

НОВОЕ
В ЖИЗНИ,
НАУКЕ,
ТЕХНИКЕ

П. А. Агаджанов,

профессор, доктор технических наук,
лауреат Ленинской премии

Серия
«Космонавтика,
астрономия»
№ 6, 1979 г.

Издается
ежемесячно
с 1971 г.

КОМАНДНО- ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС

Издательство
«Знание»
Москва
1979

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	3
Общие сведения о работе КИК	6
Основные функции и структура КИК	9
КИК — большая система	15
Радиосвязь и распространение радиоволн	18
Распространение радиоволн в ионосфере	18
Распространение радиоволн в тропосфере	23
Радиосвязь в межпланетном пространстве	24
Неоднородность среды	25
Эффект Доплера	25
Радиопомехи и шумы	27
Внешние источники	28
Внутренние источники	38
Радиосвязь и окружающая плазма	43
Основные элементы работы КИК	50
Двусторонняя связь	50
Траекторные измерения	51
Телеметрические измерения	55
Управление полетом	56
Координационный центр	57
Состояние и перспективы	59
Пропускная способность радиолиний	59
Подвижные пункты радиосвязи и ИСЗ-ре- трансляторы	61

Агаджанов П. А.

A 23 Командно-измерительный комплекс. М., «Знание», 1979.

64 с. (Новое в жизни, науке, технике. Серия «Космонавтика, астрономия», 6. Издается ежемесячно с 1971 г.).

В брошюре рассказывается о командно-измерительном комплексе — совокупности технических средств и наземных служб, с помощью которых осуществляется управление полетом космических аппаратов. Приводятся сведения об основных элементах этого комплекса, описывается работа его наземного и бортового оборудования.

Брошюра рассчитана на инженеров, преподавателей и студентов вузов, учащихся старших классов, а также на более широкий круг читателей, интересующихся современными проблемами космонавтики.

31901

39.6

ВВЕДЕНИЕ

Освоение космического пространства практически началось с запуска в Советском Союзе 4 октября 1957 г. первого в мире искусственного спутника Земли. За прошедшие двадцать с небольшим лет стремительное развитие космической техники позволило к настоящему времени достигнуть значительных успехов в области исследования и освоения космического пространства, осуществить ряд выдающихся экспериментов. Однако все эти достижения были бы невозможны без разрешения такой существенной проблемы, как управление полетом космических аппаратов.

Еще в середине 50-х гг., когда только готовился запуск первого спутника, советские ученые и инженеры уже четко представляли себе современный комплекс технических средств, предназначенный для обеспечения полета и управления бортовыми системами космического аппарата.

Каковы же основные функции этого комплекса, который по предложению С. П. Королева и М. В. Келдыша получил название командно-измерительного?

Для этого рассмотрим вначале те задачи, которые пришлось решать командно-измерительному комплексу во время полетов первых искусственных спутников Земли.

Во-первых, при помощи комплекса из ряда наземных пунктов осуществлялось с необходимой точностью измерение параметров движения спутников, и в результате обработки этих траекторных измерений определялись фактические параметры орбит и рассчитывалась их эволюция. Полученные данные использовались затем для прогнозирования движения спутников относительно поверхности Земли, что позволяло определять зоны видимости и точное время прохождения над соответствующую

щими наземными пунктами, а также вырабатывать целеуказания для наблюдений. Для всего этого была разработана различная наземная и бортовая аппаратура — радиотехнические и оптические средства, предназначенные для наблюдений за спутниками и измерения параметров их траектории. Следует отметить, что результаты траекторных измерений предварительно обрабатывались на наземных пунктах, после чего передавались по различным каналам связи в центр обработки, получивший впоследствии название координационного центра.

Во-вторых, при помощи командно-измерительного комплекса контролировались (как во время предстартовой подготовки, так и в течение полета) состояние и правильность работы бортовых систем и агрегатов спутников. Для этого были созданы радиотелеметрические системы, включающие в себя наземные приемные станции и бортовую аппаратуру для измерений, проводившихся при помощи датчиков, выдававших данные о характере процессов, которые происходили на борту спутника и в окружающем их пространстве.

Наконец, в-третьих, комплекс позволял осуществлять во время полетов управление бортовыми системами спутников. С этой целью в соответствующих наземных пунктах устанавливались радиопередающие устройства, выдававшие на борт спутника различные радиокоманды. По получении этих радиокоманд на спутниках включалась или выключалась разнообразная аппаратура. В состав последней входила, в частности, научная аппаратура, которая позволила при полете первых спутников получить интересные данные о распространении радиоволн в околоземном пространстве и ряде других явлений.

Управление, наблюдения и измерения проводились в единой системе времени, что достигалось при помощи бортовых и наземных высокостабильных генераторов, вырабатывавших эталонные сигналы частоты и времени. Результаты измерений и наблюдений передавались в координационно-вычислительный центр по линиям связи протяженностью в несколько тысяч километров.

Вся эта большая, территориально разнесенная измерительно-управляющая система, состоящая из нескольких сотен разновидностей технических средств, в

работе с которой участвовали тысячи специалистов, функционировала как единый хорошо отлаженный механизм. Для этого требовалась достаточная натренированность личного состава командно-измерительного комплекса и координационного центра, а также персонала всех наземных служб наблюдения и обеспечения полета, всех центров обработки измерительной информации.

Насколько изменились функции современного командно-измерительного комплекса по сравнению с описанным выше, что более всего характеризует сейчас командно-программное управление космическим полетом?

Прежде всего следует отметить три основные особенности использования существующих сейчас космических аппаратов: искусственных спутников Земли (ИСЗ), космических кораблей (КК) и автоматических межпланетных станций (АМС). Первая заключается в том, что одновременно в космосе могут находиться несколько ИСЗ, АМС или КК, выполняющих различные космические программы. Второй особенностью является то, что запускаемые отдельно КК (в том числе и грузовые) могут образовывать в космосе единый орбитальный комплекс — при стыковке друг с другом или с орбитальной научной станцией (ОС). В-третьих, несколько ИСЗ или КК могут выполнять единую программу.

Эти особенности потребовали создания наземных и бортовых многоканальных автоматизированных радиотехнических средств, с помощью которых можно одновременно осуществлять разнообразного вида наблюдения, измерения, выдачу радиокоманд на борт космических аппаратов, а также одновременный прием на Земле разного рода информации из космоса.

Указанные средства во взаимодействии с бортовыми и наземными ЭВМ образуют сложную информационно-вычислительную сеть, функционирующую в реальном масштабе времени. В ее состав входят координационные центры (включая крупные ЭВМ с производительностью до нескольких миллионов операций в секунду), вычислительные центры стационарных (расположенных на суше), плавучих (корабельных) и самолетных командно-измерительных пунктов; а также бортовые ЭВМ. Между этими элементами вычислительной сети осуществляется непрерывный обмен данными, причем

система обмена включает в себя разнообразные технические средства и системы радиосвязи, в том числе и спутниковые системы космической связи.

Широкое использование малогабаритных бортовых ЭВМ, обладающих небольшой массой и малым энергопотреблением, но выполненных на больших интегральных схемах и обладающих значительной вычислительной мощностью, предоставляет возможность автономных действий для экипажа КК или ОС, а также позволяет создавать автоматические космические аппараты, имеющие свойства универсальных роботов. При этом автоматизируется решение многих задач управления полетом: космической навигации и ориентации в космическом пространстве или на поверхности другого небесного тела, встречи и стыковки в космосе, принятия решений в неожиданных (нештатных) ситуациях и т. д.

