоконтроля орбиты, расчета эфемерид и передачи их на спутник. Она включает в себя размещенные на суше радиотехнические станции для измерения параметров движения и передачи эфемерид, электронные вычислительные машины для их расчета. На спутниках (вторая группа) смонтированы приборы для приема, запоминания и автоматической передачи на Землю эфемеридной информации и сигналов точного времени, а также передачи высокостабильного сигнала, предназначенного для измерения радиальной скорости спутника. Для исключения влияния ошибок, вызванных ионосферой, передача сигналов для доплеровских измерений может вестись на двух несущих частотах. Устройства третьей группы размещены на определяющихся судах. Сюда входят радиоприемник с измерителем частоты Доплера, специализированная вычислительная машина для расчета координат судна и печатающее устройство для вывода информации из машины.

Так определяют координаты плавучего измерительного пункта. Задача измерения курса судна, углов рыскания по курсу и качки на волнении решается с помощью гироскопических приборов. Мы не будем задерживаться на устройстве и работе этих приборов, принцип их действия не отличается от принципа действия описанных выше гироскопических приборов, устанавливаемых на ракетах-носителях.

§ 2.7

СВЯЗЬ И СЛУЖБА ВРЕМЕНИ

В этом параграфе мы объединим три типа судовых радиотехнических систем, имеющих много общего в принципах построения и в аппаратурной реализации.

Связь с космонавтами

Все научно-исследовательские суда космической службы, так же как и наземные пункты, оборудованы аппаратурой для двухсторонней радиотелефонной и телеграфной связи с экипажами пилотируемых космических кораблей и орбитальных станций. Эта аппаратура работает в УКВ-диапазоне радиоволн и обеспечивает

связь космического объекта с научно-исследовательским судном при полете в пределах прямой видимости. Радиопереговоры с космонавтами возможны не только при орбитальном полете, но и на траектории снижения, пока спускаемый отсек космического корабля находится в зоне видимости.

Предусмотрена возможность коммутировать радиотелефонные сигналы, пришедшие из космоса, на каналы связи с Центром управления полетом и, таким образом, организовать двухсторонние переговоры космонавтов с Центром. Все переговоры обычно записывают на магнитную ленту, на которую одновременно наносятся минутные метки, получаемые от аппаратуры системы единого времени. Предусмотрена передача в Центр (и на космические объекты) фонограмм, которые были предварительно записаны на магнитофоне. Чтобы увеличить возможности радиообмена, используется запись фонограмм для последующей их передачи по радиоканалу со скоростью, в несколько раз превышающей исходную. Для этого служат специальные магнитофоны.

Для переговоров с космонавтами на судах оборудованы кабины. Они располагаются в лабораториях, в которых сосредоточено управление средствами корабельного измерительного пункта. Это дает наибольшую оперативность при совместных действиях экспедиции научного судна с космонавтами. Здесь же смонтированы пульты для коммутации всех каналов связи научно-исследовательского судна с космонавтами и Центром управления полетом.

Связь с экипажами пилотируемых космических кораблей и орбитальных станций ведется на фиксированных, заранее обусловленных частотах, что вместе с кварцевой стабилизацией частоты передатчиков и гетеродинов приемников обеспечивает бесперерывное вхождение в связь. Радиообмен можно вести на одной из 6—12 фиксированных частот. Выбор канала осуществляется дистанционно с пульта управления.

Для связи с космонавтами обычно используется УКВ-диапазон волн. Мощность корабельного передатчика составляет примерно 300—500 Вт. Такой мощности вполне достаточно для радиосвязи на предельных дальностях в зоне геометрической видимости. При высоте орбиты 300 км эта дальность не превышает 2000 км.

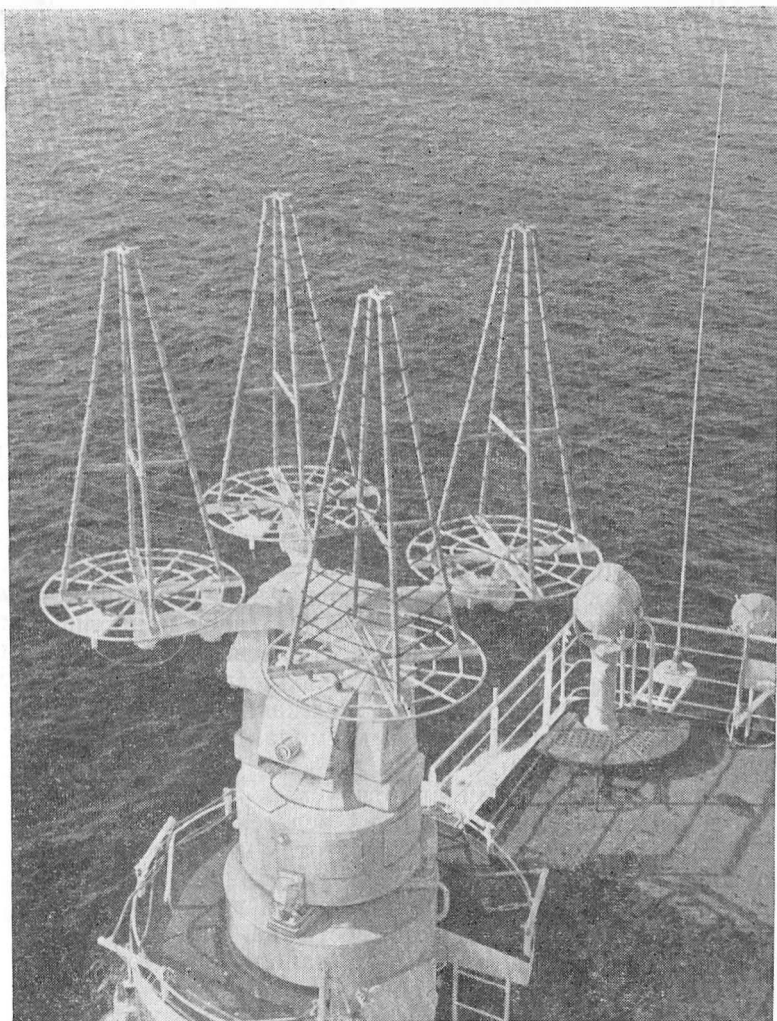


Рис. 2.41. Судовая антенна, предназначенная для радиосвязи с космонавтами («Космонавт Владислав Волков»).

Один из типов антенн, используемых на научно-исследовательских судах для связи с космонавтами, представлен на рис. 2.41. Конструкции приемной и передающей антенн одинаковы. Диаграмма направленности антенны плавно поворачивается вслед за космическим кораблем. Ширина диаграммы составляет $25-30^\circ$ в зависимости от выбранного канала, поэтому подобные антенны не нуждаются в автоматической стабилизации на волнении (§ 2.5). Без точной стабилизации они могут обеспечить устойчивую связь научно-исследовательских судов с космосом при волнении океана до 7—8 баллов.

Радиосвязь с космонавтами может осуществляться также через антенны командно-измерительных систем, установленных на универсальных судах космической службы. В этом случае телефонные и телеграфные сигналы идут по тем же каналам, по которым передается командная, траекторная и телеметрическая информация.

При невысоких орбитах, а также на участке снижения с орбиты для связи с космонавтами могут использоваться также коротковолновые каналы.

Связь с Центром управления полетом

По двухсторонним каналам радиосвязи научно-исследовательское судно — Центр управления полетом проходят следующие виды информации. Во-первых, это командная, траекторная, телеметрическая и телеграфно-телефонная информация, направляемая в космос или поступающая из космоса. Она должна передаваться быстро и без ошибок. Через судовую аппаратуру связи эта информация идет транзитом или же запоминается на судне (например, записывается на магнитную ленту) для последующей передачи в радиоканал. Во-вторых, на суда передается технологическая информация, определяющая режимы работы и настройки судовых радиотехнических станций на предстоящие сеансы связи. Сюда же относится передача начальных условий для расчета на судах целеуказаний и программ управления антеннами. Третий вид информации составляет связь начальников экспедиций и капитанов с Центром, необходимая для организации сеансов связи с космосом и повседневной работы экспедиций.

Радиосвязь с Центром управления полетом осуществляется с помощью мощных коротковолновых радиосредств либо через спутниковые каналы связи. Кроме того, суда космического флота оснащены УКВ-радиостанциями для связи с соседними судами и самолетами при выполнении совместных работ.

Передающие станции КВ-диапазона, устанавливаемые на научно-исследовательских судах, имеют примерно такие характеристики: мощность от 5 до 15 кВт, диапазон волн от 4 до 25 МГц, дальность действия более 14 000 км. Отдаленность районов плавания — главная трудность в организации радиосвязи с Центром управления полетом.

В случае невозможности прямой связи с Центром из-за больших расстояний или при неблагоприятных условиях прохождения радиоволн связь организуется через другие научно-исследовательские суда, находящиеся в океане, или через наземные станции, с которыми удастся в это время наладить радиосвязь.

Устойчивая и высококачественная радиосвязь с Центром управления полетом осуществляется через спутники «Молния» (рис. 2.42). Эти спутники имеют сильно вытянутые орбиты с перигеем высотой около 500 км, апогеем 40 000 км и периодом обращения 12 ч. Благодаря такому выбору периода обращения трасса спутника каждые сутки проходит через одни и те же географические пункты.

Большая высота спутника в апогее позволяет поддерживать через него длительную связь между удаленными друг от друга географическими пунктами, в которых спутник виден одновременно. Например, связь между Москвой и Владивостоком с помощью одного спутника поддерживается в продолжение 9 ч. Если использовать несколько спутников, разнесенных по долготе восходящих узлов, которые последовательно друг за другом появляются над обслуживаемой территорией, то связь может быть непрерывной.

Научно-исследовательские суда могут поддерживать спутниковую связь с Центром управления полетом в пределах общей зоны радиовидимости судна и приемно-передающей станции, расположенной на территории СССР. Эта зона определяется трассой и высотой полета спутника в различных точках трассы. Можно считать,

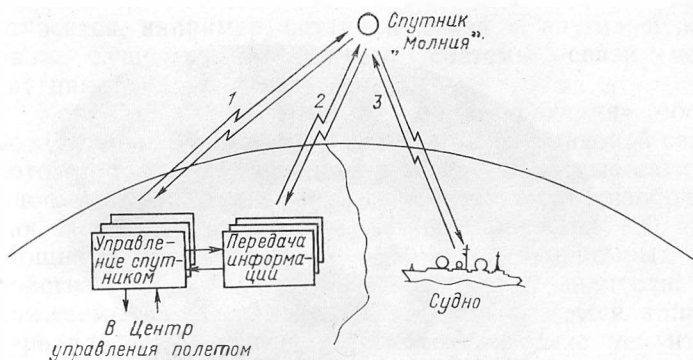


Рис. 2.42. Система спутниковой связи.

1 — траекторная, телеметрическая и командная информация; 2, 3 — телефонная, телеграфная и телевизионная информация

что спутниковая связь возможна, если район плавания научно-исследовательского судна расположен севернее экватора.

Другой путь для обмена информацией научно-исследовательских судов с Центром управления полетом состоит в использовании стационарных спутников. Как известно читателям (§ 1.2), такие спутники, имея круговую экваториальную орбиту высотой около 35 800 км, обращаются вокруг Земли точно с такой же угловой скоростью, с какой Земля вращается вокруг оси. Поэтому спутник остается неподвижным относительно земной поверхности.

Радиосвязь через стационарные спутники имеет известные преимущества перед применением спутников с вытянутыми эллиптическими орбитами. Главное из них состоит в том, что антенны наземных станций не должны оснащаться аппаратурой автоматического сопровождения или программного наведения на спутник. Антенны остаются неподвижными, постоянно нацеленными в одну и ту же точку небосвода, и это значительно упрощает наземные станции. Связь через стационарные спутники, так же как и через спутники «Молния», возможна в пределах общей зоны радиовидимости обоих корреспондентов. Она простирается почти на 9000 км во все стороны от центра, совпадающего с проекцией спутника и расположенного на экваторе. К стационарным



Рис. 2.43. Параболическая антенна системы спутниковой связи («Космонавт Юрий Гагарин»).

относятся, например, спутники связи «Радуга» и «Экран». Существуют и другие системы связи через спутники.

Корабли типа «Космонавт Юрий Гагарин» оборудованы многоканальной аппаратурой спутниковой связи, которая позволяет передавать широкополосные сигналы многоканальной телефонии и телевизионные изображения. Эти системы используют диапазон 800—1000 МГц. Мощность передатчика — до 10 кВт. В приемных устройствах установлены параметрические усилители, охлаждаемые жидким азотом (на судах имеется аппаратура для его получения). Параметрические усилители размещены вблизи облучателя антенны в подзеркальной кабине. На корабле «Космонавт Юрий Гагарин» для спутниковой связи используется двухзеркальная параболическая антенна диаметром 12 м (рис. 2.43).

Малые суда космического флота оборудуются аппаратурой системы спутниковой связи, рассчитанной на три-четыре телефонных и телеграфных канала.

Служба времени

В СССР, как и в других странах, действует общегосударственная Служба точного времени. Она включает в себя ряд станций, оснащенных высокостабильными эталонами времени — атомными часами. Эта служба ведет передачи сигналов точного времени.

Всем хорошо знакома широкоэмитательная программа сигналов времени, передаваемая по радио в конце каждого часа. Она состоит из шести импульсов, последний из которых начинается ровно в 00 минут 00 секунд очередного часа. Точность передачи времени в широкоэмитательных программах — 10^{-2} или 10^{-3} с, она недостаточна для многих задач. Тогда используются специальные программы сигналов времени, позволяющие свести ошибку до одной или нескольких микросекунд.

На каждом судне космического флота имеется приемный пункт службы времени. Его задачи: формирование местной шкалы времени, привязка этой шкалы по радиосигналам к эталонной шкале, хранение сформированной шкалы в промежутках между сеансами привязки и выдача всем потребителям на судне меток времени и опорных частот.

Местная шкала времени создается высокостабильным генератором. Его колебания подвергаются делению по частоте, далее из них формируются метки времени. Непрерывный счет этих меток и образует местную временную шкалу.

Местная шкала должна совпадать со шкалой государственной Службы точного времени, т. е. местная шкала должна быть привязана к эталонной. Для этого нужно добиться, во-первых, совпадения частоты колебаний генератора, расположенного на судне, с частотой колебаний, получаемых от эталонных атомных часов (выполнить сведение частот). Во-вторых, нужно совместить обе шкалы — привязать все секундные, минутные и другие метки корабельных часов к меткам эталонных часов. Обе операции выполняются с помощью сигналов времени, передаваемых несколькими радиостанциями Советского Союза. Поскольку Служба времени СССР через Международное бюро связана со службами времени других стран (Международное бюро времени контролирует, оценивает и согласует данные национальных служб), то для сверки времени могут быть использованы сигналы некоторых зарубежных станций.

На судах для привязки шкалы времени используются станции, работающие в ДВ- и СДВ-диапазонах, некоторые радионавигационные системы, а также спутники связи «Молния». Точность привязки во многом зависит от правильного выбора опорной радиостанции. Точность зависит от стабильности распространения радиоволн. Время прохождения радиосигналов от опорной станции до судна, которое, очевидно, должно быть учтено, определяется расчетным путем. СДВ-диапазон характеризуется высокой стабильностью распространения, если вся трасса сигнала находится в равных условиях освещения. Переход радиоволн через границу дня и ночи снижает точность. Для сверки времени используют поверхностные (земные) волны, которые меньше зависят от состояния ионосферы и потому проходят более стабильно.