Таким образом, основанный на принципах командно-программного телеуправления командно-измерительный комплекс в настоящее время обеспечивает надежное управление полетом пилотируемых и автоматических космических аппаратов в околоземном и межпланетном пространстве. Причем повышение общего уровня автоматизации процессов управления и увеличение числа космических аппаратов, одновременно находящихся в космическом пространстве и выполняющих разнообразные задачи, обуславливают особую роль этого комплекса на современном этапе развития космонавтики.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАБОТЕ КИК

Космические аппараты и командно-измерительный комплекс (который обычно называют сокращенно — КИК) представляют собой единую неразрывную систему, эффективность которой в значительной мере зависит от рационального сопряжения и оптимального распределения функций между бортовыми системами и наземными средствами КИК. Это определяется тем, что управление полетом космических аппаратов осуществляется с помощью комбинированного командно-программного метода телеуправления, при котором бортовые системы, управляемые экипажем КК или работающие автоматически (по заданной программе), взаимо-

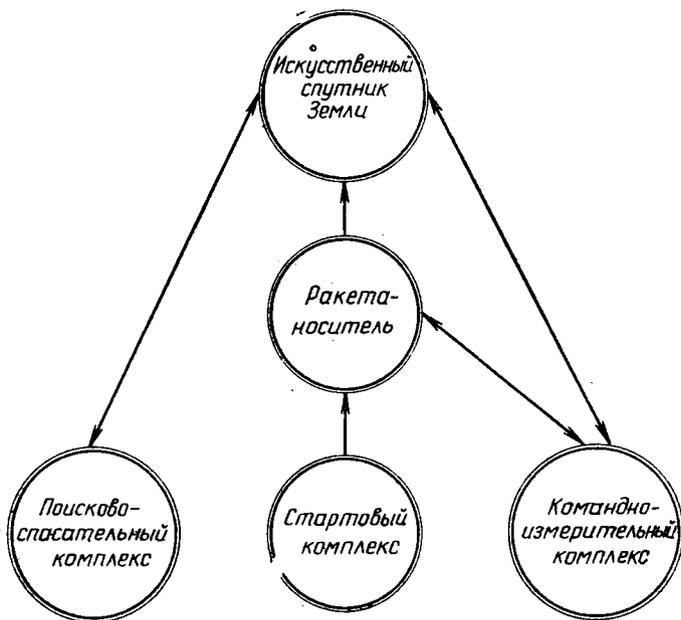


Рис. 1. Упрощенная схема ракетно-технического комплекса, предназначенного для запуска, управления полетом и спуска возвращаемого искусственного спутника Земли

действуют с КИК и контролируются с использованием его технических средств.

Таким образом, КИК является неотъемлемой частью всякого ракетно-космического комплекса. Любой современный ракетно-технический комплекс, предназначенный для выведения космического аппарата на заданную орбиту, а также для управления полетом и спуска на Землю, состоит из нескольких систем, или комплексов, включая и КИК (рис. 1). Каждый из них является сложной системой, состоящей из ряда подсистем, и в основном характеризуется свойствами, присущими так называемым большим системам, о которых будет сказано несколько ниже.

Даже если полет осуществляется в пилотируемом режиме или используется для этих целей автоматическое управление с помощью бортовой автономной системы, то и в этом случае процессы управления и результаты выполнения программы полета, как правило, контроли-

руются КИК. Иногда оказывается целесообразным дублировать с помощью КИК выполнение отдельных операций экипажа или бортовой автономной системы управления космическим аппаратом. В первом случае КИК является большой автоматизированной системой управления, выполняющей функции измерений и контроля, во втором — исполняющей функции управления, измерений и контроля.

В зависимости от типа и назначения космического аппарата предназначенный для управления его полетом КИК оснащается различными типами бортовых и наземных средств траекторных измерений, соответствующими командными радиопередачами, разного рода радиотелеметрическими средствами диагностики состояния и контроля процессов, происходящих на борту космического аппарата и в окружающем пространстве, а также средствами теле- и радиосвязи и передачи данных. Во многих случаях используются технические средства, работающие в так называемых совмещенных режимах, когда одновременно осуществляются управление, траекторные и телеметрические измерения, связь и передача телевизионных изображений.

Для обеспечения управления полетом помимо названных средств требуются бортовые и наземные вычислительные комплексы, использующие быстродействующие ЭВМ различной вычислительной мощности и с разными объемами оперативной и долговременной памяти, а также средства контроля, передачи и автоматического ввода результатов траекторных и телеметрических измерений в названные ЭВМ.

Средствам КИК свойственна надежность, готовность к работе в строго запланированное время, практическая безотказность в процессе работы. Для одновременного управления несколькими космическими аппаратами средства КИК должны работать на отличающихся друг от друга частотах и в разных режимах, т. е. в КИК имеется достаточно широкий набор используемых частот и кодов с учетом маневренности аппаратуры (необходимой быстротой перестройки на новые частоты).

Кроме того, возрастающая длительность активного существования космических аппаратов на орбите (т. е. когда их аппаратура еще продолжает функционировать), достигающая в настоящее время нескольких лет для некоторых типов ИСЗ, и связанное с этим увеличе-

ние количества сеансов связи требуют, чтобы средства, использующиеся в КИК, характеризовались достаточной продолжительностью непрерывной работы, большим энергоресурсом и длительными сроками эксплуатации.

Основные функции и структура КИК. При управлении полетом космических аппаратов КИК обеспечивает решение следующих задач:

1) поддержание устойчивой двусторонней связи с космическим аппаратом на всех заданных участках траектории полета;

2) измерение параметров движения космического аппарата с целью определения его фактической траектории и подготовки данных для проведения необходимых операций, связанных с осуществлением управления движением (например, коррекция орбиты, спуск космического аппарата с орбиты и т. д.);

3) диагностика состояния экипажа и работы агрегатов и систем космического аппарата, измерение характеристик процессов, происходящих на его борту и в окружающем пространстве, а также сбор и обработка информации о выполнении заданной программы полета;

4) принятие и реализация решений по управлению полетом.

Измерения параметров движения космического аппарата проводятся периодически, и после расчета параметров орбиты и характера ее эволюции вырабатываются целеуказания, которые передаются всем наземным средствам слежения, измерений и управления.

Телеметрический контроль состояния экипажа и диагностика (анализ; оценка и прогнозирование состояния) производятся постоянно, так же как и контроль режимов работы и диагностика состояния агрегатов и основных систем космического аппарата (включая учет расхода энергии и других ресурсов бортовых систем), с тем чтобы вовремя выявлять возникшие отклонения от нормы. При этом осуществляется контроль за введением бортовых систем, приборов и аппаратов в заданный режим, а также за выключением неисправных и отработавших приборов, либо переключением на резервные приборы и системы.

Помимо своих непосредственных функций (траекторные измерения, контроль и управление), КИК обеспечивает прием и первичную обработку основной ин-

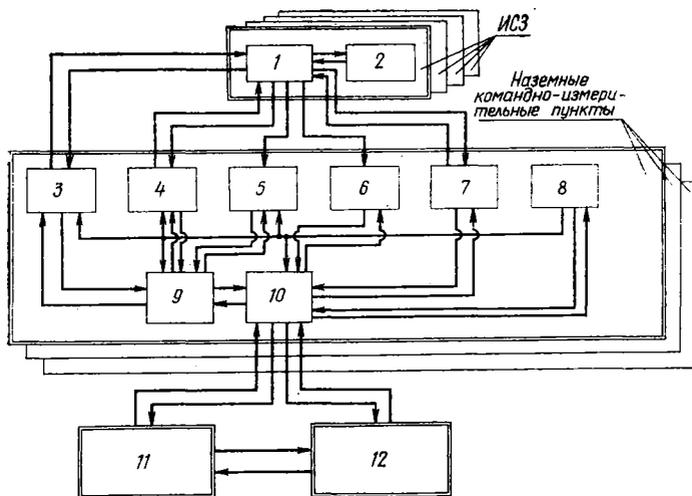


Рис. 2. Структура КИК для нескольких (четырёх) ИСЗ: 1 — бортовая аппаратура (командно-программная, траекторных и телеметрических измерений, телевизионная, связи и системы единого времени); 2 — бортовые ЭВМ; 3—8 — различные средства наземных командно-измерительных пунктов (3 — командно-программных радиолиний, 4 — траекторных измерений, 5 — телеметрических измерений, 6 — передачи телевизионных изображений, 7 — связи, 8 — системы единого времени); 9 — вычислительный центр командно-измерительного пункта; 10 — узел связи; 11 — центр управления полетом; 12 — координационный центр

формации, т. е. той, для получения которой запущен данный космический аппарат (в частности, научной — для ИСЗ серии «Космос» или метеорологической — для ИСЗ «Метеор»).

На рис. 2 представлены основные элементы КИК, которые предназначены для выполнения всех перечисленных выше операций. Из него видно, как различные типы бортовой аппаратуры космического аппарата взаимодействуют с наземными средствами, в частности с установленными на стационарных (расположенных на суше) и передвижных (плавучих и самолетных) командно-измерительных пунктах (рис. 3).

Следует подчеркнуть, что количество и местоположение стационарных командно-измерительных пунктов зависят от конкретных задач по обеспечению непрерывного управления соответствующим типом космического аппарата, а также от того, насколько КИК должен дуб-

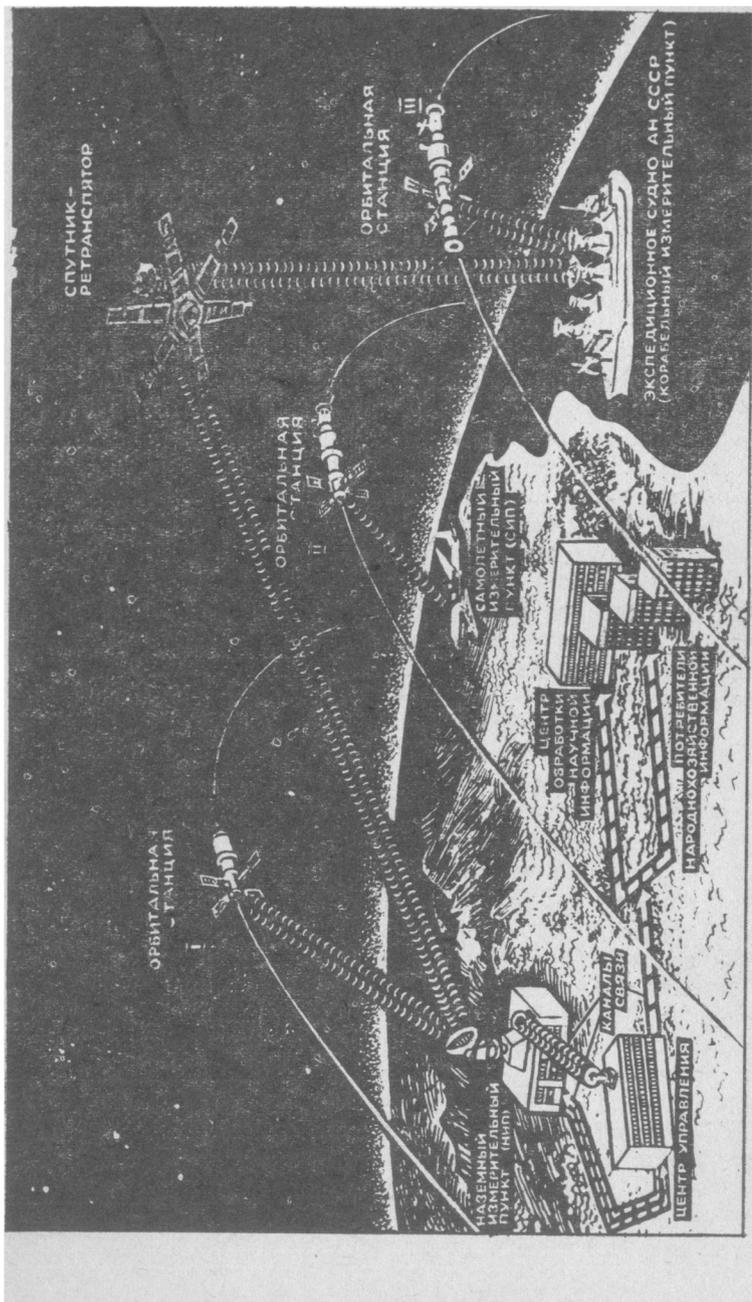


Рис. 3. Схема взаимодействия между основными элементами КИК

лировать выдачу команд бортовых систем. Кроме того, состав и размещение стационарных и подвижных средств КИК, предназначенного для управления конкретным типом космического аппарата, определяются орбитой последнего, а также составом его бортовой аппаратуры и программой полета.

Характерной особенностью любого КИК является удаленность его наземных командно-измерительных пунктов на многие сотни и тысячи километров друг от друга, а это приводит к тому, что эти пункты размещаются в самых различных районах страны и даже земного шара. Дело в том, что большинство ИСЗ движется по так называемым низким орбитам (высотой в несколько сотен километров), а нахождение такого ИСЗ в зоне радиовидимости одного наземного пункта составляет всего 5—10 мин. Однако обычно требуется, чтобы управление полетом ИСЗ проводилось более длительное время, и часто необходима непрерывная связь с ИСЗ на протяжении полного витка его орбиты.

Таким образом, управление полетом ИСЗ требует такого размещения наземных командно-измерительных пунктов, чтобы по прохождении зоны действия (радиовидимости) одного пункта космический аппарат оказывался в зоне действия другого наземного командно-измерительного пункта (рис. 4). Причем следует учесть, что поскольку плоскости орбит ИСЗ могут характеризоваться самым различным наклоном к плоскости экватора, то командно-измерительные пункты должны располагаться в районах, далеко отстоящих друг от друга как по широте, так и по долготе места.

Как правило в космическом пространстве одновременно может находиться большое количество ИСЗ или других космических аппаратов, и поэтому лишь правильное сочетание наземных и бортовых средств, а также оптимальное распределение между ними соответствующих функций обеспечивают успешное и полноценное использование как самих космических аппаратов, так и средств, применяемых в КИК. Рациональное распределение функций, оптимальное планирование использования измерительных, радиокомандных и телеметрических средств КИК, а также возможная гибкая перестройка работы служб и средств КИК и исключение «конфликтных ситуаций» (по использованию радиочастот и т. д.) — все это относится к основным за-

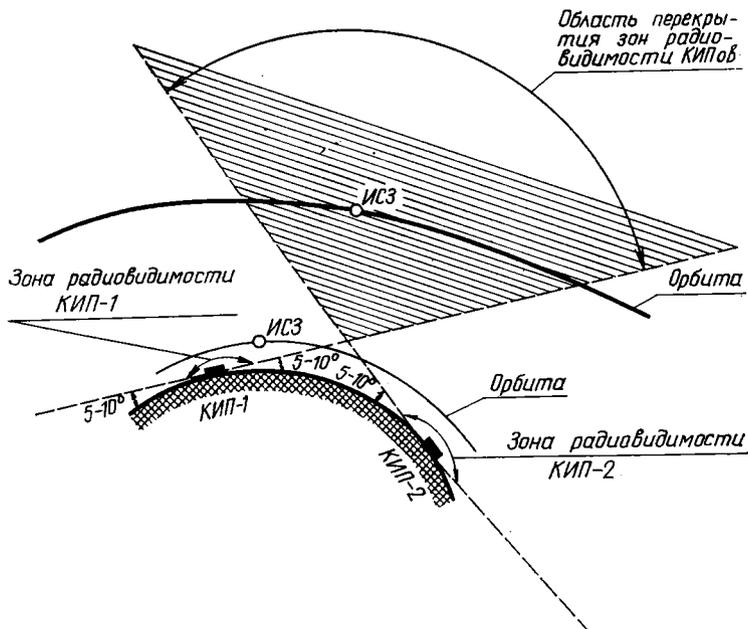


Рис. 4. Расположение двух командно-измерительных пунктов (КИП), при котором прерывается управление полетом ИСЗ, находящегося на более низкой орбите

дачам, которые решает координационный центр КИК, работающий во взаимодействии с главным вычислительным центром КИК.