Корабельные приемные пункты службы времени обеспечивают относительную точность сведения частот, равную (по порядку) 10^{-10} . Погрешность привязки шкалы времени по сигналам СДВ-станций, по сигналам ДВ-станций и по сигналам, проходящим через спутники

«Молния», не превышает 2—5 мкс. При сверке времени через спутник в качестве эталонной используется временная шкала одного из наземных измерительных пунктов.

Следующая задача — хранение времени. Точность хранения определяется стабильностью частоты генератора, используемого на приемном пункте. От допустимой погрешности зависит максимальная продолжительность автономной работы, т. е. интервалы между сеансами сверки шкал времени.

Приемный пункт службы времени оснащен комплектом радиоприемников для приема сигналов времени. В оборудование пункта входит высокостабильный (обычно кварцевый) генератор сигнала на частоте в несколько мегагерц, который формирует и хранит шкалу времени, и устройства для сведения опорных частот и привязки шкал времени. Аппаратура пункта вырабатывает опорную частоту 5 МГц и набор опорных меток времени (секундные, минутные и пятиминутные). Далее сигналы усиливаются и по кабелям поступают в лаборатории судна.

КОСМИЧЕСКИЙ ФЛОТ

§ 3.1

ТРЕБОВАНИЯ К СУДАМ КОСМИЧЕСКОЙ СЛУЖБЫ

Суда, участвующие в исследовании космического пространства, составляют особый класс океанских судов. У них все необычно: архитектура, оборудование внутренних помещений, условия плавания.

Архитектурный облик судов космической службы определяется прежде всего мощными конструкциями антенных систем. Например, такие архитектурные элементы, как 25-метровые зеркала «Космонавта Юрия Гагарина» или 18-метровые белоснежные шары радиопрозрачных укрытий для антенн на «Космонавте Владимире Комарове» в первую очередь привлекают к себе внимание и сразу же создают преобладающее впечатление от судна. Более внимательный взгляд обнаруживает десятки других антенн, самых разнообразных по размерам и конструкции. Такого обилия антенн нет, конечно, ни на одном судне другого класса.

Антенны и радиотехническое оборудование, которым оснащены экспедиционные лаборатории, накладывает свои условия, специфические для судов этого класса. Научные задачи экспедиционных рейсов диктуют требования к мореходным качествам. Все это вместе взятое и определяет требования к судам космической службы.

Высокие мореходные качества нужны судам космической службы для выполнения научных задач, которые им приходится решать, плавая во всех районах Мирового океана в любое время года и в любую погоду. В то же время плавание должно быть безопасным. Экспедиционные суда должны идти в те точки океана, которые определены баллистическими расчетами, и выполнять там назначенную им работу, не взирая на погоду в этом районе. Они не могут подчас даже свободно выбирать

свой курс во время работы с космическим объектом, чтобы облегчить плавание при волнении моря: курс определяется задачами сеанса связи, направлением трассы космического полета и углами обзора корабельных антенн.

Корабли должны хорошо управляться, в том числе, на малых скоростях и в дрейфе — характерных режимах для проведения сеансов связи с космосом.

Одно из главных требований к судам космической службы — их высокая автономность. Автономность характеризует способность судна длительное время находиться в море, выполняя работу без захода в порты для пополнения запасов топлива, пресной воды и провизии. Высокая автономность позволяет судну не прерывать программу сеансов связи, не тратить время на переходы из района работы в порт для пополнения судовых запасов. При большой, как правило, удаленности этих районов, потеря времени на переходы была бы значительной и, возможно, потребовала бы увеличения числа судов, обеспечивающих в океане космические полеты.

Автономность плавания ограничивается запасами пресной воды и провизии. Например, средние по водоизмещению суда типа «Космонавт Владислав Волков» могут находиться в плавании, не пополняя запасов провизии 90 сут, запас пресной воды у них рассчитан на 30 сут. На судах оборудованы вместительные провизионные кладовые, оснащенные мощным холодильным оборудованием. Автономность по запасу воды можно увеличить, используя имеющиеся на судах опреснительные установки.

Суда космической службы проводят сеансы связи на малом ходу, в дрейфе или на якоре. Поэтому топливо для машин тратится главным образом на переходах. Запасы топлива определяют другую важную характеристику судна — дальность непрерывного плавания. Имея большую дальность плавания, судно может не прерывать работу с космическими объектами для захода в порт, чтобы принять топливо. Это, так же как и повышение автономности, по существу, увеличивает эффективность использования космического флота. Чтобы судить о реальных величинах, скажем, например, что дальность плавания «Космонавта Юрия Гагарина» составляет 20 тысяч миль. Это расстояние лишь

немногим короче воображаемого океанского перехода вокруг земного шара по экватору.

Следующая характеристика — остойчивость судна и связанные с ней параметры качки на волнении. Радиотехническая и электронная аппаратура, составляющая основу экспедиционного оборудования судов космической службы, имеет очень невыгодное для остойчивости распределение весов. Наиболее тяжелые элементы этой аппаратуры — антенны с их фундаментами и мощным электрическим приводом располагаются высоко над палубами и надстройками, в то время как во внутренних помещениях находятся в основном электронные блоки с относительно небольшими весами. Например, четыре главные космические антенны научно-исследовательского корабля «Космонавт Юрий Гагарин» вместе с фундаментами имеют общий вес около 1000 т и установлены на палубах, расположенных на 15—25 м выше уровня ватерлинии, со смещением центра масс судна значительно вверх.

Трудности с остойчивостью возникают также из-за большой парусности космических антенн. Например, четыре параболических зеркала «Космонавта Юрия Гагарина» диаметром 12 и 25 м имеют общую площадь 1200 м². Будучи поставлены «на ребро» и обращены на борт (характерное положение для начала сеанса связи), они превращаются в паруса, стремящиеся опрокинуть судно. Поэтому сеансы связи не проводятся при сильном ветре. Само собой разумеется, что когда антенны заstopорены в положении «по-походному» и направлены в зенит, их парусность во много раз меньше и уже не представляет опасности для плавания. Отметим попутно, что достижение наибольших углов обзора космических антенн, необходимых для сопровождения спутников в полете, — одна из сложных задач при конструировании судов космической службы.

Качка судна на волнении создает значительные помехи для сеансов связи с космосом. Во-первых, сильная качка приводит к возрастанию нагрузок на системы стабилизации корабельных антенн и ухудшает точность их наведения. Во-вторых, качка снижает работоспособность научного и инженерно-технического персонала, участвующего в проведении сеансов связи. Поэтому уменьшение качки — очень важная задача при создании

любых научно-исследовательских судов. Для ее решения принимают все доступные меры. На этих судах обычно устанавливают различные успокоители качки [4].

Радиотехнические системы, размещенные на научно-исследовательских судах, предъявляют повышенные требования к прочности и жесткости корпуса судна. Необходимы подкрепления корпуса в местах установки массивных антенн и других элементов оборудования, обладающих значительным весом. При установке на судне нескольких остронаправленных антенн повышенная жесткость корпуса служит условием их совместной работы (§ 2.5). Для плавания в приполярных, а зимой и в средних широтах суда космической службы имеют ледовые подкрепления корпуса.

Продолжительные экспедиционные рейсы заставляют обращать серьезное внимание на условия обитаемости. Проектировщики судов космической службы старались создать на них благоприятные условия как для успешной работы, так и для полноценного отдыха всех участников экспедиции. Это наиболее полно осуществлено на универсальных судах космической службы. Но и на малых судах космической службы сделано все возможное для удобного размещения членов экипажа и экспедиции и для их полноценного отдыха.

§ 3.2

«КОСМОНАВТ ЮРИЙ ГАГАРИН»

«Космонавт Юрий Гагарин» — самый крупный и наиболее мощный по научному оборудованию экспедиционный корабль. По размерам, архитектурному облику, оснащению и исследовательским возможностям он не имеет себе равных в практике мирового судостроения (рис. 3.1).

Главные размерения корабля: наибольшая длина — 231,6 м, наибольшая ширина — 31,0 м, высота борта у миделя — 15,4 м. Водоизмещение с полными запасами — 45 000 т, осадка — 8,5 м. Паротурбинная энергетическая установка мощностью 19 000 л. с. обеспечивает кораблю скорость около 18 уз. Дальность непрерывного плавания составляет 20 000 миль.

Выходя в плавание, корабль имеет запасы: котельного топлива (мазут) — 9000 т, дизельного топлива —

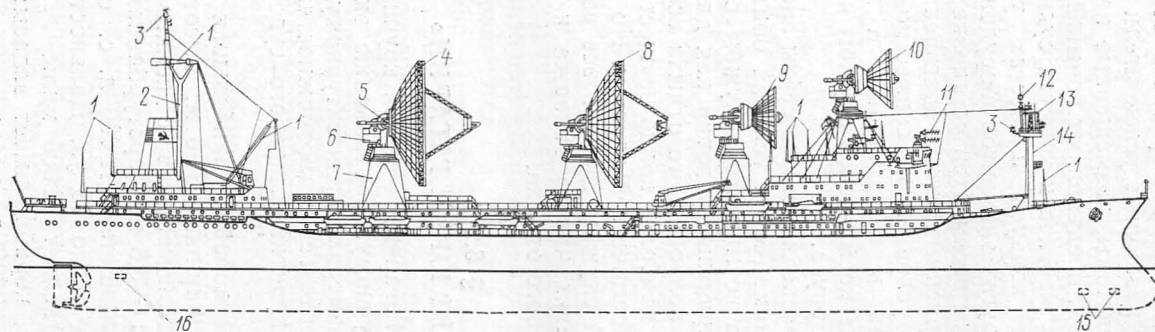


Рис. 3.1. «Космонавт Юрий Гагарин».

1 — антенна для дальней связи с судовыми и береговыми радиостанциями; 2 — грот-мачта; 3 — антенна для ближней (УКВ) радиосвязи с судовыми и береговыми радиостанциями; 4 — антенна А4 командно-измерительной системы; 5 — подзеркальная кабина; 6 — кабина приводов; 7 — барбет антенны; 8 — антенна А3 командно-измерительной системы; 9 — антенна А2 командно-измерительной системы; 10 — антенна А1 системы спутниковой связи; 11 — антенна для связи с космонавтами; 12 — антенна навигационной системы (системы местоопределения); 13 — антенна судовой радиолокационной станции; 14 — фок-мачта; 15 — носовое подруливающее устройство; 16 — кормовое подруливающее устройство.

1850 т, смазочного масла — 115 т, котельной воды — 80 т, провизии — 180 т, питьевой и мытьевой воды — 2100 т. Автономность судна по запасам провизии, топлива и масла — 130 сут. Пополнение запасов пресной воды потребуется через 60 сут плавания. Автономность по запасам воды можно увеличить, получая ее от двух имеющихся на судне водоопреснительных установок общей производительностью 40 т/сут. Питьевая вода насыщается солями, по составу и вкусовым качествам она не уступает воде московского водопровода.

Экипаж судна составляет 136 человек, научный и инженерно-технический состав экспедиции — 212 человек. На нем, так же как и на других судах космической службы, в зависимости от задач каждого экспедиционного рейса число участников может изменяться. Здесь и ниже указано наибольшее возможное количество участников, определяемое числом мест в каютах.

«Космонавт Юрий Гагарин» имеет высокие мореходные качества и может плавать в любых районах Мирового океана при любом состоянии моря. Для уменьшения бортовой качки на корабле установлен пассивный успокоитель. При волнении моря 7 баллов амплитуда бортовой качки снижается с ± 10 до $\pm 3^\circ$ с периодом около 16 с. Килевая качка при 7 баллах достигает по амплитуде $\pm 5^\circ$ с периодом 7 с.

Корабль оснащен подруливающими устройствами. Это крыльчатые движители — два на носу и один на корме, которые установлены внутри корпуса в поперечных сквозных каналах и приводятся во вращение электромоторами. Подруливающие устройства облегчают управление кораблем на малых скоростях и при швартовке, позволяют удерживать его на курсе во время проведения сеансов связи в дрейфе. Включение подруливающих устройств — дистанционное из рулевой рубки.

Корпус корабля имеет бульбовую носовую оконечность и снабжен ледовыми подкреплениями.

По длине корабль разделен водонепроницаемыми переборками на восемь отсеков, а по высоте — на одиннадцать уровней (ярусов), образуемых палубами и платформами. В самом низу расположено второе дно, далее размещены нижняя, средняя и верхняя платформы. На этих четырех ярусах находятся кладовые, танки котельного и дизельного топлива, танки пресной воды;

балластные цистерны, несколько лабораторий. Во втором отсеке (счет ведется от носа) два яруса отведены под спортивный зал, над ним на верхней платформе находится кинозал. В седьмом отсеке размещена электростанция, в восьмом — машинно-котельное отделение.

Верхняя платформа и все последующие ярусы расположены выше ватерлинии. На верхней палубе размещены каюты членов экипажа и экспедиции, лаборатории, две столовые. Часть верхней палубы вдоль правого и левого бортов — открытая.

Два яруса надстройки, расположенные еще выше — палуба первого яруса и открытая палуба, — протянулись на большую часть длины судна от носа до кормы. Они включены в общую систему прочности корпуса и наряду с тремя платформами, продольными и поперечными переборками увеличивают его жесткость, снижают деформации на волнении и, следовательно, облегчают работу системы стабилизации антенн. На этих двух ярусах находятся каюты, лаборатории, кают-компания комсостава экипажа и экспедиции, два салона отдыха. Палуба первого яруса вдоль всего периметра судна имеет открытую галерею. На этой палубе ближе к корме установлены барбеты двух параболических антенн с диаметром зеркал 25 м. К барбетам крепятся конструкции антенн, их назначение — равномерно распределить нагрузку от веса антенн на основные продольные и поперечные переборки корпуса.

Выше открытой палубы надстройка разделяется на две части — носовую и кормовую. В носовой надстройке следующий по высоте ярус — нижний мостик. Кроме кают и лабораторий, на этом ярусе установлен барбет одной из двух 12-метровых параболических антенн. Далее на среднем мостике находится радиорубка, еще выше, на навигационном мостике, — рулевая и штурманская рубки и, наконец, на площадке верхнего мостика установлено несколько антенн, в том числе вторая 12-метровая параболическая антенна. Верхний мостик лежит на 25 м над уровнем моря.

Все 11 ярусов соединены между собой трапами, а также пассажирскими и грузовыми лифтами.

Космические системы. Основу научно-технического оборудования «Космонавта Юрия Гагарина» составляет многофункциональная командно-измерительная система.

Она может работать одновременно и независимо с двумя космическими объектами, осуществляя передачу команд, траекторные измерения, телеметрический контроль, двустороннюю телефонную и телеграфную связь с космонавтами, прием из космоса научной информации и телевизионных изображений. Сеансы связи могут проводиться с космическими объектами, находящимися на околоземных орбитах, с лунными станциями и межпланетными станциями, совершающими полет к Марсу и Венерс. Достижению больших дальностей радиосвязи способствуют остронаправленные приемные и передающие антенны, мощные передатчики и высокочувствительные приемники со входными параметрическими усилителями, охлаждаемыми жидким азотом.