Координационный центр осуществляет координацию работ наземных командно-измерительных пунктов, планирование взаимодействия систем КИК с центрами управления полетом. Существует несколько центров управления полетом в зависимости от конкретного типа космического аппарата. Так, например, в настоящее время имеются центры управления полетом пилотируемых космических аппаратов (КК или ОС), центры управления полетом метеорологических, связных, геодезических и других типов ИСЗ, а также центры дальней космической связи (для управления полетом АМС).

Основные функции центров управления полетом — диагностика и прогнозирование состояния экипажа и режима работы систем космического аппарата, оценка

полноты выполнения работ по программе полета, принятие решений по реализации на борту тех или иных операций в штатном и нештатном (аварийном) режимах полета. Одной из существенных особенностей многочисленных технических средств и служб КИК является синхронность их работы. Траекторные измерения, обработка информации, выдача и исполнение радиокоманд (разовых и в программе), работа бортовой научной аппаратуры и другие операции, проводимые на борту космического аппарата и на Земле, должны быть строго скоординированными и обуславливаться четким графиком, корректируемым в зависимости от выполнения программы полета.

Невыполнение некоторых операций, а также опоздания, задержки и другие нарушения во взаимодействии бортовой автоматики и наземных средств могут привести к осложнениям и перерывам в управлении полетом. Если на борту космического аппарата возникают непредвиденные и аварийные ситуации, то для выявления их причин и определения влияния на выполнение программы полета они имитируются и моделируются в центре управления полетом.

Таким образом, управление полетом космических аппаратов предусматривает комплексное, взаимосвязанное использование большого числа бортовых и наземных командно-измерительных, счетно-решающих и других средств, разнесенных на огромные расстояния и объединенных в единую глобальную систему управления.

Однотипные средства, входящие в состав КИК, также образуют системы, из которых типовыми для любого КИК являются следующие системы:

- 1) командно-программных радиолиний;
- 2) траекторных измерений;
- 3) телеметрических измерений;
- 4) телевизионных наблюдений;
- 5) связи (речевой и телеграфной);
- 6) единого времени;
- 7) обработки и отображения информации.

Взаимодействие этих систем осуществляется в соответствии с программой, определяемой координационным центром КИК по соответствующим заявкам, поступающим из центров управления полетом. Эти заявки, такие, как выдача командно-программной информации, прове-

дение различных измерений и выход на связь с космическим аппаратом, определяются конкретной программой полета.

КИК — большая система. Если рассматривать космический аппарат как некоторый объект управления, то схема этого управления, включающая средства КИК и бортовую аппаратуру, будет иметь вид, показанный на рис. 5. Из данной схемы видно, что потоки информации будут циркулировать по внешнему контуру управления, включающему собственно космический аппарат и наземные средства КИК, и внутреннему контуру, в кото-

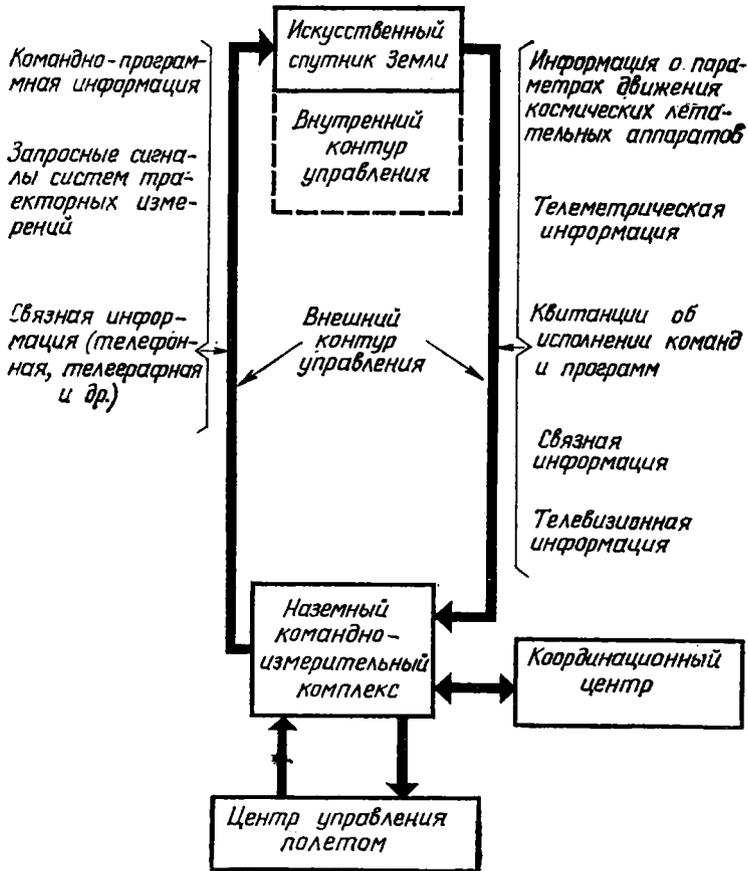


Рис. 5. Схема управления космическим аппаратом

рый входят бортовые автономные системы ориентации, стабилизации и т. д. Причем внешний контур управления состоит из большого числа частных контуров, отличающихся друг от друга структурой, потоками информации и динамическими характеристиками входящих в них звеньев.

Как уже упоминалось выше, КИК относится к классу так называемых больших систем управления, которые осуществляют решение сложных инженерных и экономических задач при самом широком использовании автоматики и телемеханики, радиотехники и электроники, вычислительных комплексов, математического, программного и информационного обеспечения. К ним относятся, например, системы управления воздушным транспортом, гидротехнические и энергетические системы, крупные производственные комплексы и т. д.

Вообще говоря, большой системой называется управляемая система большого масштаба, рассматриваемая как совокупность взаимосвязанных управляемых подсистем, объединенных общей целью функционирования. Характерные признаки большой системы — наличие управляемых подсистем, материальных, энергетических и информационных связей между ними, связь между рассматриваемой системой и другими системами, участие в системе людей, машин и природной среды. Управление большой системой организуется, как правило, по иерархическому принципу, когда высший орган управляет несколькими подразделениями (подсистемами) низшей ступени, каждому из которых подчинены подсистемы еще более низкого ранга.

Разнообразие оборудования и сложность функций, свойственные большим системам, требуют особого подхода к их изучению и проектированию. В связи с этим возникает необходимость применять для этих целей системный (комплексный) подход. В частности, системный подход нужен и для формулировки общих условий, обеспечивающих успешную работу ряда независимых частей большой системы при объединении их в интегральное целое.

Использование системного подхода к так называемым сложным системам, к которым относятся и большие системы, вызвало появление специальной научно-технической дисциплины — системотехники. Она охватывает вопросы проектирования, создания, испытания

и эксплуатации всех сложных систем, в частности исследует проблемы, относящиеся не только к свойствам составных частей сложной системы (ее основных элементов, подсистем), но также и к закономерностям функционирования всей системы в целом (общесистемные проблемы). Системотехника широко использует методы математической логики и статистики, теории алгоритмов, комбинаторики, теории игр, теории ситуаций, теории массового обслуживания, теории информации и т. д.

Системный подход предполагает рассмотрение более чем одного варианта возможных решений, и поэтому системотехника должна включать в себя всеобъемлющее рассмотрение различных методов достижения желаемого результата. По определению американского ученого Дж. Мортон, системный подход означает, что каждая система является интегрированным целым даже тогда, когда она состоит из отдельных разобобщенных функциональных систем и подсистем. Причем каждая из них имеет ряд целевых показателей, и баланс между ними может изменяться от системы к системе в широких пределах.

Эффективное функционирование целого является первоочередной задачей, стоящей перед КИК. Причем отдельные части и устройства, составляющие КИК, в некоторые промежутки времени могут работать и не в оптимальном режиме, но в общем балансе всех показателей этой системы их действие в заданном интервале времени обеспечивает выполнение всех требований для всего периода работы КИК.

Методы системотехники направлены на отыскание оптимального выбора целевых функций системы по отдельным параметрам и на достижение максимальной взаимозаменяемости составных частей сложной системы. Применительно к КИК этот выбор производится относительно следующих параметров:

- 1) оптимальный диапазон используемых радиочастот;
- 2) наилучшие энергетические характеристики применяемых радиолиний;
- 3) оптимальные информационные характеристики КИК в целом и его основных элементов.