Три параболические антенны — вторая от носа корабля (A2), третья от носа (A3) и четвертая (A4), — относящиеся к космической командно-измерительной системе, всдут передачу и прием радиосигналов на сантиметровых, дециметровых и метровых волнах. Кормовая 25-метровая антенна (A4) однозеркальная, остальные две (A2, A3) — двухзеркальные. Вес каждой из антенн A3 и A4 составляет около 240 т, антенна A2 весит 180 т.

Ширина диаграммы направленности 25-метровой антенны в зависимости от длины рабочей волны находится в пределах примерно от 10 угловых минут (СМВ) до 10 градусов (МВ). В подзеркальных кабинах под антеннами располагаются входные устройства приемников и усилители высокой частоты. Еще одна параболическая антенна имеет диаметр 2,5 м. Она служит для поиска сигналов и конструктивно объединена с антенной A3.

Для всех антенн предусмотрено автоматическое сопровождение космических объектов по приходящим радиосигналам и наведение по заранее рассчитанной программе (§ 2.5). Система управления антеннами нормально работает при скорости ветра до 20 м/с и волнении моря до 7 баллов. «Космонавт Юрий Гагарин» — единственное в мире научно-исследовательское судно с параболическими антеннами столь большого диаметра.

Управлять полетом спутников и межпланетных станций «Космонавт Юрий Гагарин» может самостоятельно, посылая на них команды и временные программы. Возможен и другой режим управления — ретрансляция команд, поступающих на судно из Центра управления

полетом. Данные траекторного контроля (измеряются дальность и радиальная скорость) и результаты телеметрического контроля подвергаются на судне предварительной машинной обработке и после этого направляются в Центр. Во всех этих случаях, а также для телефонно-телеграфных переговоров между космонавтами и Центром управления полетом используется передача через спутники связи «Молния».

Радиопереговоры с космонавтами и телеметрический контроль за космическим полетом возможны также с помощью отдельных связных и телеметрических станций, т. е. помимо основной командно-измерительной системы. В этом случае используются специальные связные и телеметрические антенны. Всего на судне 75 антенн различного типа и назначения.

Управление космическими радиотехническими системами автоматизировано, контроль за их работой ведут со специальных пультов (рис. 3.2). Для обработки информации и для управления корабельными системами при подготовке к сеансам связи и на самих сеансах служат две универсальные электронные вычислительные машины и несколько специализированных вычислительных машин, решающих отдельные задачи управления антеннами и другой аппаратурой.

Обеспечивающие системы. Сначала опишем корабельную систему местоопределения. Она должна привязать точки в океане, в которых проводятся сеансы связи с космосом, к географическим или прямоугольным геоцентрическим координатам, измерить курс корабля, углы бортовой качки, килевой качки и рыскания. На «Космонавте Юрии Гагарине» эта система представляет собой разветвленный автоматизированный комплекс разнообразных приборов и устройств. Последние выполняют счисление текущих координат места и прокладывают путь корабля на карте. Радиооптические секстансы, измеряющие высоту и азимут небесных светил по их световому или радиоизлучению, позволяют электронной вычислительной машине учесть данные астрономических наблюдений. Для местоопределения используются сигналы от навигационных спутников (§ 2.6). Гироскопические приборы с точностью до нескольких угловых минут дают сведения о курсе корабля, бортовой и килевой качке и рыскании, индукционные и гидроакустические

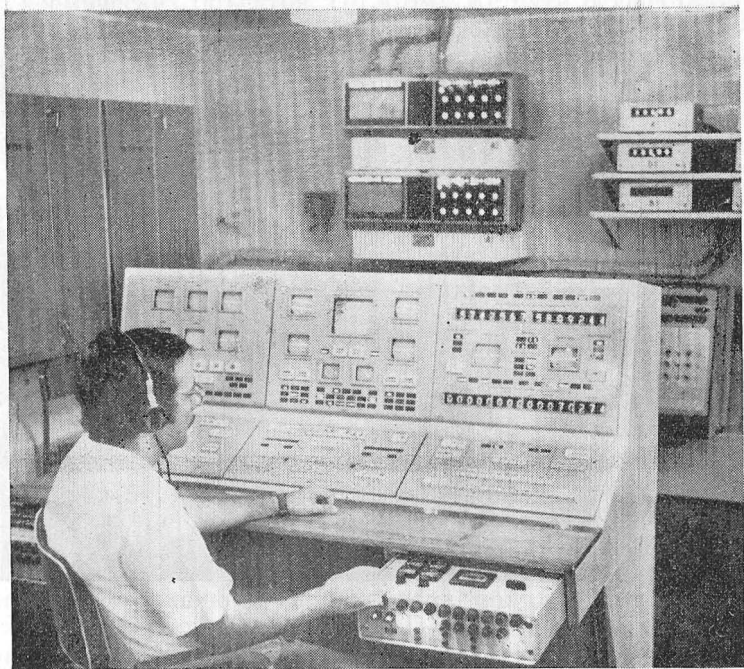


Рис. 3.2. Пульт контроля и управления командно-измерительной системы.

лаги — о скорости корабля относительно воды и морского дна. Оптический пеленгатор позволяет учитывать координаты опорных береговых ориентиров. Измеряется также скорость качки на волнении, которая нужна для расчета поправок при траекторных измерениях радиальной скорости спутников и межпланетных станций.

Кроме перечисленных устройств, входящих в систему местоопределения, корабль располагает комплектом штурманского оснащения: гироскопическим и магнитным компасами, лагами, эхолотами, дрейфомером, автопрокладчиком, визирами дневного и ночного видения, гидрометеостанцией, аппаратурой приема синоптических данных. Есть на судне и различные радионавигационные приборы, а также корабельная радиолокационная станция для наблюдения за окружающей обстановкой, измерения пеленгов и расстояний. Это оборудование



Рис. 3.3. Рулевая рубка.

используется на переходах, когда точность навигационной привязки может быть ниже, и размещено главным образом в рулевой и штурманской рубках (рис. 3.3).

Параболические антенны снабжены трехосной системой стабилизации и управления, учитывающей качку корабля на волнении (§ 2.5), ошибка стабилизации и управления — не более нескольких угловых минут. Предусмотрена оптико-электронная аппаратура, измеряющая упругие деформации корпуса — углы изгиба корпуса в диаметральной плоскости и плоскости ватерлинии. Данные об углах поступают в систему стабилизации антенн, как об этом было рассказано в § 2.5. Точность измерения величин, характеризующих изгиб корпуса, около 40 угловых секунд.

Основная связь корабля с Центром управления космическим полетом идет по многоканальной радиолинии через спутники-ретрансляторы «Молния». По этому пути передается командная, траекторная, телеметрическая, телеграфно-телефонная и телевизионная информация

с космических объектов. По этому же пути осуществляется радиообмен, связанный с функционированием корабля и научной экспедиции (начальные условия для баллистических расчетов, указания о предстоящих сеансах связи, доклады о проведенных сеансах и др.). Для передачи и приема сигналов со спутников «Молния» служит носовая параболическая антенна А1 с диаметром зеркала 12 м. Она, так же как и антенны А2—А4 командно-измерительной системы, снабжена трехосной системой стабилизации, учитывающей качку и деформации корпуса судна.

Как известно, спутниковая связь требует, чтобы космический ретранслятор был одновременно виден из океана и с территории нашей страны, поэтому космическая связь с Центром возможна не из всех районов. При плавании корабля южнее экватора используются корабельные средства связи, работающие в диапазонах коротких, средних и длинных волн. Они обеспечивают устойчивую радиосвязь корабля с Центром управления из любых точек океана. Угловые антенны двух мощных коротковолновых передатчиков, имеющие характерную конструкцию в виде конусов, сближенных своими острыми вершинами, укреплены на грот-мачте корабля по правому и левому борту. Они находятся на 40-метровой высоте над поверхностью моря. Перечень средств экспедиционного оборудования связи, установленных на «Космонавте Юрии Гагарине» (без спутниковых каналов), включает в себя 7 передатчиков, 28 приемников, 8 приемно-передающих радиостанций, 16 буквопечатающих телеграфных аппаратов. Они осуществляют радиообмен во всех диапазонах радиоволн в режимах телефонном, слуховом телеграфном и буквопечатающем. В том числе возможен обмен информацией с Центром управления полетом по наземным проводным или радиорелейным каналам связи через береговые радиостанции.

Помимо средств радиосвязи, используемых экспедицией для решения стоящих перед ней задач, на научных судах есть еще один комплекс связи, который находится в распоряжении капитана и предназначен для обеспечения судовождения.

На «Космонавте Юрии Гагарине» установлена аппаратура точного времени. Нестабильность частоты эталонных генераторов за сутки не превышает $3 \cdot 10^{-10}$,

уход временной шкалы в течение суток — не более нескольких микросекунд. Местная шкала периодически привязывается к единому времени по сигналам специальных радиостанций или по сигналам, поступающим на корабль через спутники «Молния». Точность привязки к единому времени на корабле 2—3 мкс.

Для поиска в океане и эвакуации спускаемых отсеков спутников и межпланетных станций предназначены установленные на судне радиопеленгаторы, осветительное оборудование и подъемники.

Общее число лабораторий на «Космонавте Юрии Гагарине» равно 86. На научно-исследовательских судах лабораториями называют помещения, в которых установлена действующая аппаратура для решения экспедиционных задач. Не обязательно в этих помещениях должны выполняться какие-либо научные исследования, например анализ телеметрической информации. Обычно в лаборатории объединены приборы и устройства, решающие общую функциональную задачу, например прием или передачу радиосигналов, измерение дальности или радиальной скорости спутника, управление корабельными антеннами и др.

Большинство лабораторий плотно заполнено стойками с радиотехнической и электронной аппаратурой, пультами и информационными табло (рис. 3.4). Проектировщики научно-исследовательских судов обычно стараются сэкономить каждый метр площади. Конструкторы и судостроители обращают серьезное внимание на удобное размещение аппаратуры, легкость доступа к ней для обслуживания и ремонта.

Весь корабельный комплекс космических и обеспечивающих систем управляется централизованно из лаборатории, в которой размещен пункт управления измерительными средствами. Во время сеанса связи работу на центральном пункте управления возглавляет начальник экспедиции или главный инженер экспедиции.

Энергетическое оборудование и судовые системы. Судно снабжено паротурбинной энергоустановкой. Машинно-котельное отделение размещено в корме. Там находятся два паровых котла и паровая турбина, вращение которой передается на винт. Главная энергетическая установка корабля имеет высокую степень автоматизации.

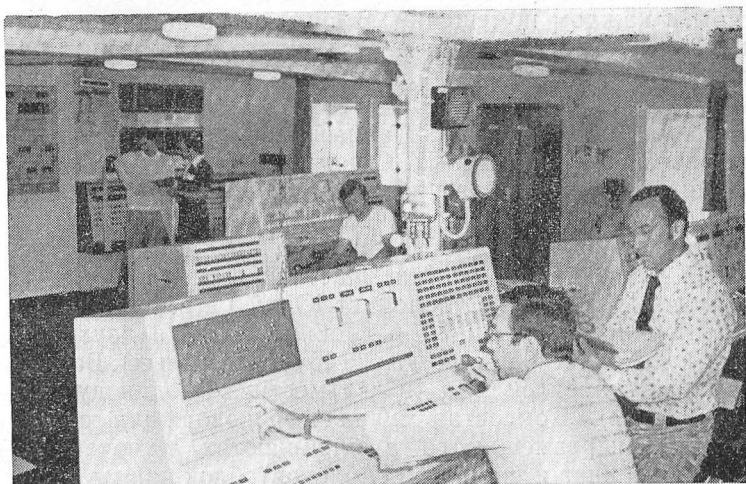


Рис. 3.4. Лаборатория управления измерительной системой.

На корабле работают две электростанции. Электростанция № 1 расположена в отдельном помещении в трюме. Она предназначена для питания научно-технического оборудования экспедиции и состоит из четырех дизель-генераторов мощностью по 1500 кВт. Электростанция № 2, размещенная в машинно-котельном отделении, дает ток всем остальным потребителям на судне. Два турбогенератора этой электростанции мощностью по 750 кВт работают на ходу судна, один дизель-генератор мощностью 300 кВт — на стоянке. Имеется аварийная электростанция — два дизель-генератора по 100 кВт. Таким образом, общая мощность всех источников электроэнергии на корабле равна 8000 кВт. Управление главной энергетической установкой и электростанцией № 2 осуществляется с центрального поста, расположенного в машинно-котельном отделении, электростанцией № 1 — дистанционно с отдельного пульта.

Большое развитие на корабле получила система кондиционирования воздуха. Независимо от наружной температуры она поддерживает во всех жилых, общественных и служебных помещениях температуру 21—25° С с возможностью индивидуальной регулировки темпера-

туры в каждом помещении. В систему кондиционирования воздуха, вентиляции и воздушного охлаждения радиотехнической аппаратуры входит мощная холодильная установка. На корабле есть еще холодильная установка, обеспечивающая заданный температурный режим в провизионных кладовых. С помощью криогенной установки из атмосферного воздуха получают жидкий азот для охлаждения параметрических усилителей.

Обитаемость. Под обитаемостью подразумевают условия для работы и отдыха участников экспедиционных рейсов. На корабле «Космонавт Юрий Гагарин» экипаж и экспедиция размещены в удобных одно- и двухместных каютах (48 одноместных, 145 двухместных). Во всех каютах установлен душ (в двухместных — один душ на две каюты). Комсостав судна и руководящий состав экспедиции размещаются в блок-каютах, включающих в себя кабинет и спальню (17 блоков), блок-каюты капитана и начальника экспедиции имеют салоны для совещаний. Во всех каютах установлены телефоны и динамики радиотрансляции. Всего в 210 каютах 355 спальных мест.

На судне — два салона отдыха, библиотека с читальней, кинозал на 250 мест, спортзал с плавательным бассейном (и два открытых бассейна на палубе), кают-компания на 60 мест для комсостава экипажа и руководящего состава экспедиции, две столовые по 100 мест. Вместительные провизионные кладовые, камбуз, хлебопекарня и буфетные обеспечивают питание моряков и сотрудников экспедиции.

Медицинский блок на корабле состоит из операционной, лазарета, амбулатории, рентгеновского кабинета, физиотерапевтического и зубоврачебного кабинетов. Там работают квалифицированные врачи. Проектировщики и судостроители обратили особое внимание на художественное оформление всех интерьеров корабля.

Строительство. Корабль построен в Ленинграде в 1971 году. В основу проекта положен корпус серийного танкера, хорошо зарекомендовавший себя на практике. В марте 1969 года начались работы на стапеле, через семь месяцев судно спустили на воду, а 14 июля 1971 года на «Космонавте Юрии Гагарине» был поднят Государственный флаг СССР. Корабль ушел в море 16 июля 1971 года — из Ленинграда в порт приписки Одессу.

В течение 1971—1980 годов «Космонавт Юрий Гагарин» совершил восемь экспедиционных рейсов, участвовал во многих выдающихся экспериментах по советской программе исследования и освоения космического пространства.

§ 3.3

УНИВЕРСАЛЬНЫЕ СУДА КОСМИЧЕСКОЙ СЛУЖБЫ

К этой группе экспедиционных судов относятся суда космической службы, научно-техническое оснащение которых позволяет им выполнять в океане все функции стационарных измерительных пунктов. Помимо «Космонавта Юрия Гагарина», описанного выше, в эту группу входят «Космонавт Владимир Комаров» и «Академик Сергей Королев».

«Космонавт Владимир Комаров»

«Космонавт Владимир Комаров» — первый универсальный корабль, специально спроектированный и построенный для исследования космического пространства. В августе 1967 года корабль начал счет своих экспедиционных рейсов.

Для сокращения сроков проектирования и строительства за основу разработки был взят корпус серийного сухогрузного судна, а за основу корабельных радиотехнических систем — станции, применяемые на наземных измерительных пунктах. Это потребовало решения многих неотложных задач по обеспечению остойчивости готового корпуса при размещении на палубах тяжелых антенных постов, по созданию условий для работы радиотехнической и электронной аппаратуры. Наибольшая длина судна 155,7 м, наибольшая ширина 23,3 м, высота борта у миделя 14,8 м. Главная энергетическая установка — дизель мощностью 9000 л. с.

Корабль имеет две платформы, четыре палубы, носовую и кормовую надстройки (рис. 3.5). Он обладает мореходными качествами, необходимыми для кораблей неограниченного района плавания. При полных запасах топлива 5500 т, смазочного масла 65 т, провизии 85 т, питьевой и мытьевой воды 320 т, его водоизмещение

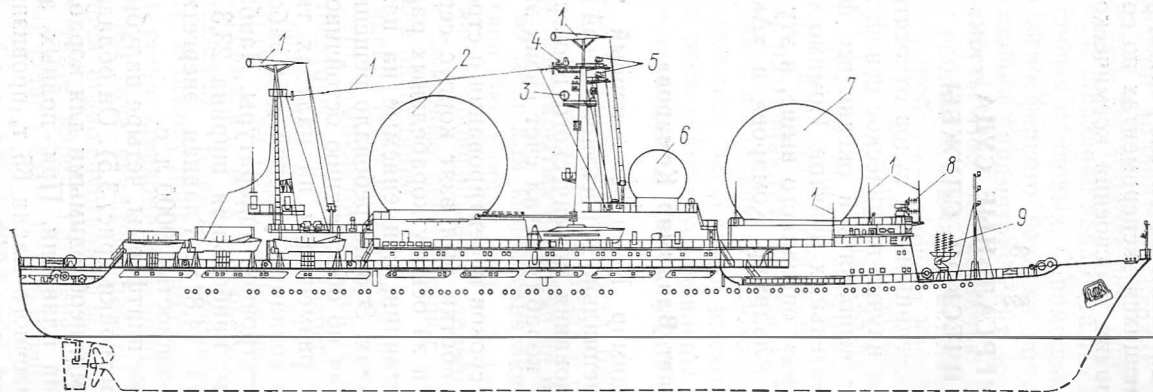


Рис. 3.5. «Космонавт Владимир Комаров».

1 — антенна для дальней связи с судовыми и береговыми радиостанциями; 2 — радиопрозрачное укрытие антенны А3 командно-измерительной системы; 3 — антенна навигационной системы (системы местоопределения); 4 — антенна для ближней (УКВ) связи с судовыми и береговыми радиостанциями; 5 — антенна судовой радиолокационной станции; 6 — радиопрозрачное укрытие антенны А2 командно-измерительной системы; 7 — радиопрозрачное укрытие антенны А1 командно-измерительной системы; 8 — антенна радиотелеметрической системы; 9 — антенна системы связи с космонавтами.

равно 17850 т, осадка 8,8 м. Скорость составляет 15,8 уз, дальность плавания 18 000 миль. Численный состав экипажа 121 человек, экспедиции 118 человек.

Энергоснабжение общесудовых потребителей осуществляется от электростанции мощностью 900 кВт. Космические и обеспечивающие системы экспедиции получают ток от отдельной электростанции мощностью 2400 кВт. Системы кондиционирования воздуха и вентиляции поддерживают в лабораториях, жилых и общественных помещениях постоянную температуру около 20° С при изменении температуры наружного воздуха в диапазоне от —30 до +30° С.

Космические и обеспечивающие системы. Установленная на «Космонавте Владимире Комарове» многофункциональная командно-измерительная система работает в диапазоне дециметровых волн. Она осуществляет измерение параметров движения (величин дальности и радиальной скорости) спутников и межпланетных станций, прием телеметрической и научной информации, передачу команд, ведение двухсторонних переговоров с космонавтами. Все элементы командно-измерительной системы охвачены общим контролем и управлением. Телеметрическая часть системы имеет отдельные антенны и приемники, что позволяет вести телеметрические измерения и прием научной информации без включения всей остальной аппаратуры.

Две остронаправленные антенны (приемная и передающая) с диаметром параболических зеркал 8 м, параметрические входные усилители, охлаждаемые жидким азотом, мощные передающие устройства позволяют поддерживать радиосвязь с космическими объектами на окололунных расстояниях (400 000 км). Такая связь с плавучего измерительного пункта была впервые осуществлена в 1968 году при работах с автоматическими межпланетными станциями «Зонд-4» и «Зонд-5».

Третья параболическая антенна диаметром 2,1 м обеспечивает автоматическое сопровождение космических объектов и вырабатывает сигналы для коррекции программы наведения антенн. Все три антенны установлены на стабилизированных платформах. Восьмиметровая антенна вместе со стабилизированной платформой весит 28 т, вес пеленгационной антенны с платформой составляет 18 т.

Ветровое давление на площадь каждой из восьмиметровых антенн могло бы создать значительные моменты, приложенные к элементам электросилового привода и конструкции самой антенны, и неминуемо снизило бы точность стабилизации и управления. По этой причине антенны помещены под радиопрозрачные укрытия, диаметр которых составляет 18 м. Пеленгационная антенна помещена под укрытие диаметром 7,5 м.

По конструкции все три радиопрозрачные укрытия одинаковы. Вес большого укрытия 20 т, малого — 2 т. Они состоят из трехслойных панелей, изготовленных из стеклопластика. Панели соединены между собой клеем. Снаружи радиопрозрачное укрытие окрашено краской, обладающей водоотталкивающими свойствами. Для монтажа и ремонта антенн в средней части шаров сделаны разъемные соединения, позволяющие в случае необходимости снять их верхние части. Потери электромагнитной энергии при прохождении через радиопрозрачные панели не превышают 1 %.

Радиопрозрачные укрытия, устраняя ветровое давление, позволяют проводить сеансы связи при любом направлении ветра. Кроме того, они защищают антенны от дождя, снега, брызг морской воды, солнечной радиации и пыли, существенно облегчая обслуживание антенных постов.

Антенны командно-измерительной системы и лаборатории размещены так, чтобы длина кабелей и волноводов, соединяющих антенны с приемниками и передатчиками, была минимальной. Носовая антенна А1 — приемная, лаборатории приемных устройств командно-измерительной системы располагаются на палубах под этой антенной. Под кормовой (передающей) антенной А3 находится лаборатория передающих устройств. В ней установлены три передатчика, мощность которых в антенне суммируется.

В средней части судна, на шлюпочной палубе, размещена лаборатория управления антеннами и стабилизированными платформами. Здесь же находятся центральный пункт управления всеми измерительными средствами корабля и лаборатория единого времени.

Местоопределение корабля при проведении сеансов связи осуществляется комплексом приборов с использованием данных от радиотехнических и оптических сек-

станов, спутниковой навигационной системы, средств радионавигации и пеленгования. Расчет координат выполняется электронной вычислительной машиной. Величины углов бортовой, килевой качки и рыскания, необходимые для системы стабилизации и наведения антенн, измеряются гироскопическими приборами. Имеется также аппаратура, определяющая линейную скорость перемещения антенн на волнении для внесения поправок при измерении радиальной скорости космических объектов.

Информационно-вычислительные средства корабля выполняют расчеты целеуказаний, программ управления антеннами, ведут обработку поступающей из космоса информации для получения предварительных оценок и сжатия информации при передаче ее по каналам связи в Центр управления полетом. На судне установлены универсальная электронная вычислительная машина и несколько специализированных.

Для переговоров с космонавтами на корабле имеется ультракоротковолновая радиостанция, которая обеспечивает двустороннюю телефонную и телеграфную связь. Приемная антенна этой станции спирального типа с диаграммой направленности шириной около 25° . Антенна имеет дистанционное управление и расположена на главной палубе в носовой части судна. В качестве передающей используется дискоконусная антенна, установленная на грот-мачте.

Спутниковые каналы связи обеспечивают передачу в Центр управления полетом траекторной и телеметрической информации, а также позволяют передавать в Центр телефонно-телеграфную информацию при переговорах с космонавтами. В тех случаях, когда невозможна спутниковая связь, для радиообмена с Центром управления полетом используются средства КВ- и СВ-диапазонов. Работа может вестись в слуховом телеграфном, буквопечатающем или телефонном режимах.

Аппаратура космических и обеспечивающих систем размещена на судне в 43 лабораториях. Прием и передача радиосигналов осуществляются 40 антеннами различных типов.

Помехи радиоприему. На «Космонавте Владимире Комарове» впервые в практике создания научно-исследовательских судов на площадке длиной всего лишь 150 м и шириной 20 м было сосредоточено большое

число мощных передатчиков и высокочувствительных приемников, причем многие из них должны были работать одновременно. Остро возникла сложная и трудно-разрешимая проблема электромагнитной совместимости радиотехнических средств.

В подобных условиях наиболее сильные помехи радиоприему создают передатчики, работающие на близких частотах. Мешают также их неосновные излучения — на гармониках, субгармониках, комбинационных частотах и т. п. Приходится учитывать также паразитные излучения гетеродинов в приемниках.

Существенный вес в создании помех имеет эффект переизлучения. В роли переизлучателей выступают мачты, рубки, леерные ограждения, соседние антенны, элементы рангоута и такелажа и др. Наведенные при работе передатчиков токи, протекающие в соединениях с плохими контактами, также становятся источником помех. Сложность электромагнитной обстановки усугубляется еще тем, что передающие и приемные антенны, сопровождая спутник по направлению, во время сеансов связи вращаются, т. е. изменяют свое положение.

Существует три основных пути борьбы со взаимными помехами. Это способы частотного, временного и пространственного разнесения сигналов. Способ частотного разнесения состоит в том, что для работы передающих и приемных радиосредств выбирают различные участки частотного диапазона. Правильный выбор затрудняется тем, что нужно учитывать не только номинальные частоты радиосигналов, но и неосновные излучения, подавление которых представляет трудную задачу. Сюда же примыкают различные меры борьбы с помехами, основанные на использовании спектральных характеристик сигналов, например применение псевдослучайных сигналов.

Способ временного разнесения состоит в строгой регламентации порядка и времени включения всех корабельных радиосредств. В частности, во время сеансов связи с космическими объектами на судах резко ограничивается работа всех остальных излучающих устройств.

Способ пространственного разнесения сигналов требует возможно большего удаления друг от друга передающих и приемных антенн, что без особого труда rea-

лизуется на наземных измерительных пунктах, решающих те же задачи, но встречает непреодолимые затруднения на экспедиционных судах. На этих судах антенны максимально рассредоточены по палубам и мачтам. Приемные антенны, как правило, размещают на носу, передающие — на корме.

Наиболее существенные меры по снижению взаимных помех могут быть приняты на этапе разработки новых радиотехнических средств. Это, в первую очередь, — создание высокоизбирательных приемников, маловосприимчивых ко всякого рода побочным излучениям, а также снижение самих побочных излучений передатчиков. Проблема взаимных помех сохранила свою актуальность и для судов космической службы, построенных позднее.

При создании «Космонавта Владимира Комарова» впервые для научно-исследовательских судов решались задачи по защите персонала от радиоизлучения мощных передатчиков космических систем. На судне использована экранировка помещений. Введена сигнализация, воспреещающая персоналу находиться на палубах и в других местах, подвергающихся облучению.

Научно-исследовательский корабль «Космонавт Владимир Комаров» построен в Ленинграде, приписан к порту Одессе. Накопленный во время его проектирования и строительства опыт оказался очень ценным подспорьем при создании последующих судов космической службы.

«Академик Сергей Королев»

Так же как и другие универсальные суда космической службы, «Академик Сергей Королев» выполняет в океане все функции, свойственные наземным измерительным пунктам. По степени научно-технической оснащенности, уровню автоматизации измерений и обработки информации, количеству электронных вычислительных и управляющих машин, а также по условиям обитаемости этот корабль занимает промежуточное место между «Космонавтом Владимиром Комаровым» и «Космонавтом Юрием Гагариным».

Научно-исследовательский корабль «Академик Сергей Королев» построен в 1970 году в Николаеве. Он

имеет следующие характеристики. Главные размерения: наибольшая длина 180,8 м, наибольшая ширина 25,0 м, высота борта у миделя 18,2 м. Водоизмещение с полными запасами 21 250 т, осадка 7,7 м. Корабельные запасы: топливо — 5720 т, провизия — 105 т, пресная вода (питьевая и мытьевая) — 810 т. Главная энергетическая установка — дизель мощностью 12 000 л. с., скорость 17,5 уз. Дальность плавания 22 500 миль. В состав экипажа входят 119 человек, в состав экспедиции — 188 человек. Боковой вид научно-исследовательского корабля представлен на рис. 3.6.

Корабль имеет подруливающие устройства — один движитель в носу и два в корме. Носовой движитель расположен в поперечном канале внутри корпуса, а кормовые представляют собой движительно-рулевые колонки с изменяемым направлением действия. Движительные рулевые колонки сообщают кораблю скорость до 3 уз.

Электростанция корабля оснащена шестью дизель-генераторами мощностью по 600 кВт. Система кондиционирования и вентиляции обеспечивает постоянные параметры воздушной среды во всех помещениях, а также охлаждение радиотехнической и электронной аппаратуры.

Командно-измерительная система, составляющая основу научно-технического оборудования корабля, работает на дециметровых волнах. Она выполняет передачу команд, телеметрический и траекторный контроль за космическим полетом (измеряются величины r и $\dot{r}$), двусторонние телефонно-телеграфные переговоры с космонавтами. Обработка траекторной и телеметрической информации осуществляется электронными вычислительными машинами.

На судне установлены три параболические антенны: А2 и А3 с диаметром зеркал 12 м и А1 с диаметром зеркала 2,1 м. Антенна А1 помещена под радиопрозрачное укрытие. Антенны А1 и А2 используются в космической командно-измерительной системе, кормовая антенна А3 служит для спутниковой связи с Центром управления полетом. Обе 12-метровые антенны имеют трехосные опорно-поворотные устройства с автоматической стабилизацией по углам бортовой качки, килевой

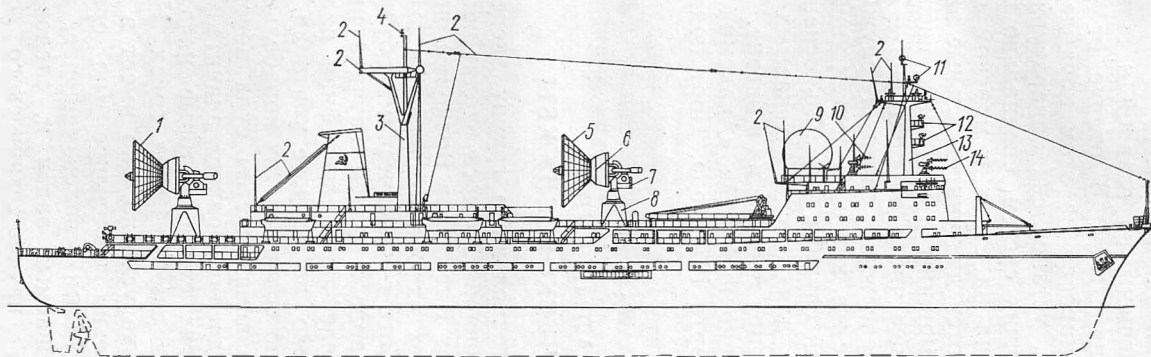


Рис. 3.6. «Академик Сергей Королев».