Выбор осуществляется с учетом таких факторов, как особенности распространения и поглощения радио-

волн, уровень помех и шумов в месте приема, возможности технической реализации поиска оптимальных параметров как для КИК в целом, так и для входящих в его состав систем.

РАДИОСВЯЗЬ И РАСПРОСТРАНЕНИЕ РАДИОВОЛН

При передаче информации с борта космического аппарата на наземные приемные пункты радиосигналы проходят всю толщу земной атмосферы, которая, как известно, обладает частотно-избирательными свойствами. Диапазоны частот электромагнитных колебаний, проходящих сквозь атмосферу Земли без значительного затухания, называются «окнами прозрачности». В частности, для земной атмосферы характерно наличие радио- и оптических «окон прозрачности» (рис. 6).

Кроме того, при выборе оптимального рабочего диапазона радиочастот необходимо учитывать и особенности распространения радиоволн в межпланетном пространстве.

Распространение радиоволн в ионосфере. Ионизованная (верхняя) часть земной атмосферы, начинающаяся примерно с высоты 50 км над поверхностью Земли, называется ионосферой. Источниками ее ионизации являются: ультрафиолетовое солнечное излучение, рентгеновское излучение короны Солнца, солнечные корпускулярные потоки и космические лучи.

Обычно предполагается, что земная ионосфера является квазинейтральной плазмой, т. е. содержание в ней электронов и ионов считается примерно равным. В ионосфере существует несколько областей, соответствующих относительным максимумам концентрации электронов и называемых ионосферными слоями: существующий только в дневное время слой D (до 90 км), слой E (90—150 км), появляющийся только в дневное время и летние месяцы слой F_1 (160—200 км) и обладающий абсолютным максимумом концентрации электронов слой F_2 (примерно 220—320 км).

В зависимости от частоты распространяющихся радиоволн ионосфера Земли оказывает различное влияние на их распространение, а при радиосвязи с космическим аппаратом наиболее существенными являются преломление радиоволн на границах раздела ионосферных слоев, поглощение радиоволн в этих слоях, а

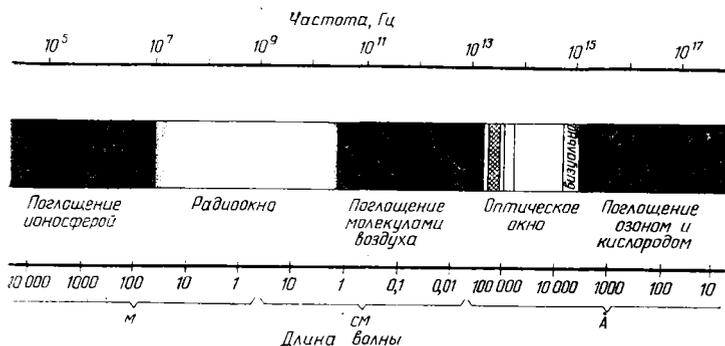


Рис. 6. «Окна прозрачности» (без штриховки) в спектре электромагнитного излучения, приходящего в атмосферу Земли из космоса

также поворот плоскости поляризации радиоволн вследствие наличия сильного магнитного поля в ионосфере (явление Фарадея).

Преломление радиоволн. Изменение направления распространения радиоволны при ее прохождении границ раздела ионосферных слоев определяется коэффициентами преломления, которые зависят от концентрации электронов в данных слоях и от используемой радиочастоты. Наименьшая частота, при которой радиоволна, распространяясь вертикально вверх от поверхности Земли, еще проходит ионосферу, называется критической (радиоволны с более низкой частотой полностью отражаются ионосферой).

Значение критической частоты зависит от сезона и времени суток, а также от географической широты и уровня солнечной активности и обычно лежит в пределах 10—30 МГц (соответственно критическая длина волны находится в пределах 30—10 м). Радиоволны с более высокой частотой, но близкой к критической, проходят сквозь ионосферу, претерпевая сильное искривление, зависящее от коэффициентов преломления.

Уже при достаточно высокой несущей частоте влияние преломления на распространение радиосигналов может быть весьма незначительным, и при использовании достаточно высоких радиочастот ошибка наведения антенн КИК на космический аппарат, обусловленная преломлением радиоволн в ионосфере, оказывается пренебрежимо малой величиной.

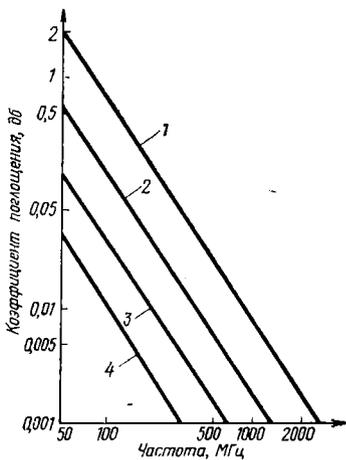


Рис. 7. Зависимость коэффициента поглощения радиоволн в ионосфере от частоты: 1 — дневное время (угол места 10°); 2 — дневное время (угол места 90°); 3 — ночное время (угол места 10°); 4 — ночное время (угол места 90°)

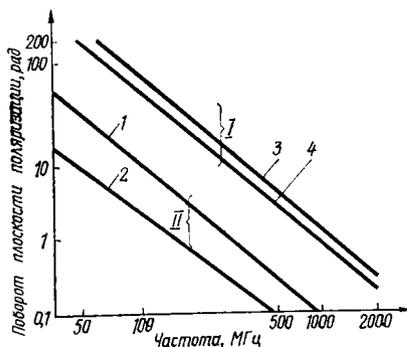
Поглощение радиоволн. При распространении радиоволн в среде происходит преобразование их энергии в другие виды, в частности в кинетическую энергию электронов и ионов при распространении радиосигналов в ионосфере Земли. Эти энергетические потери определяются коэффициентом поглощения радиоволн, который прямо пропорционален концентрации электронов и обратно пропорционален квадрату используемой радиочастоты.

Из рис. 7 следует, что поглощение радиоволн увеличивается в дневные часы, когда под действием радиации и излучения Солнца повышается концентрация электронов (и ионов) в ионосфере. Следует подчеркнуть, что поглощение радиоволн ионосферой в основном сказывается при частотах, близких к критической. При частотах выше 100 МГц (длине волны меньше 3 м) радиоволны при нормальных условиях (в частности, при спокойном Солнце) распространяются в ионосфере без какого-либо существенного поглощения.

Таким образом, ни преломление, ни поглощение радиоволн в ионосфере существенным образом не сказываются на работе КИК, если использовать радиочастоты выше 100 МГц.

Поляризация радиоволн. Существенное влияние на распространение радиоволн в ионосфере оказывает постоянное магнитное поле Земли. Причем в ионосфере плотность энергии магнитного поля в несколько тысяч

Рис. 8. Зависимость поворота плоскости поляризации (явление Фарадея) от частоты (источник находится на высоте 1000 км над поверхностью Земли): I — при распространении вдоль силовых линий магнитного поля (3 — угол места 10° ; 4 — угол места 90°); II — при распространении радиоволн перпендикулярно силовым линиям (1 — угол места 10° ; 2 — угол места 90°)



и десятков тысяч раз превышает плотность тепловой энергии имеющих там частиц, и поэтому магнитное поле ионосферы является достаточно сильным, чтобы вызываемые им эффекты были весьма заметными. Среди последних особое значение представляет явление Фарадея — поворот плоскости поляризации электромагнитной волны, распространяющейся в среде вдоль силовых линий магнитного поля.

Плоскость поляризации, как известно, перпендикулярна направлению распространения электромагнитной волны, и поэтому для линейно-поляризованной радиоволны (т. е. с неизменным направлением колебаний электрического поля) явление Фарадея приводит к периодическому замиранию радиосигнала при его приеме или передаче антенной КИК с линейной поляризацией.