1 — антенна АЗ спутниковой системы связи; 2 — антенна для дальней связи с судовыми и береговыми радиостанциями; 3 — грот-мачта; 4 — антенна для ближней (УКВ) связи с судовыми и береговыми радиостанциями; 5 — антенна А2 командно-измерительной системы; 6 — подзеркальная кабина; 7 — кабина приводов; 8 — барбет антенны; 9 — радио-прозрачное укрытие антенны А1 командно-измерительной системы; 10 — антенна радиотелеметрической системы; 11 — антенна навигационной системы (системы местоопределения); 12 — антенна судовой радиолокационной станции; 13 — фок-мачта; 14 — антенна системы связи с космонавтами.

качки, рыскания по курсу. Малая антенна установлена на гиростабилизированной платформе.

Лаборатории размещены на главной и шлюпочной палубах и палубах надстроек. В отличие от «Космонавта Владимира Комарова» на этом корабле, как и на всех последующих, установлена аппаратура космических и обеспечивающих систем, специально разработанная для применения на судах в морском исполнении. На корабле имеются две универсальные электронные вычислительные машины и несколько специализированных машин. Общее число лабораторий — 79.

Системы местоопределения, связи и службы времени в основном такие же, как и на других универсальных судах космической службы. Корабль оснащен КВ- и УКВ-пеленгаторами для поиска спускаемых отсеков космических кораблей при посадке их в океане.

В первый экспедиционный рейс «Академик Сергей Королев» вышел в марте 1971 года. Порт приписки — Одесса.

§ 3.4

МАЛЫЕ СУДА

КОСМИЧЕСКОЙ СЛУЖБЫ

В эту самую многочисленную группу экспедиционных судов для исследования космоса входят четыре корабля типа «Космонавт Владислав Волков» и четыре — типа «Кегостров». Всех их роднит перечень выполняемых функций при работе с космическими объектами — телеметрический контроль и прием научной информации, двухсторонняя телефонно-телеграфная радиосвязь с космонавтами. Однако по полноте контроля, по степени автоматизации, по совершенству корабельных космических и обеспечивающих систем суда новой серии типа «Космонавт Владислав Волков» значительно превосходят четыре других судна, которые начали свои экспедиционные рейсы еще в 1960-х годах. Название „малые суда” несколько условно, оно имеет в виду не столько их относительно небольшое (по сравнению с универсальными судами) водоизмещение, сколько более узкий круг решаемых задач и, следовательно, сокращенный состав научно-технического оборудования.

«Космонавт Владислав Волков»

Между постройкой наиболее мощного (по возможностям научных исследований) экспедиционного корабля «Космонавт Юрий Гагарин» и головного судна новой серии «Космонавт Владислав Волков» прошло шесть лет. За это время появились более совершенные и более компактные модификации основных космических и обеспечивающих систем, развились методы машинной обработки космической информации и автоматического управления командно-измерительными системами. Поэтому если сравнить исследовательские возможности двух кораблей — «Космонавта Юрия Гагарина» и «Космонавта Владислава Волкова», то окажется, что пятикратная разница в водоизмещении отнюдь не отражает соотношения их научных потенциалов. Новый корабль насыщен современными средствами радиотелеметрии, информационно-вычислительной техники и машинной обработки данных, новейшими средствами местоопределения, связи т. д. Оставаясь в рамках перечисленных выше задач малых судов космической службы, новое судно представляет собой значительный шаг вперед в развитии плавучих измерительных пунктов.

Научно-исследовательский корабль «Космонавт Владислав Волков» характеризуется следующими данными. Главные размерения: наибольшая длина 121,9 м, наибольшая ширина 16,7 м, высота борта до верхней палубы 10,8 м. Водоизмещение с полными запасами 8950 т, осадка 6,6 м. Главная энергетическая установка — дизель мощностью 5200 л. с. Корабль имеет скорость 14,7 уз. Корабельные запасы составляют: топливо — 1440 т, смазочные масла — 30 т, питьевая и мытьевая вода — 600 т. Хранящееся в цистернах топливо обеспечивает дальность плавания 16 000 миль. Автономность корабля по запасам провизии 90 сут, по запасам воды 30 сут. Экипаж насчитывает 66 человек, экспедиция — 77 человек.

Мореходные качества корабля соответствуют требованиям, которые предъявляются к судам неограниченного района плавания.

По конструкции «Космонавт Владислав Волков» (рис. 3.7) представляет собой двухпалубный теплоход

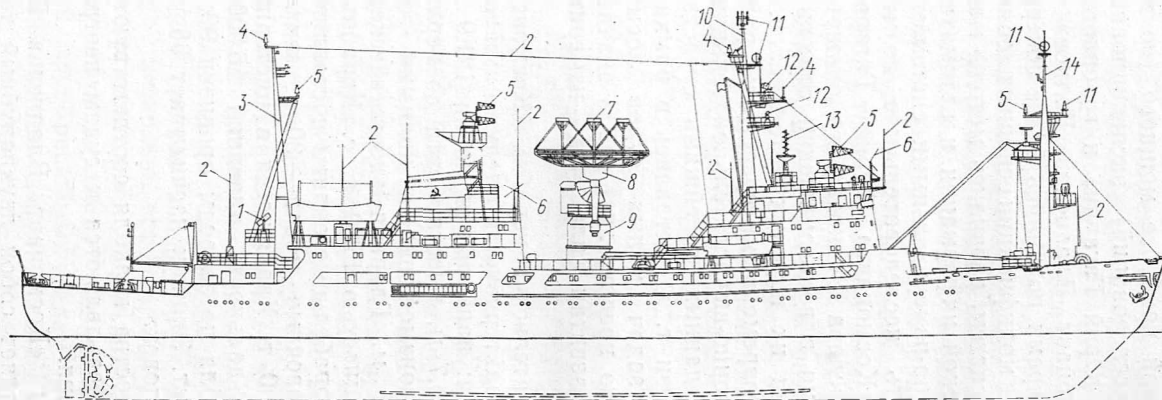


Рис. 3.7. «Космонавт Владислав Волков».

1 — антенна спутниковой системы связи; 2 — антенна для дальней связи с судовыми и береговыми радиостанциями; 3 — бизань-мачта; 4 — антенна для ближней (УКВ) связи с судовыми и береговыми радиостанциями; 5 — антенна системы связи с космонавтами; 6 — антенна для приема программ телевизионного вещания; 7 — антенна универсальной радиотелеметрической системы; 8 — подзеркальная кабина; 9 — барбет антенны; 10 — грот-мачта; 11 — антенна навигационной системы (системы местоопределения); 12 — антенна судовой радиолокационной станции; 13 — антенна радиотелеметрической системы; 14 — фок-мачта.

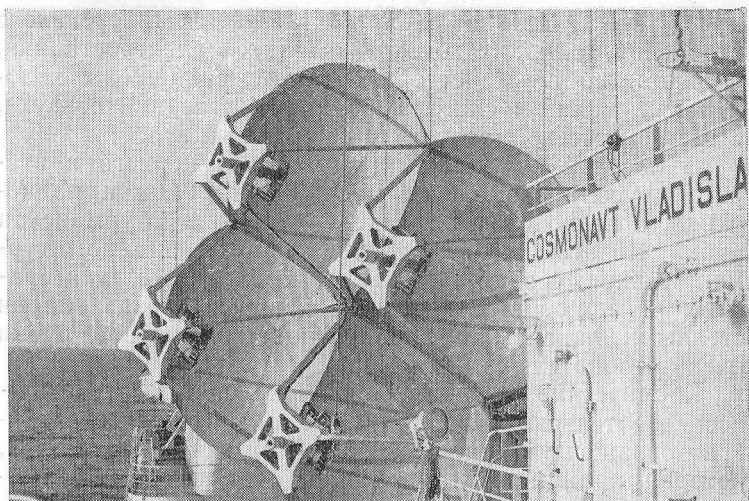


Рис. 3.8. Главная космическая антенна.

с двумя платформами, идущими по всей длине корпуса от носа до кормы. Шесть поперечных водонепроницаемых переборок разделяют корпус на отсеки. Над палубой надстройки первого яруса возвышаются два «острова» — носовая и кормовая надстройки, а между ними установлена главная четырехзеркальная антенна для приема сигналов из космоса (рис. 3.8).

Лаборатории экспедиции расположены в основном на первой платформе, на главной и верхней палубах, а также на палубе надстройки второго яруса, ходовом мостике и второй платформе. Проектировщикам нужно было найти такой вариант размещения лабораторий, при котором потребовались бы минимальные по длине коммуникации, в особенности высокочастотные коммуникации между лабораториями и антеннами, во избежание чрезмерного затухания радиосигналов.

Общественные помещения (столовые, салоны отдыха) находятся на верхней палубе. На верхней и главной палубах размещено наибольшее число кают, лишь несколько кают комсостава судна и руководства экспедиции находятся на палубе надстройки первого и второго ярусов. В средней части судна пятый отсек на всю

высоту корпуса занимает шахта машинно-котельного отделения, в шестом отсеке находится электростанция, ближе к носу — в четвертом отсеке размещены холодильные машины системы кондиционирования воздуха, в третьем отсеке расположен спортивный зал.

В носовой надстройке (на палубах первого и второго ярусов) размещены медицинский блок и радиорубка, а на ходовом мостике — рулевая и штурманская рубки. На этом судне обе рубки объединены, но штурман может создать условия, необходимые для работы с приборами, воспользовавшись раздвижными стенными панелями. Такое устройство рулевой рубки очень удобно для судовождения.

Космические и обеспечивающие системы. Научно-исследовательский корабль «Космонавт Владислав Волков» оснащен универсальной телеметрической системой, которая принимает информацию обо всех существующих типах бортовой телеметрической аппаратуры. Универсальность эта проявляется, прежде всего, в широком диапазоне частот для принимаемых радиосигналов — от наиболее коротких из дециметровых до наиболее длинных из метровых, а также в возможных видах модуляции. В эту систему входят параболическая зеркальная антенна, приемно-пеленгационная аппаратура и аппаратура преобразования и регистрации телеметрической и научной информации.

Главная космическая антенна состоит из четырех параболических зеркал диаметром по 6 м, объединенных в общую конструкцию (рис. 3.8). Такое устройство антенны позволяет, сравнивая сигналы в облучателях соседних зеркал, определять направление, с которого пришли радиоволны, т. е. пеленговать космический объект. До сих пор речь шла о пеленговании, производимом с помощью четырех облучателей, размещенных вблизи фокуса одного параболического зеркала (§ 2.3), но принцип определения направлений в обоих случаях, очевидно, один и тот же. Суммарная диаграмма направленности четырех зеркал имеет ширину примерно от 1 до 10° (в зависимости от частоты радиосигнала).

Трехосное опорно-поворотное устройство позволяет сопровождать полет спутника в пределах всей верхней полусферы, в том числе при проходе спутника через зенит. Система стабилизации антенн (§ 2.5) учитывает

углы бортовой качки, килевой качки и рыскания по курсу. Следящий привод по каждой из трех осей состоит из электромашинного усилителя и исполнительного двигателя. Сигнал ошибки, необходимый для автоматического сопровождения спутников по их радиоизлучению, поступает из лаборатории приемно-пеленгационной аппаратуры, а сигналы для стабилизации антенны — от приборов системы местоопределения.

Опорно-поворотное устройство главной космической антенны вместе с зеркалом и элементами электропривода весит 95 т. Своим основанием оно крепится к корабельному барбету. В подзеркальной кабине смонтированы параметрические усилители высокой частоты. Другие антенны космических и обеспечивающих систем размещены на баке, верхнем мостике, палубах надстроек, фок-, грот- и бизань-мачтах. Всего на судне 50 приемных и передающих антенн различного назначения.

Принятые главной космической антенной, усиленные и продетектированные в приемно-пеленгационной аппаратуре сигналы попадают в лабораторию преобразования и регистрации телеметрической и научной информации (рис. 3.9). В этой лаборатории сигналы расшифровываются, распределяются по каналам и записываются на магнитную ленту. Далее следует машинная обработка информации.

Обработку телеметрических данных осуществляет универсальная электронная вычислительная машина, но предварительно требуется решить задачу информационного сочленения телеметрической станции с машиной, а после обработки — со спутниковым каналом связи, в который поступает информация после машинной обработки. Таким образом, во время сеансов связи через корабль идет непрерывный поток телеметрических данных. Его путь: космический объект — научно-исследовательский корабль — связной спутник — Центр управления полетом.

Оценивать телеметрическую информацию может не только персонал Центра управления полетом, но и специалисты на самом корабле, вызывая нужные им телеметрические данные на специальные экраны электронно-лучевых трубок, подобные тем, которые находятся в главном зале Центра управления. Мы уже сказали,



Рис. 3.9. Лаборатория преобразования и регистрации телеметрических сигналов.

что одновременно с передачей по каналам связи вся космическая информация записывается на магнитную ленту, после сеанса связи она может быть воспроизведена повторно.

На корабле можно принимать телеметрическую и научную информацию одновременно с двух космических объектов. По тому же пути — через космическую линию связи — проходит телефонно-телеграфная информация, когда Центр ведет двухсторонние переговоры с космонавтами.

Помимо универсальной электронной вычислительной машины, обрабатывающей космическую информацию и выполняющей необходимые расчеты для сеансов связи, на корабле есть несколько специализированных машин цифрового и аналогового типов.

Исключение траекторных измерений из числа функций, выполняемых малыми научно-исследовательскими судами, резко уменьшило требования к точности их местоопределения в океане. Поэтому система местоопределения на корабле «Космонавт Владислав Волков» значительно проще, чем на универсальных судах кос-

мического флота. В ее основе лежит аппаратура местоопределения по сигналам навигационных спутников и гироскопические приборы, измеряющие курс, углы бортовой и килевой качки и рыскания для стабилизации антенны. Кроме того, на корабле установлен весь обычный комплекс штурманского оборудования.

Обмен информацией с Центром управления полетом осуществляется по спутниковым и обычным КВ- и СВ-каналам связи. Аппаратура службы единого времени обеспечивает привязку местной шкалы времени к эталонной шкале с погрешностью не более нескольких микросекунд. Два пеленгатора, работающие в УКВ- и КВ-диапазонах волн, могут определять направления на спускаемые отсеки космических кораблей при посадке в океане.

Таков краткий перечень космического и обеспечивающего оборудования, установленного на корабле «Космонавт Владислав Волков». Оно размещено в 25 лабораториях экспедиции: средства приема, регистрации и анализа телеметрической и научной информации занимают 5 лабораторий, средства местоопределения, пеленгования и управления антенной — 5, средства связи с космическими объектами и Центром управления полетом со своим пунктом управления и приемная станция службы единого времени — 11, информационно-вычислительный центр — 3, пункт управления измерительными средствами — 1 лабораторию.

Энергетическое оборудование и судовые системы. Главная энергетическая установка научно-исследовательского корабля размещена в машинном отделении в средней части корпуса. Здесь же находится электростанция, снабжающая электроэнергией общесудовые потребители тока. Она состоит из трех дизель-генераторов мощностью по 200 кВт. Другая электростанция, предназначенная для питания научно-технического оборудования экспедиции, находится в соседнем отсеке, ближе к корме. Там установлены три дизель-генератора мощностью по 630 кВт. Аварийная электростанция имеет один дизель-генератор мощностью 100 кВт.

Системы кондиционирования воздуха, охлаждения и вентиляции радиотехнических и электронных систем имеют примерно такие же характеристики, какие имеют эти системы и на других судах космической службы.

Обитаемость. Установка на корабле со сравнительно небольшими размерениями сложного комплекса аппаратуры привело к необходимости предельной экономии площади при планировке всех помещений. Это не могло не сказаться и на условиях обитаемости, если их сравнивать, например, с условиями на научно-исследовательском корабле «Космонавт Юрий Гагарин».

Экипаж и экспедиция располагают двумя салонами отдыха. Вместительный спортивный зал, занимающий два яруса между настилом второго дна и первой платформой, может быть приспособлен для проведения собраний и показа кинофильмов. Для демонстрации кино используется также помещение столовой экипажа и экспедиции, к этому помещению примыкает киноаппаратная. Плавательный бассейн открытый, он находится на палубе надстройки первого яруса.

Размещены члены экипажа и сотрудники экспедиции в одно- и двухместных каютах. Каюты удобно спланированы, что несколько компенсирует их небольшие размеры. Старший комсостав судна и руководители экспедиции поселены в блок-каютах, состоящих из кабинета и спальни. На палубах судна — по несколько душевых кабин. В каютах, лабораториях, производственных и общественных помещениях установлены телефонные аппараты судовой АТС и динамики радиотрансляции. Буфетные, камбуз и хлебопекарня расположены на верхней палубе ближе к корме сразу же за столовыми экипажа и экспедиции.

Строительство. В основу проекта для всех научно-исследовательских судов этой серии был положен корпус типового лесовоза. Корабли спроектированы и построены в Ленинграде. Они вошли в состав научно-исследовательского флота в 1977—1979 годах. Кроме «Космонавта Владислава Волкова» в эту серию входят еще три судна — «Космонавт Павел Беляев», «Космонавт Георгий Добровольский» и «Космонавт Виктор Пацаев».

Все суда включены в состав Балтийского морского пароходства и приписаны к порту Ленинграду. Головное судно ушло в первый научный рейс в Атлантический океан 18 октября 1977 года. Затем ушли «Космонавт Павел Беляев» (15 марта 1978 года), «Космонавт Георгий Добровольский» (14 октября 1978 года) и последним — «Космонавт Виктор Пацаев» (19 июня 1979 года).

Подобно тому как «Космонавт Юрий Гагарин» является значительным достижением советской науки и техники в создании универсальных судов для исследования космоса, так и четыре корабля во главе с «Космонавтом Владиславом Волковым» служат существенной вехой в создании малых научно-исследовательских судов космической службы.

«Кегостров»

Научно-исследовательский корабль «Кегостров» — из серии однотипных судов, построенных в 1967 году (рис. 3.10). Его полное водоизмещение — 6100 т, длина — 121,9 м, ширина — 16,7 м, осадка — 4,7 м. На корабле установлен дизель мощностью 5200 л. с. Скорость — 15,6 уз, дальность плавания составляет 16 000 миль. В экипаж корабля входят 53 человека, в состав экспедиции входят 36 человек. Такие же характеристики имеют «Моржовец», «Боровичи» и «Невель».

Как и все малые суда космической службы, «Кегостров» выполняет в океане две основные функции: космические системы корабля принимают со спутников и межпланетных станций телеметрическую и научную информацию и поддерживают двухстороннюю радиосвязь с космонавтами. Для этого корабль оснащен телеметрическими системами различного типа и радиостанцией для телефонно-телеграфной связи с экипажами космических кораблей и орбитальных станций. Телеметрическая и научная информация обрабатывается и анализируется на корабле. Это осуществляют специалисты из состава экспедиции. Данные анализа направляются в Центр управления полетом по радиотелеграфным каналам связи.

Оборудование космических и обеспечивающих систем размещено на «Кегострове» в 10 лабораториях. Здесь находится оборудование для приема, регистрации и обработки телеметрической и научной информации, аппаратура для радиосвязи с космонавтами и Центром управления полетом, приемная станция службы единого времени, пункт управления радиотехническими средствами.

Лаборатории, жилые, служебные и общественные помещения имеют постоянный микроклимат, создаваемый

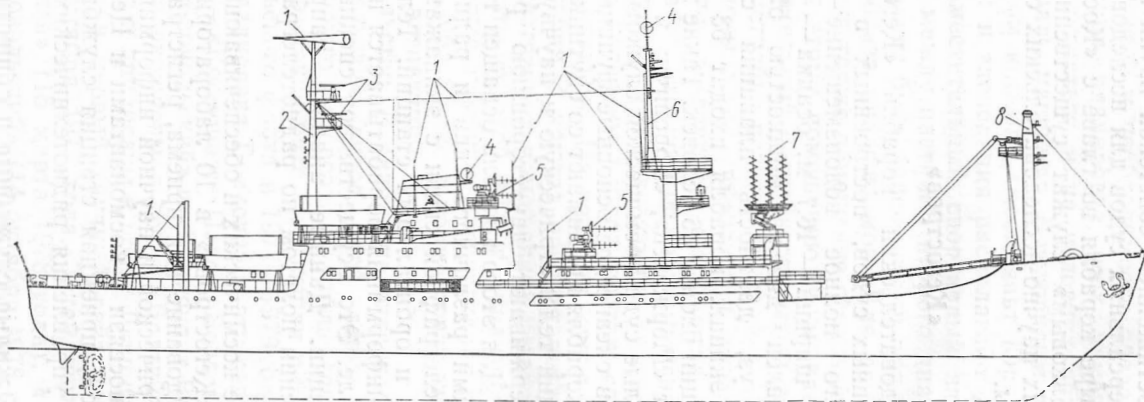


Рис. 3.10. «Кегостров».

1 — антенна для дальней связи с судовыми и береговыми радиостанциями; 2 — бизань-мачта; 3 — антенна судовой радиолокационной станции; 4 — антенна навигационной системы (системы местоопределения); 5 — антенна радиотелетрической системы; 6 — грот-мачта; 7 — антенна системы связи с космонавтами; 8 — фок-мачта.

системой кондиционирования. Система вентиляции и охлаждения научно-технической аппаратуры обеспечивает необходимый для ее нормальной работы температурный режим при плавании корабля в любых климатических поясах и в любое время года.

Все четыре судна проектировались на базе корпуса серийного лесовоза. За прошедшие годы научное оснащение судов не раз пополнялось и усовершенствовалось. Внешне это выражалось, главным образом, в изменении числа, типов и расположения радиоантенн. Такие работы будут проводиться на судах и в будущем, поэтому чертеж бокового вида «Кегострова» (рис. 3.10), так же как и другие чертежи общего расположения, приведенные в книге, могут в деталях отличаться от действительного внешнего вида этих судов.

В первые экспедиционные рейсы суда ушли в июне 1967 года. Порт приписки — Ленинград.

Эти теплоходы достойны названия неутомимых тружеников науки. За 1967—1980 годы они совершили по 13—14 экспедиционных рейсов. Их работа была важной и необходимой для многих свершений советской космонавтики.

§ 3.5

ПЕРВЫЕ СУДА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ КОСМОСА

Необходимость создания измерительных пунктов вне территории Советского Союза возникла в 1959 году в связи с намечавшимся запуском первой межпланетной станции. По баллистическим расчетам наиболее выгодным местом для их расположения оказалась зона Гвинейского залива в Атлантическом океане. Тогда в одном из научно-исследовательских институтов была образована группа научных сотрудников, которой поручили разработать план создания таких измерительных пунктов и дали для этого очень короткий срок.

Все связанные с решением этой задачи многочисленные вопросы ставились впервые. В результате проведенных исследований с участием моряков, баллистиков, специалистов по радиотехническим, траекторным и телеметрическим измерениям, связистов, представителей других специальностей после рассмотрения многих про-

ектов было обосновано создание плавучих измерительных пунктов на океанских судах.

Прошедшие годы полностью подтвердили правильность и предусмотрительность такого решения. Оно оправдалось и с научной, и с экономической точек зрения. Плавучие измерительные пункты оказались наилучшим средством для выполнения космических измерений в тех районах Земли, в которых измерения не должны вестись постоянно. Подвижность научно-исследовательских судов, т. е. их способность работать именно там, где это нужно для очередного космического эксперимента, относится к их наиболее важным и незаменимым свойствам. Воплощением этого решения стало строительство мощного экспедиционного флота для исследования космоса. Судостроители и конструкторы корабельных радиотехнических систем часто должны были идти неизведанными инженерными путями. Кораблей науки, равных научно-исследовательскому кораблю «Космонавт Юрий Гагарин» и другим универсальным судам для исследования космоса, которые часто и вполне обоснованно называют настоящими плавучими институтами, нет больше нигде в мире, кроме нашей страны.

Тогда, в 1959 году, на проектирование и строительство специальных научно-исследовательских судов времени не оставалось. Поэтому было решено переоборудовать под плавучие измерительные пункты сухогрузные суда торгового флота. В послевоенный период морской торговый флот быстро развивался, возрастал объем перевозок. Современные морские суда были очень нужны. Поэтому Черноморское пароходство смогло выделить для переоборудования теплоходы «Краснодар» и «Ильичевск», построенные еще до Великой Отечественной войны. Балтийское морское пароходство решило использовать под плавучий измерительный пункт недавно построенный теплоход «Долинск». Эти три судна сняли с перевозки грузов и передали в распоряжение научно-исследовательского института.

Переоборудование судов осуществлялось у причалов морских торговых портов Ленинграда и Одессы. На судах установили радиотелеметрическую аппаратуру. Был взят подвижный автомобильный вариант телеметрической станции. Кузовы вместе с размещенной в них аппаратурой снимались с шасси автомобилей, опускались

в грузовой трюм и крепились там по-походному. В соседнем трюме размещались бензоэлектрические агрегаты питания.

На верхнем мостике каждого судна были установлены кронштейны для крепления телеметрических антенн, чтобы вести прием научной информации. Аппаратуру единого времени разместили в надстройках рядом с радиорубкой. Отдельные помещения были оборудованы под фотолаборатории. Радиосвязь с наземными службами управления космическим полетом осуществлялась через корабельные радиостанции.

Для обслуживания аппаратуры и проведения запланированных работ для каждого из трех судов сформировали экспедицию в составе 8—10 человек из персонала наземных измерительных пунктов, имеющих опыт работы на телеметрических станциях, и сотрудников научно-исследовательского института.

В первый рейс теплоходы «Краснодар» и «Ильичевск» вышли из Одессы 1 августа 1960 года. «Долинск» ушел из Ленинграда позже — 30 августа, так как его скорость в полтора раза превышала скорости двух других судов. 19 сентября суда прибыли в точки, назначенные для проведения сеансов связи, и приступили к тренировкам.

На первых же порах возникли большие трудности в поддержании радиосвязи с наземной службой управления космическим полетом. В отдельные периоды связь полностью нарушалась из-за условий прохождения радиоволн. Пришлось в качестве ретрансляторов использовать различные радиостанции, в том числе радиостанцию поселка Мирный в Антарктиде.

Наземная телеметрическая аппаратура, установленная на судах, не была предназначена для работы в тропиках, в условиях высокой температуры и влажности. Она часто выходила из строя. Трудно было проявлять без специального оборудования, рассчитанного на условия тропиков, большое количество фотопленки. В процессе тренировок приобретались необходимый опыт и навыки в быстрой выдаче экспресс-информации, вырабатывались рекомендации для последующего более основательного переоборудования судов.

Первый экспедиционный рейс продолжался до ноября. В процессе тренировок была отработана техноло-

гия подготовки и проведения телеметрических измерений в океане, однако сеансы связи с реальными объектами не состоялись. Все три судна возвратились на Черное море: «Долинск» — в Новороссийск, «Краснодар» и «Ильичевск» — в Одессу.

Второй экспедиционный рейс начался в январе 1961 года. Предстоял запуск первой в мире автоматической межпланетной станции в направлении Венеры. Теплоход «Долинск» вышел в исходную точку недалеко от острова Фернандо-По в Гвинейском заливе, «Краснодар» и «Ильичевск» расположились по трассе полета космической станции «Венера-1» в районе экватора (3—7° южной широты).

Работа в океане состоялась 12 февраля. Плавучие измерительные пункты приняли телеметрическую информацию с межпланетной станции. Возможность успешной работы плавучих измерительных пунктов по космическим объектам была подтверждена на практике.

После успешного проведения сеансов связи с межпланетной станцией суда заходили в африканские порты для пополнения запасов продовольствия и пресной воды, а также для отдыха участников экспедиции.

В это время завершалась подготовка к запуску первого в мире пилотируемого космического корабля «Восток». В Центре управления принимается решение использовать плавучие измерительные пункты для телеметрического контроля за работой бортовой аппаратуры космического корабля. Особенно важно было получить в океане оперативную телеметрическую информацию о времени включения и выключения тормозной двигательной установки и о работе бортовых систем на участке торможения.

Экспедиции на теплоходах «Краснодар», «Ильичевск» и «Долинск» провели работу с беспилотными космическими кораблями, запуск которых предшествовал историческому полету Юрия Алексеевича Гагарина. Во время этих запусков детально проверялись все звенья, участвующие в выведении космических кораблей на орбиту, в управлении их орбитальным полетом и посадке на Землю. В том числе проверялась и работа плавучих измерительных пунктов.

12 апреля 1961 года корабельные измерительные пункты, расположенные на трассе космического полета

в Атлантическом океане, успешно приняли телеметрическую информацию о работе бортовых систем космического корабля «Восток» и научную информацию о жизнедеятельности космонавта. Информация была передана в Центр в установленные сроки. С этого памятного дня уже ни один запуск межпланетных станций и пилотируемых космических кораблей не проводился без участия плавучих измерительных пунктов.

После работы по контролю за полетом космического корабля «Восток» теплоходы «Долинск», «Краснодар», «Ильичевск» возвратились в свои порты. Из этих трех судов наиболее долго плавал в качестве подвижного измерительного пункта «Долинск». Его экспедиционное оборудование между научными рейсами подвергалось модернизации и было для того периода развития космической техники вполне современным.

Главные размерения научно-исследовательского судна «Долинск»: длина 139,4 м, ширина 17,7 м. Водоизмещение при полных корабельных запасах составляет 8800 т, осадка равна 7,0 м. Главная энергетическая установка — дизель мощностью 6300 л. с., скорость 15 уз, дальность плавания 16 000 миль. Экипаж судна 42 человека, экспедиция 16 человек.

Научно-техническое оснащение судна составляли станции для приема, регистрации и анализа телеметрической и научной информации, аппаратура единого времени, средства дальней радиосвязи для обмена информацией с Центром управления полетом.