Из рис. 8 видно, что поворот плоскости поляризации зависит от угла между направлением распространения радиоволн и направлением силовых линий магнитного поля Земли. Причем распространение радиоволн вдоль силовых линий магнитного поля Земли может вызывать значительный поворот плоскости поляризации. Например, в области частот около 400 МГц поворот плоскости поляризации достигает в дневное время 15 рад (при малых углах места). Если радиоволна распространяется в направлении, перпендикулярном силовым линиям магнитного поля Земли, то поворот плоскости поляризации достигает 1 рад. В ночное время этот эффект в 2—3 раза слабее, чем в дневные часы.

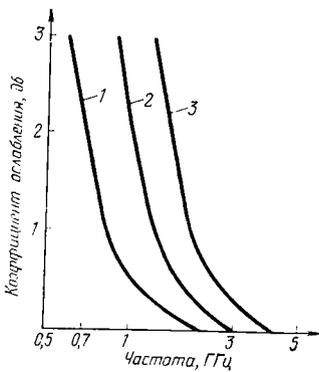


Рис. 9. Зависимость коэффициента ослабления радиоволн в ионосфере, вызванного явлением Фарадея, от частоты: 1 — угол места 90° ; 2 — угол места 30° ; 3 — угол места 10°

На рис. 9 представлены частотные зависимости коэффициента ослабления энергии электромагнитных колебаний в ионосфере, обусловленного явлением Фарадея. Эти значения коэффициента ослабления рассчитывались для приемопередающих антенных систем с линейной поляризацией и в предположении, что характеристики ионосферы являются неизменными. Из рисунка следует, что ослабление энергии радиоволн (замирание радиосигнала) весьма заметно при использовании частот ниже 2 ГГц.

Данное приближение (неизменность ионосферы) допускает такое положение антенны с линейной поляризацией, которое обеспечивает максимальную мощность сигнала на входе (или выходе) этой антенны. Однако состояние ионосферы весьма изменчиво, и поэтому также непрерывно меняется положение плоскости поляризации. Следовательно, в случае неподвижной антенны с линейной поляризацией распространяющиеся через ионосферу радиоволны всегда будут периодически замирать на входе этой антенной системы.

Для устранения влияния данного эффекта требуется непрерывное вращение плоскости поляризации приемной антенны, однако это конструктивно трудно осуществить на практике. В КИЖ чаще всего используются антенны с круговой поляризацией, так как при этом типе радиоантенн устраняется замирание радиоволн, вызванное явлением Фарадея. Недостатком же этих антенн является то, что усиление по мощности у них на 3 дБ меньше, чем у антенн с линейной поляризацией. Дело в том, что антенны с круговой поляризацией в каждый

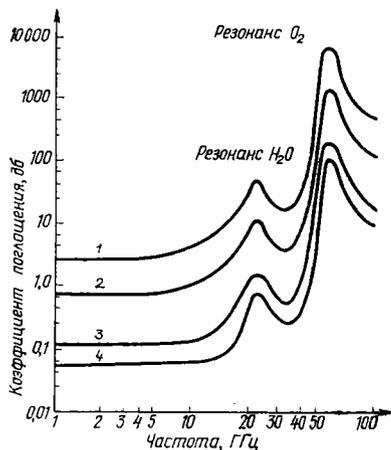


Рис. 10. Зависимость коэффициента поглощения радиоволн в тропосфере от частоты: 1 — угол места 0° ; 2 — угол места 3° ; 3 — угол места 30° ; 4 — угол места 90°

момент принимают лишь одну из составляющих электромагнитного поля, а это и приводит к ухудшению усиления по мощности.

Распространение радиоволн в тропосфере. Самая нижняя часть земной атмосферы, простирающаяся до высот 8—17 км над поверхностью Земли и содержащая более 80% всей массы атмосферы, называется тропосферой. Она достаточно заметно воздействует на распространение радиоволн, причем ее влияние особенно усиливается при интенсивных осадках.

Поглощение радиоволн. Если нижний предел используемых в КИК радиочастот определяется состоянием ионосферы, то верхний в основном зависит от состояния тропосферы. Радиоволны с частотами выше 8—10 ГГц уже интенсивно поглощаются газами, водяными парами, облаками и выпадающими осадками, что обусловлено изменением энергетического состояния молекул кислорода и воды под действием электромагнитных колебаний.

Из рис. 10 видно, что коэффициент этого поглощения зависит от угла места (угла наклона антенны), т. е. от длины пути, проходимого радиоволнами в тропосфере. Максимум коэффициента поглощения в области частот 20—25 ГГц обусловлен резонансным поглощением энергии радиоволн молекулами воды (осадки, облака, туман и т. д.), а максимум в области частоты 60 ГГц — молекулами атмосферного кислорода.

На рис. 11 представлены номограммы, по которым

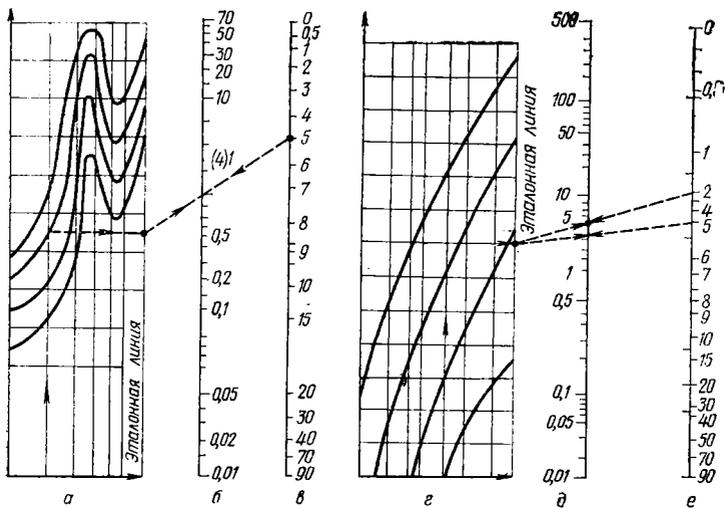


Рис. 11. Зависимости (номограммы) коэффициента поглощения энергии радиоволн в тропосфере от высоты наземной антенны над уровнем моря и угла прихода радиоволн (*абв*) и от интенсивности выпадания осадков (*где*): *а* — зависимость от частоты, ГГц (нижняя шкала; отсчеты через каждые 5 ГГц, начиная с 10 ГГц); *б* — коэффициент поглощения, дБ; *в* — угол места, град.; *г* — зависимость от угла места, град.; *д* — коэффициент поглощения, дБ; *е* — угол места, град.

определяют коэффициент суммарного поглощения радиоволн тропосферой, если известны высота места над уровнем моря, угол наклона антенны к горизонту и интенсивность выпадающих осадков.

Преломление радиоволн. Преломление радиоволн в тропосфере вызывается изменениями давления и влажности с высотой над поверхностью Земли, а следовательно, изменением коэффициента преломления в тропосфере. Обычно этим явлением пренебрегают, если ошибка наведения антенны, обусловленная преломлением волн в тропосфере, значительно меньше ширины диаграммы направленности данной антенны.

Радиосвязь в межпланетном пространстве. Для обеспечения связи с космическим аппаратом, находящимся вне пределов атмосферы Земли, можно использовать различные диапазоны электромагнитного спектра — от радио- до рентгеновского (см. рис. 6). Как экспери-

ментально установлено, в межпланетном пространстве (т. е. вне пределов атмосфер планет Солнечной системы и самого Солнца) мощность радиосигнала уменьшается в 10 раз при распространении радиоволн на каждые 100 млн. км. Это уменьшение вызывается поглощением энергии радиоволн космической пылью и межпланетным газом, представляющим собой потоки частиц, излучаемых хромосферой и фотосферой Солнца.

Неоднородность среды. Поскольку атмосфера Земли и межпланетное пространство являются неоднородными средами, то скорость распространения в них электромагнитных колебаний отличается на различных участках пути. Вследствие этого в измерениях дальности и скорости космических аппаратов появляются ошибки, величина которых зависит от рабочей частоты и угла места антенной системы. Кроме того, неоднородности атмосферы Земли и межпланетного пространства вызывают изменения коэффициента преломления, что приводит к ошибкам в измерениях угловых координат космического аппарата.