После первого пилотируемого космического полета Ю. А. Гагарина темпы исследования космического пространства продолжали нарастать. Готовились старт космического корабля «Восток-2», старты автоматических станций для облета и фотографирования Луны и др. Плавучие измерительные пункты должны были обеспечить контроль за всеми этими полетами. Часто у них даже не оставалось времени для захода в порты, чтобы пополнить корабельные запасы. Поэтому в июне 1962 года было принято решение о выделении в распоряжение научно-исследовательского института еще одного судна — танкера «Аксай». Его основная задача состояла в снабжении топливом и пресной водой находящихся для проведения сеансов связи в океане плавучих измерительных пунктов.

«Аксай» — теплоход с дизельной установкой мощностью 2900 л. с. Его длина 105,4 м, ширина 14,8 м, полное водоизмещение 5000 т, осадка 5,0 м. Скорость составляла 14 уз, дальность плавания — 10 000 миль. Экипаж судна 39 человек. На «Аксае» была установлена аппаратура для приема и обработки телеметрической информации и аппаратура единого времени. Ее обслуживала экспедиция в составе 6 человек. Таким образом, попутно со снабжением научно-исследовательских судов водой и топливом «Аксай» мог принимать телеметрическую информацию из космоса.

В первый рейс «Аксай» вышел из Одессы 3 сентября 1962 года. Он прошел через Суэцкий канал и Красное море в Индийский океан и далее — мимо южной оконечности Африки в Атлантический океан. Отдав топливо и воду научно-исследовательским судам и проведя серию сеансов связи с космосом, «Аксай» через 3 мес тем же путем вернулся в Одессу. Рейс был трудным, так как на протяжении всего похода танкер преследовали жестокие штормы.

Эти суда — «Долинск», «Краснодар», «Ильичевск», «Аксай» — несли почти непрерывную вахту в океане до 1965 года, обеспечивая запуски пилотируемых и автоматических космических объектов. В 1965—1966 годах «Краснодар» и «Ильичевск» были заменены новыми экспедиционными судами. На смену пришли «Бежица» и «Ристна». В это же время (в 1967 году) суда были переданы в ведение Отдела морских экспедиционных работ Академии наук СССР, которым с 1951 г. руководит И. Д. Папанин.

«Бежица» — судно водоизмещением 17 000 т. Его длина 155,7 м, ширина 20,6 м, осадка с полным грузом 8,4 м. Скорость 15,5 уз обеспечивалась дизелем мощностью 8750 л. с. Дальность плавания 16 000 миль. Экипаж 44 человека, экспедиция 16 человек.

Главные размерения «Ристны»: длина 105,8 м, ширина 14,6 м. При полном водоизмещении 6680 т судно имело осадку 6,5 м. Главная энергетическая установка — дизель мощностью 3250 л. с. Скорость 13,5 уз, дальность плавания 8600 миль. Экипаж судна 32 человека, экспедиция 12 человек.

Космические и обеспечивающие системы на «Бежице» и «Ристне» включали в себя аппаратуру для при-

ема, регистрации и обработки телеметрической и научной информации и аппаратуру единого времени. Это были более совершенные станции по сравнению с применявшимися на прежних судах. Были установлены новые, более мощные передатчики для связи с Центром управления полетом.

Новые теплоходы были оборудованы установками для кондиционирования воздуха в жилых помещениях и лабораториях экспедиции. Улучшились условия вентиляции и охлаждения размещенной там аппаратуры. Стали более удобными служебные помещения экспедиции и значительно улучшены условия обитаемости. «Долинск», «Бежица» и «Ристна» плавали как подвижные измерительные пункты несколько лет: «Долинск» до 1975, «Ристна» до 1976 и «Бежица» до 1977 года. Когда они были возвращены парокhodствам, после демонтажа экспедиционного оборудования снова стали использоваться как грузовые суда.

§ 3.6

РАБОТА И ЖИЗНЬ В ЭКСПЕДИЦИЯХ

Районы плавания научно-исследовательских судов космического флота определяются задачами контроля и управления полетами в космос. Расположение судов в акватории Мирового океана преследует цель исключить витки, на которых отсутствовал бы контроль за полетом, или получить информацию со спутников в тех точках их орбит, в которых на борту совершаются какие-либо операции, важные для исследований, выполняемых в космосе, для последующего функционирования бортовой аппаратуры. Если информация должна поступать в Центр управления полетом в темпе приема из космоса, а наземные измерительные пункты не могут этого обеспечить, то задача ложится на научно-исследовательские суда.

Районы их плавания захватывают Атлантический, Индийский и Тихий океаны, а также ряд внутренних морей. Наиболее часто сеансы связи с космосом проводятся из Северной и Центральной Атлантики, из Мексиканского залива, Карибского и Средиземного морей.

Можно ориентировочно указать границы районов плавания: по широте — от 65° северной до 60° южной, по долготе — от 115° восточной до 85° западной.

Мы видим, что районы плавания научно-исследовательских судов простираются от Исландии на севере до мыса Горн на юге. Поэтому не удивительно, что климатические условия, в которых работают экспедиции, очень разнообразны. Еще большее разнообразие вносят времена года.

Экспедиции, работающие вблизи берегов Канады, а также у южной оконечности Американского континента, в зимнее время испытывают трудности из-за частых и сильных штормов и низких температур воздуха, достигающих до -30°C . При таком холоде неизбежно обледенение судна, обледенение антенн, что мешает выполнению экспедиционных работ. При сильном ветре (свыше 7—8 баллов) сеансы связи, как правило, не проводятся. Суда уходят в соседние районы, где погодные условия позволяют работать (если это допускают задачи сеансов связи), или пережидают шторм в точке, определенной для работы.

В летние месяцы в крайних северных и крайних южных районах плавания часты туманы, ясная погода бывает всего несколько дней в месяц. На проведение сеансов связи с космосом это не влияет, но создает значительные трудности для судоводителей, которые должны обеспечивать безопасность плавания при отсутствии видимости в тумане. Характерным в этом отношении является район острова Сейбл в Северной Атлантике, в котором часто работают научные корабли. О климате в этом районе красноречиво говорит бытующее среди моряков название — «Полюс туманов».

В Карибском море и Мексиканском заливе, в северной части Индийского океана климат тропический. Он характеризуется высокой температурой воздуха (до $+40^{\circ}\text{C}$) и высокой относительной влажностью. На всех научно-исследовательских судах обеспечиваются нормальные условия для жизни и работы участников экспедиций в таких условиях: в жилых и служебных помещениях создается необходимый микроклимат с помощью системы кондиционирования и вентиляции. Это же относится и к экспедиционному оборудованию — сложным радиотехническим и электронным системам.

Для них во всех климатических поясах и в любое время года создается режим по температуре и влажности, требуемый техническими условиями.

Сеансы связи с космосом научно-исследовательские суда проводят на якорной стоянке, в дрейфе или на ходу — в зависимости от глубины моря в районе работы, от погодных условий и задач сеансов. Положение корпуса судна (курс) выбирается так, чтобы обеспечить наибольшие углы обзора антенн в заданных направлениях.

Продолжительность экспедиционных рейсов судов космической службы составляет, как правило, 6—7 мес, хотя бывают и отклонения. Рейсы значительно большей продолжительности относительно редки, и это всегда обусловлено изменениями программы работ: космические полеты во многих случаях носят экспериментальный характер, и, следовательно, их срок бывает трудно точно спланировать.

Научно-исследовательские суда космической службы базируются на порты Ленинграда и Одессы. Для экспедиций, уходящих в рейсы из Одессы, типичным является маршрут: Одесса — проливы Босфор и Дарданеллы — Средиземное море — Атлантический океан — Канарские острова — остров Куба — Карибское море — Мексиканский залив — северная часть Атлантического океана. Протяженность такого маршрута составляет примерно 10 тыс. миль.

Для судов, уходящих в рейсы из Ленинграда, типичным является другой маршрут: Ленинград — Балтийское море — Северное море — пролив Ла-Манш — Атлантический океан — Канарские острова. Далее маршрут разветвляется: Гвинейский залив — Индийский океан (или через Суэцкий канал — Красное море); Центральная и Южная Атлантика — Огненная Земля — Тихий океан; остров Куба. Расстояние по океанским путям наиболее отдаленной точки этого маршрута от Ленинграда свыше 10 тысяч миль. За один рейс суда проходят обычно около 30—40 тысяч миль — и ленинградские и одесские.

Климатические условия при плавании по обоим маршрутам изменяются очень быстро и очень значительно. Если из Ленинграда или Одессы экспедиции уходят зимой или осенью, когда там холодно, то ле-

нинградцы примерно через 10—12 сут, а одесситы через 8 сут попадают в субтропики и затем в тропики, т. е. в жаркий климат. Затем суда, идущие на работу в точки, которые находятся примерно на 50° южной или северной широты, снова попадают в холодный климат со штормами, а в летнее время года — с сильными туманами.

На судах работают два коллектива — экипаж, подчиненный пароходству, и экспедиция Академии наук СССР. Но прочный успех экспедиционных рейсов достигается лишь на тех судах, где экипаж и экспедиция во всех звеньях, начиная сверху — от капитана и начальника экспедиции — и донизу, работают дружно, с полным взаимопониманием, как единый организм.

Взаимопонимание особенно необходимо при проведении сеансов связи в сложных условиях — при ветре и волнении океана. Тогда многое зависит от мастерства капитана: он должен выбирать такие курсы и скорости, чтобы свести к минимуму проявления качки. И в то же время нужно помнить о корабельных радиотехнических системах, антеннам которых нужны заданные углы обзора. Сеансы связи в этих условиях требуют полной отдачи сил и от вахтенного состава экипажа, и от работающих на экспедиционном оборудовании техников, инженеров и научных сотрудников, точной координации их действий.

Экспедиция выполняет научно-исследовательские работы, а значит, обслуживает сложное корабельное радиотехническое оборудование. Суть работ состоит в приеме телеметрической и научной информации из космоса, ее обработке и передаче в Центр управления полетом, в ведении связи с экипажами космических кораблей, измерении параметров орбит, передаче на борт космических объектов команд и суточных программ. Экипаж обеспечивает судовождение, техническое обслуживание главной машины судна, систем электропитания, кондиционирования, вентиляции, водоснабжения. В ведении экипажа находятся также питание, медицинская помощь и бытовое обслуживание. Кроме научного и инженерно-технического состава службы космических исследований, в экспедиции часто включаются представители других научных организаций. Радиофизиков интересует распространение радиоволн в эквато-

риальных широтах, астрономов и астрофизиков — небесные явления, не наблюдаемые с территории СССР, и т. п. На экспедиционных судах космической службы выполняются также работы по программе изучения Мирового океана.

Каждое научно-исследовательское судно оборудовано медицинским блоком: операционной, лазаретом на несколько коек (предусматривается также полностью изолированное помещение на случай инфекционных заболеваний). Судовой врач следит за здоровьем моряков.

Распорядок на судне подчинен прежде всего выполнению экспедиционных задач. Работы по контролю и управлению космическими полетами проводятся в разное время суток. Сеансы связи могут смещаться, распорядок дня тоже смещается. При отсутствии экспедиционных работ (на переходах и в портах) распорядок жизни согласуется с жестко установленными судовыми правилами чередованием морских вахт.

Вся жизнь на экспедиционных судах сопряжена со специфическими трудностями: продолжительные рейсы, движение ограничено замкнутым пространством судна, а общение — относительно немногочисленным коллективом экипажа и экспедиции. Многим доставляет большие неприятности качка. К этому добавляются обычные сложности работы, присущие любому измерительному пункту. Они вызваны скоротечностью и насыщенностью сеансов связи, высокой ответственностью за результаты выполняемых операций, тем, что неудача одного из операторов или отказ одного из многочисленных приборов часто ведет к невыполнению программы сеанса и неудаче всего коллектива.

Роль изучения экспедиционной техники, ее применения и опыта работы на ней очень велика на судах космической службы. Сложное радиотехническое и электронное оборудование не может работать совсем без отказов, и очень важно быстро восстанавливать технику, чтобы не прерывать выполнение программы сеансов связи. Глубокие знания техники приобретаются систематическим ее изучением, а навыки и опыт практической работы — тренировками, которые регулярно проводятся на судах, когда нет плановых сеансов связи.

В условиях длительных океанских походов особое значение приобретает живой пример старших, более закаленных и опытных моряков и научных сотрудников, постоянное воспитательное воздействие ядра экспедиционного коллектива, настойчивость и инициатива руководителей.

Хорошую разрядку во время напряженной экспедиционной работы дает спорт. На всех научно-исследовательских судах есть спортивные залы, открытые (а на больших кораблях, таких как «Космонавт Юрий Гагарин», и закрытые) плавательные бассейны.

На судах проводятся соревнования по различным видам спорта — волейболу, баскетболу, шахматам, настольному теннису. В них участвует большинство членов экипажа и экспедиции. Спорт — это важное звено в воспитательной работе. Особенностью судовых условий является то, что там «все рядом», характер работы у членов экспедиции малоподвижный. В этих условиях занятия физкультурой и спортом являются лучшим средством физической закалки и поддержания высокой работоспособности в течение длительного рейса.

Очень популярны на судах стенная печать и радиогазеты, передаваемые по трансляции. Нередко можно увидеть на судах группы моряков и научных сотрудников, оживленно обсуждающих свежий номер стенной газеты. Корабельные литераторы, художники, фотографы обычно не жалеют сил и времени, и наиболее удачные материалы «малой прессы» живо обсуждаются подчас по нескольку дней. В экспедициях много остроумных и веселых людей.

Космический флот Академии наук СССР организационно оформился совсем недавно, но у него уже есть своя история. Поэтому на многих кораблях — «Космонавт Юрий Гагарин», «Космонавт Владислав Волков» и других — созданы музеи. В них немало ценных экспонатов, отражающих этапы развития советской космонавтики. Музеи пользуются вниманием у всех посетителей, приходящих на суда, и у нас, и в зарубежных портах.

На научных судах проводится большая работа по организации досуга и активного отдыха участников экспедиций. Здесь имеются библиотеки, салоны для отдыха, в том числе музыкальные. В каждой экспедиции на-

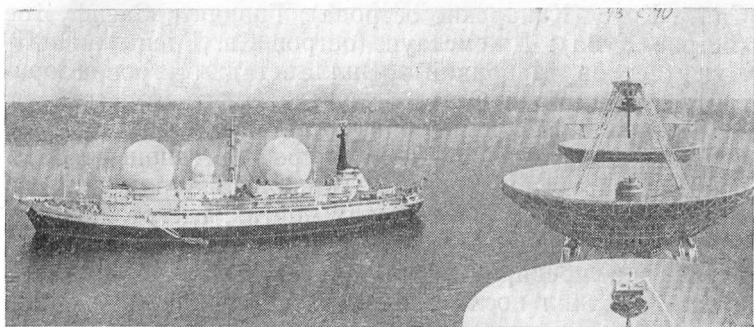


Рис. 3.11. Встреча на рейде («Космонавт Юрий Гагарин» и «Космонавт Владимир Комаров»).

лажена художественная самодеятельность. Проводятся репетиции, готовятся концерты к праздничным датам. Самодеятельные артисты дают концерты не только на своем судне. Участники художественной самодеятельности выступают, например, с концертами на Кубе.

Яркими, запоминающимися и массовыми представлениями отмечают на кораблях научного флота праздники и памятные даты. Среди них традиционный день Нептуна — день, в который судно пересекает экватор.