Следует отметить, что перечисленные виды ошибок пренебрежимо малы в сантиметровом диапазоне длин волн. Однако если по ряду причин сантиметровый диапазон (3—30 ГГц) не может быть использован в КИК, то в этом случае в результате измерений текущих координат космического аппарата вводят соответствующие поправки, которые рассчитываются на основании данных, характеризующих условия распространения радиоволн (состояние ионосферы, тропосферные осадки и т. д.) на заданных трассах. Эти данные поступают от ионосферных станций, специально осуществляющих соответствующее зондирование атмосферы в различных диапазонах частот.

Эффект Доплера. Это явление не связано с наличием среды, но также существенно сказывается на распространении радиоволн. Суть эффекта заключается в том, что в зависимости от направления и численного значения скорости относительного движения наблюдателя и источника радиоизлучения частота принимаемых радиосигналов отличается от частоты, с которой эти сигналы излучались: при сближении с источником радиоволн наблюдается повышение частоты, при удалении — понижение. Причем, если излучаемый сигнал

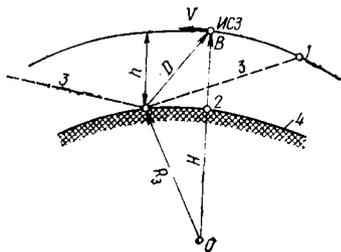


Рис. 12. Схема движения ИСЗ относительно командно-измерительного пункта (R_3 — радиус Земли, $OB(H)$ — расстояние от центра Земли до ИСЗ, D — дальность, h — высота орбиты, V — скорость ИСЗ): 1 — точка «радиовосхода» ИСЗ; 2 — точка проекции ИСЗ на поверхность Земли; 3 — радиогоризонт (граница зоны радиовидимости); 4 — поверхность Земли

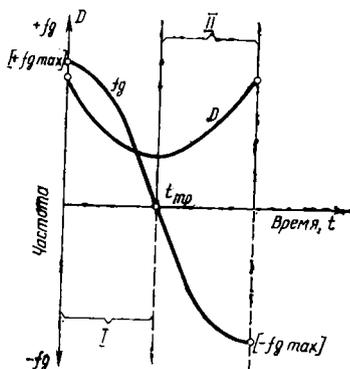


Рис. 13. Зависимости изменения доплеровского смещения частоты f_d и наклонной дальности D от времени ($t_{тр}$ — точка траверза): I — область приближения ИСЗ к наземному пункту; II — область удаления ИСЗ от наземного пункта

содержит спектр частот, то, помимо доплеровского смещения всего спектра в целом, происходит еще и деформация спектра. Рассмотрим, как эффект Доплера проявляется при осуществлении радиосвязи с ИСЗ.

Из рис. 12 и 13 видно, что на частоту принимаемого сигнала действует лишь составляющая скорости, направленная по лучу в сторону наземного пункта (лучевая скорость). Поскольку в момент прохождения ИСЗ над наземным командно-измерительным пунктом она равняется нулю, то доплеровское смещение частоты в данный момент также будет равно нулю. В этот момент ИСЗ проходит точку орбиты (точку траверза), наиболее близко расположенную к наземно-измерительному пункту (связь осуществляется при минимальном значении дальности).

В точке траверза доплеровское смещение частоты меняет свой знак (точка перегиба) и кривая зависимо-

сти этого смещения от времени характеризуется наибольшей крутизной (см. рис. 13). Причем зависимость доплеровского смещения частоты от времени имеет симметричный вид относительно точки перегиба (траверза): при одном и том же достаточно большом временном отклонении в ту или иную сторону от точки перегиба доплеровское смещение частоты стремится к одним и тем же значениям, но противоположным по знаку.

В космической связи эффект Доплера необходимо всегда учитывать, поскольку различие передаваемой и принимаемой частот радиосигналов (на несколько сотен килогерц) требует либо расширения полосы пропускания радиоприемника, либо его перестройки по определенной программе. Таким образом, если приемник не предусматривает перестройку по частоте, то полоса пропускания должна выбираться с учетом возможного доплеровского смещения, а также с учетом нестабильности параметров передатчика и гетеродина приемника.

В тех случаях, когда расширение полосы пропускания нежелательно, используют так называемую систему АПЧ (автоподстройки частоты), которая позволяет настраивать приемник на частоту входящего радиосигнала, компенсируя доплеровское смещение. В системах КИК часто применяют комбинированный метод компенсации, заключающийся в том, что на основании известных значений параметров движения ИСЗ и координат наземного пункта связи рассчитывают доплеровское смещение частоты принимаемого сигнала для тех участков орбиты космического аппарата, на которых запланирована с ним связь. Соответственно с этим в настройку приемника вводится поправка, учитывающая ожидаемое доплеровское смещение частоты принимаемого сигнала. Одновременно система АПЧ приемника осуществляет поиск сигнала и после его обнаружения дает более точную подстройку по частоте.

РАДИОПОМЕХИ И ШУМЫ

Мощность помех и их частотный спектр в точке приема радиосигналов, несущих информацию, — основные параметры, определяющие выбор рабочего диапазона частот и энергетических характеристик радиотехнических

систем КИК. Источники радиопомех, т. е. электромагнитных колебаний и волн случайного характера, искажающих принимаемые радиосигналы, могут быть внешние и внутренние.

Наличие в точке приема, например, помех от внешних источников приводит к увеличению общей эквивалентной шумовой температуры приемной системы (рис. 14), т. е. температуры некоторого эквивалентного активного сопротивления, создающего шум, мощность которого равна мощности шумов данного устройства (антенны, входного приемного устройства и т. д.).

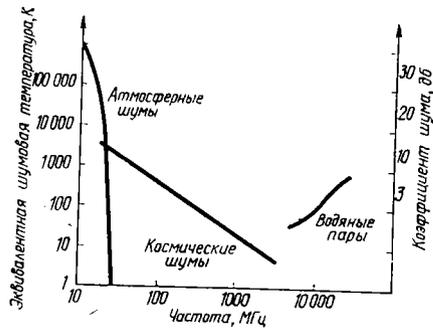
Общая эквивалентная шумовая температура системы равна сумме эквивалентных шумовых температур устройств, и поэтому для внешних источников можно также ввести понятие эквивалентной шумовой температуры. Оценивая эквивалентную шумовую температуру для каждого внешнего источника, можно выявить влияние этих источников на общую эквивалентную шумовую температуру приемной антенной системы.

Если при оценке приемников с низким уровнем собственных шумов, как правило, используют приведенное выше понятие эквивалентной шумовой температуры, то для описания тех же свойств приемника в ряде случаев применяют понятие «коэффициент шума» (шум-фактор), которое определяет меру шума, возникающего в реальном приемнике, по сравнению с идеальным («нешумящим») приемником (обычно коэффициент шума выражают в децибелах). На практике при измерении коэффициента шума на вход приемника подключают соответствующий эквивалент антенны.

Следует сказать, что уменьшение массы, габаритов и мощности излучения бортового передающего устройства при заданном отношении мощности сигнала к мощности шумов на входе приемника требует соответствующего уменьшения эквивалентной шумовой температуры самого приемника. Только в этом случае могут быть снижены энергетические затраты в радиолинии, а также появится возможность повысить достоверность передачи информации при неизменной мощности излучения бортового передатчика.

Внешние источники. Оптимальный диапазон длин волн, используемых в КИК, необходимо выбирать с учетом уровня шумов, создаваемых следующими внешними источниками радиоизлучения: индустриальные

Рис. 14. Зависимости эквивалентной шумовой температуры, создаваемой внешними источниками, от частоты



шумы, поверхность и атмосфера Земли, Галактика, Солнце, космические радиоисточники, Луна и планеты Солнечной системы. В свою очередь, они подразделяются на две основные группы — дискретные и протяженные (диффузные) источники.