Автономность плавания большинства судов космического флота определяется запасами пресной воды и составляет около 30 сут. Требуют пополнения и судовые запасы скоропортящейся провизии. Поэтому примерно один раз в месяц научно-исследовательские суда заходят в иностранные порты (рис. 3.11). Для участников экспедиций такие заходы дают драгоценную возможность почувствовать под ногами твердую землю, отдохнуть от морской качки, отбросить ограничения в движении, обусловленные жесткими рамками жизни экспедиции на судне. В это время организуются экскурсии, поездки на пляжи.

Наиболее часто научно-исследовательские суда заходят для пополнения запасов воды, продовольствия и для отдыха участников экспедиций в следующие иностранные порты: на побережье Африки — Касабланка, Дакар, Конакри, Абиджан, Пуэнт-Нуар; на побережье Азии — Сингапур, Аден; на побережье Америки — Галифакс, Веракрус, Монтевидео; а также Лас-Пальмас и

Санта-Крус (Канарские острова); Гавана и Сьенфуэгос (остров Куба); Джемстаун (остров Св. Елены); Порт-Луи (остров Маврикий); Виллемстад (остров Кюрасао); Гибралтар и Сеута (в Средиземном море).

Заходы в порты используются для ознакомления с памятниками истории и культуры, достопримечательностями зарубежных стран. Наибольшие возможности для этого бывают в кубинских портах, где стоянки судов более продолжительны. На Кубе организуются экскурсии на предприятия, в музеи, ботанический сад, в дом, где жил последние годы Э. Хемингуэй, в живописные уголки тропической природы.

Интересные экскурсии были организованы в порту Веракрус к пирамидам, построенным древними племенами, в портах Лас-Пальмас и Санта-Крус к кратерам потухших вулканов, которые находятся на большой высоте над уровнем моря. Члены экспедиций знакомятся и с другими памятниками и достопримечательностями, много фотографируют.

Общественность зарубежных стран живо интересуется кораблями науки, радушно встречает гостей из СССР. Набережные заполняются людьми, с интересом рассматривающими суда. Особенное внимание привлекает к себе флагман научного флота «Космонавт Юрий Гагарин». На суда приходят экскурсанты. Сотрудники экспедиций рассказывают о достижениях советской науки в освоении космического пространства. Газеты зарубежных стран, в порты которых приходят научно-исследовательские суда, публикуют о них статьи и фотографии. Экспедиции на судах космической службы играют важную роль посланцев Советской страны, пропагандируют за рубежом наши достижения в области космической науки и техники.

Находясь во многомесечных экспедиционных рейсах, моряки и научные сотрудники ни на один день не теряют связи с Родиной. Эта связь осуществляется главным образом с помощью радио. На судах принимаются радиовещательные программы советских станций. По радио регулярно поступает информация о жизни страны, сообщается содержание важнейших политических документов. Эти сообщения передаются по корабельной трансляции или публикуются в виде специальных бюллетеней. На тех судах, где установлена аппа-

ратура широкополосной УКВ-связи через спутники «Молния», периодически, в основном в праздничные дни, организуются трансляции телевизионных передач из Москвы. Члены экспедиции и экипажа имеют возможность обмениваться с родными и близкими телеграммами, письмами и из океана разговаривать с ними по радиотелефону.

Коллективы экспедиций, находясь в рейсе, участвуют в выборах в Верховный Совет СССР и другие выборные органы, которые проводятся в нашей стране. На судах организуются избирательные участки, создаются избирательные комиссии. Голосование начинается, как и по всей стране, в шесть часов утра, но по судовому времени.

Газеты, журналы, телевидение и радио нашей страны часто публикуют материалы о работе и жизни участников экспедиций на судах космической службы. Если такие газеты и журналы попадают на судно с очередной почтой, то их обычно помещают на видном месте в витрину для всеобщего ознакомления. Внимание Родины особенно дорого, когда находишься от нее за многие тысячи километров.

МОРСКИЕ И СУДОСТРОИТЕЛЬНЫЕ ТЕРМИНЫ

Ахтерштевень — кормовая оконечность судна.

Бак — носовая часть верхней палубы от форштевня до фок-мачты или рубки (надстройки).

Бакиштаги — снасти, поддерживающие с боков части рангоута, шлюпбалки, дымовые трубы и т. п.

Баллер руля — ось, на которой вращается руль.

Бизань-мачта — третья мачта от носа судна.

Брашпиль — лебедка для выбирания якоря (с горизонтальным барабаном).

Буй — плавучий навигационный знак, ограждающий фарватер или место, опасное для плавания.

Ванты — снасти, предназначенные для укрепления с боков мачт и стеньг.

Ватерлиния — линия, нанесенная на борту судна, которая показывает его осадку с полным грузом.

Водоизмещение — вес воды, вытесненной плавающим судном (т. е. вес самого судна).

Гафель — специальный рей, укрепленный в верхней части мачты наклонно к ней.

Грот-мачта — вторая мачта от носа судна.

Дейдвуд — подводная кормовая оконечность судна, через которую проходит наружу гребной вал.

Дифферент — угол наклона судна в продольной плоскости (на нос или корму).

Дрейф — перемещение судна, возникающее под влиянием ветра или течения.

Кабельтов — мера длины, равная 0,1 морской мили (185,2 м).

Клюз — отверстие, в которое выпускается за борт якорная цепь или швартовый канат.

Кнехты — парные тумбы на палубе или причале, которые предназначены для закрепления швартовых или буксирных канатов.

Коффердам — узкий отсек, отделяющий друг от друга два соседних отсека, в одном из которых находятся нефтепродукты (назначение коффердама — препятствовать просачиванию газов).

Кранец — приспособление для смягчения ударов в борт судна при швартовке.

Лаз — прибор для измерения скорости судна или пройденного в море расстояния.

Леер — натянутый трос, предназначенный для ограждения бортов судна, люков и т. п.

Линь — пеньковый трос толщиной не более 1 дюйма (25 мм) по окружности.

Лот — прибор для измерения глубины моря. Наиболее часто используются эхолоты, у которых для определения глубины служат колебания ультразвука.

Лоция — подробное описание водного бассейна и его побережья (моря, залива, пролива); сведения, содержащиеся в лоции, используются для кораблевождения.

Мидель — поперечное сечение судна в наиболее широком месте его корпуса.

Миля морская — единица длины, определяемая как протяженность одной минуты дуги земного меридиана; одна морская миля равна 1852 м.

Остойчивость — способность судна сохранять на плаву прямое положение и возвращаться в него после устранения причин, вызвавших отклонение от этого положения — крен или дифферент.

Палуба — (1) сплошное горизонтальное перекрытие, идущее по всей длине судна; (2) пол на судне.

Платформа — горизонтальное перекрытие внутри корпуса судна, занимающее не всю его длину.

Плоскость диаметральной — вертикальная плоскость, проходящая вдоль корпуса от носа до кормы, которая делит судно на две симметричные половины.

Полубак — надстройка, расположенная на баке судна.

Размерения главные — основные величины, определяющие размеры судна: наибольшая длина, наибольшая ширина, осадка, высота борта.

Рангоут — общее наименование совокупности мачт, стеньг, рей, грузовых стрел и других частей оснащения верхней палубы судна, предназначенных для крепления радиоантенн, установки судовых огней, подъема сигналов и т. п.

Рей — горизонтальная перекладина на мачте или стеньге, прикрепленная перпендикулярно к диаметральной плоскости.

Рейд — водное пространство у входа в порт, предназначенное для якорной стоянки судов.

Рубка — служебное помещение, расположенное на верхней палубе судна или выше верхней палубы (рулевая рубка, штурманская рубка, радиорубка и др.).

Румб — единица измерения углов, равная $\frac{1}{32}$ части окружности ($11,25^\circ$).

Румпель — устройство для поворачивания руля.

Секстан — прибор для измерения угловой высоты небесных светил, применяется для определения координат судна.

Стеньга — продолжение мачты (верхняя часть составной мачты).

Такелаж — общее наименование всех снастей на судне, предназначенных для крепления рангоута.

Танк — емкость (цистерна) для хранения на судне пресной воды или жидкого топлива.

Траверс — направление, перпендикулярное к курсу судна.

Узел — морская единица скорости, равная одной миле в час.

Фальшборт — легкая бортовая обшивка судна, расположенная выше открытой палубы и предназначенная для ограждения открытой палубы и для защиты ее от волн.

Фок-мачта — передняя мачта на судне (первая мачта от носа).

Форштевень — носовая оконечность судна.

Швартов — причальный канат.

Шлюпбалка — устройство для спуска шлюпки на воду и для подъема ее на борт судна.

Шпигат — отверстие в палубе или фальшборте, предназначенное для удаления за борт скапливающейся воды.

Шпиль — лебедка для выбирания якоря (с вертикальным барабаном).

Штурмтрап — лестница из пенькового троса с деревянными ступеньками, опускаемая по наружному борту.

Ют — кормовая часть верхней палубы.

Приложение 2

ШКАЛА СИЛЫ ВЕТРА (ШКАЛА БОФОРТА)

Баллы Бофорта	Характеристика и скорость ветра, м/с	Действие ветра	
		на море	на суше
0	Штиль, 0—0,2	Зеркально гладкое море	Дым поднимается отвесно
1	Тихий, 0,3—1,5	Рябь, пены на гребнях нет	Дым поднимается не совсем отвесно
2	Легкий, 1,6—3,3	Короткие волны, гребни не опрокидываются	Движение ветра ощущается лицом, шелестят листья
3	Слабый, 3,4—5,4	Короткие волны. Гребни, опрокидываясь, образуют стекловидную пену. Изредка образуются маленькие барашки	Колышутся листья и тонкие ветви деревьев
4	Умеренный, 5,5—7,9	Волны удлиненные, белые барашки видны во многих местах	Ветер поднимает пыль и бумажки, приводит в движение тонкие ветви деревьев
5	Свежий 8,0—10,7	Хорошо развитые в длину, не очень крупные волны, повсюду видны белые барашки	Качаются тонкие стволы деревьев
6	Сильный, 10,8—13,8	Образуются крупные волны. Пенистые гребни занимают значительные площади	Качаются толстые сучья деревьев, гудят телефонные провода
7	Крепкий, 13,9—17,1	Волны громоздятся, гребни срываются, пена ложится полосами по ветру	Качаются стволы деревьев. Трудно идти против ветра
8	Очень крепкий, 17,2—20,7	Умеренно высокие длинные волны. По краям гребней взлетают брызги. Полосы пены ложатся рядами по ветру	Ветер ломает сучья деревьев. Идти против ветра очень трудно
9	Шторм, 20,8—24,4	Высокие волны. Пена широкими плотными полосами ложится по ветру. Гребни волн опрокидываются и рассыпаются в брызги, ухудшающие видимость	Небольшие разрушения строений

Баллы Бофорта	Характеристика и скорость ветра, м/с	Действие ветра	
		на море	на суше
10	Сильный шторм, 24,5—28,4	Очень высокие волны с длинными загибающимися вниз гребнями. Поверхность моря белая от пены. Пена выдувается ветром большими хлопьями в виде густых белых полос. Грохот волн подобен ударам	Значительные разрушения строений. Деревья вырываются с корнем
11	Жестокий шторм, 28,5—32,6	Исключительно высокие волны. Суда среднего размера временами скрываются из вида. Море покрыто длинными белыми хлопьями. Края волн повсюду сдуваются в пену. Видимость плохая	Большие разрушения на значительном пространстве. На суше наблюдается очень редко
12	Ураган, 32,7 и болес	Воздух наполнен пеной и брызгами. Все море покрыто полосами пены. Очень плохая видимость	

УКАЗАТЕЛЬ ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Тихонравов М. К., Бажинов И. К., Гурков О. В. и др.** Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли. М., Машиностроение, 1974.
2. **Инженерный справочник по космической технике.** М., Воениздат, 1977.
3. **Твердовский В. Н., Космодром.** М., Машиностроение, 1976.
4. **Медведев Н. Ф.** Суда для исследования Мирового океана. Л., Судостроение, 1971.
5. **Жаков А. М.** Управление баллистическими ракетами и космическими объектами. М., Воениздат, 1974.

ОГЛАВЛЕНИЕ

К читателям	3
Предисловие	4

Глава 1

НАЗНАЧЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО ФЛОТА

§ 1.1. Спутники и межпланетные станции	6
§ 1.2. Космические траектории	13
§ 1.3. Этапы космического полета	33
§ 1.4. Наблюдение за космическим полетом	50
§ 1.5. Командно-измерительный комплекс	68

Глава 2

ПЛАВУЧИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ ПУНКТ

§ 2.1. Оборудование корабельного пункта	87
§ 2.2. Управление полетом	100
§ 2.3. Траекторный контроль	124
§ 2.4. Телеметрический контроль	150
§ 2.5. Стабилизация антенн	162
§ 2.6. Местоопределение корабельного пункта	171
§ 2.7. Связь и служба времени	180

Глава 3

КОСМИЧЕСКИЙ ФЛОТ

§ 3.1. Требования к судам космической службы	190
§ 3.2. «Космонавт Юрий Гагарин»	193
§ 3.3. Универсальные суда космической службы	205
§ 3.4. Малые суда космической службы	214
§ 3.5. Первые суда для исследования космоса	225
§ 3.6. Работа и жизнь в экспедициях	231

Приложение 1

Морские и судостроительные термины	240
--	-----

Приложение 2

Шкала силы ветра (шкала Бофорта)	243
Указатель литературы	245

Безбородов В. Г., Жаков А. М.

Б39 **Суда космической службы.— Л.: Судостроение, 1980, с. 248.**

Книга посвящена научно-исследовательским судам космической службы, играющим важнейшую роль в изучении и освоении космического пространства. В ней рассказано о назначении судов, их научно-техническом оснащении. Даны необходимые сведения по теории космического полета и по космической радиотехнике, кратко описан космический командно-измерительный комплекс, в составе которого работают корабли научного флота — плавучие измерительные пункты.

В книге обсуждаются вопросы, общие для космонавтики и судостроения. Изложение рассчитано на широкий круг читателей-специалистов и не требует от них никаких предварительных познаний в этих областях техники.

Б 31805—048 3—80 3605030000
048(01)—80

39.42

Виталий Георгиевич Безбородов
Александр Михайлович Жаков

СУДА КОСМИЧЕСКОЙ СЛУЖБЫ

Редактор *Н. П. Саяпина*

Художественные редакторы *О. П. Андреев и В. А. Пурицкий*

Технический редактор *А. И. Казаков*

Корректоры *С. Х. Кумачева, И. П. Острогорова*

Художник *Б. Н. Осенчаков*

ИБ № 355

Сдано в набор 24.04.80. Подписано в печать 12.08.80. М-27182. Формат 84X108/32. Бумага типографская № 1. Печать высокая. Гарнитура шрифта литературная. Усл. печ. л. 13,02. Уч.-изд. л. 13,1. Изд. № 3504—79. Тираж 7600 экз. Заказ № 938. Цена 1 р. 10 к.

Издательство «Судостроение», 191065, Ленинград, ул. Гоголя, 8.

Ленинградская типография № 4 ордена Трудового Красного Знамени Ленинградского объединения «Техническая книга» им. Евгении Соколовой Союзполиграфпрома при Государственном комитете СССР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли. 191126, Ленинград, Социалистическая ул., 14.