Для сравнения шумов внешних источников определяют их эквивалентную шумовую температуру, приведенную к данной антенной системе. Причем, если пренебречь мощностью шумов, принимаемых боковыми лепестками антенны, не учитывать потери в антенно-фидерном тракте и считать, что температура протяженного источника постоянна в пределах основного луча антенны, то эквивалентная шумовая температура внешнего источника, приведенная к данной антенной системе, будет равна его яркостной температуре.

Каждый из этих источников характеризуется яркостной температурой, зависящей от спектральной плотности его энергетической яркости. Такая температура равна температуре абсолютно черного тела, при которой спектральная плотность энергетической яркости этого тела для заданной частоты равна спектральной плотности энергетической яркости рассматриваемого источника.

К дискретным источникам шумов относятся такие, угловые размеры которых малы по сравнению с шириной диаграммы направленности приемной антенны. Эти источники характеризуются потоком радиоизлучения, величина которого зависит от яркостной их температуры. К протяженным источникам относят такие, яркостная температура которых мало изменяется в пределах диаграммы направленности приемной антенны. Так, в случае диффузного радиоизлучения Галактики

при использовании узконаправленной антенны приемное устройство последней будет измерять яркостную температуру Галактики в пределах диаграммы направленности.

Рассмотрим теперь характерные особенности основных источников внешних шумов.

Индустриальные шумы. Эти шумы, наиболее интенсивно проявляющие себя в диапазоне частот 1 МГц — 1 ГГц, вызываются работой всевозможной радио- и электронной аппаратуры, а также разрядами на высоковольтных линиях электропередач. Особенно велики эти виды помех в районах с высокой концентрацией промышленных объектов. Здесь уровень индустриальных шумов может во много раз превышать уровень шумов от внеземных источников. Следовательно, правильный выбор района размещения приемной системы, особенно если она предназначена для приема слабых сигналов (например, с борта очень удаленных от Земли автоматических межпланетных станций), имеет принципиальное значение. Поэтому для размещения антенных систем КИК выбирают такие районы, в которых индустриальные шумы оказываются относительно малыми по сравнению с шумами других внешних источников.

Радиосум Галактики. Галактика является одним из основных источников радиопомех, причем наиболее интенсивно «шумят» центр Галактики, расположенный на небесной сфере в направлении созвездия Стрельца, и ее полюса. Таким образом, интенсивность (яркостная температура) радиосума Галактики неравномерно распределена по небесной сфере. Кроме того, она меняется с частотой (табл. 1).

Таблица 1

Яркостная температура центра Галактики
для разных частот

Частота, МГц	18,3	100	160	200	480	1200	3000
Яркостная температура, К	$140 \cdot 10^3$	$3,8 \cdot 10^3$	$1,37 \cdot 10^3$	447	107	17	2,6

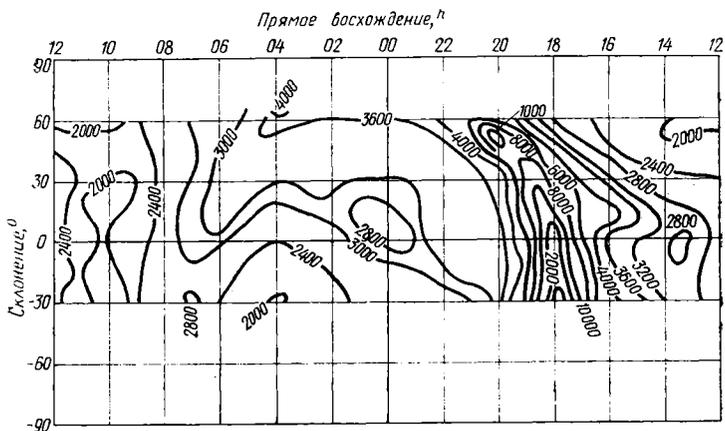


Рис. 15. Пример радиокарты Галактики - на частоте 64 МГц (сплошные линии соответствуют одному и тому же значению яркостной температуры в кельвинах)

Для оценки распределения интенсивности шумов по небесной сфере используют так называемые радиокарты, в которых точки небесной сферы с одинаковой яркостной температурой соединены одной линией. К настоящему времени накоплено много радиокарт для различных диапазонов длин волн (или частот) (см., например, рис. 15). Их анализ позволил сделать ряд выводов:

- 1) с уменьшением длины волны наблюдается общее понижение яркостной температуры для всех участков небесной сферы;
- 2) с увеличением длины волны уменьшается разница между яркостными температурами для участков небесной сферы, обладающих максимальной и минимальной радиояркостью;
- 3) в сантиметровом и дециметровом диапазонах длин волн резко увеличивается интенсивность радиоизлучения из центра Галактики и галактического экватора (по сравнению с другими областями небесной сферы);
- 4) в метровом диапазоне длин волн максимум радиоизлучения центральных районов Галактики становится более расплывчатым, концентрации значений интенсивности радиоизлучения в направлении центра Галактики и ее экватора падают.

На рис. 16 представлены зависимости яркостной температуры в областях центра и полюсов Галактики от частоты. Очевидно, если использовать частоты, превышающие 1—3 ГГц, то радишумом Галактики практически можно пренебречь.

Радишумы земной атмосферы. Помимо Галактики, диффузным (протяженным) источником шумов является атмосфера Земли. Вызываемые ею шумы обусловлены поглощением в ней электромагнитных колебаний. Как известно, любое тело, поглощая энергию электромагнитных колебаний, переизлучает такое же ее количество в виде шумов. Поэтому, в частности, кислород и пары воды, содержащиеся в атмосфере Земли, поглощая и переизлучая энергию излучения Солнца, создают так называемые шумы атмосферного поглощения.

На рис. 16 были представлены зависимости яркостной температуры неба (земной атмосферы) от частоты, построенные для нескольких значений угла места идеальной («нешумящей») приемной антенны с линейной поляризацией, не имеющей бокового и заднего лепестков диаграммы направленности. Здесь же приведена зависимость суммарной яркостной температуры неба (обусловленной шумами Галактики и атмосферным поглощением) от частоты.

На основании анализа этих зависимостей можно сделать следующие выводы:

1) интенсивность шумов атмосферного поглощения зависит от угла наклона приемной антенны к горизонту;

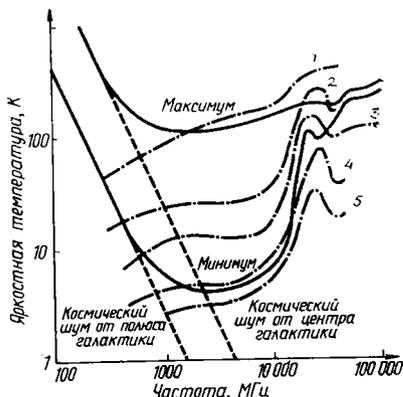
2) максимум шумов достигается при малых значениях этого угла (около 0°), минимум — при значениях угла, близких к 90° (при малых углах места больше путь, проходимый электромагнитными колебаниями сквозь атмосферу);

3) на частотах ниже 1 ГГц шумы Галактики преобладают над шумами атмосферного поглощения;

4) на частотах выше 5 ГГц наблюдается обратный эффект — преобладание шумов атмосферного поглощения (поэтому при расчете энергетических характеристик радиолиний, работающих в области частот выше 5 ГГц, следует в основном учитывать шумы, связанные с атмосферным поглощением);

5) в диапазоне частот от 1—2 до 10 ГГц суммарная яркостная температура, обусловленная радионизлучени-

Рис. 16. Зависимость яркостной температуры небесной сферы от частоты для различных углов места; 1 — 0°; 2 — 5°; 3 — 10°; 4 — 30°; 5 — 90°



ем Галактики и атмосферным поглощением, минимальна, и поэтому целесообразно выбирать рабочий диапазон радиолиний связи Земля — космос и космос — Земля именно на этих частотах.

Радиошумы Земли. Помимо шумов, вызываемых радиоизлучением атмосферы, антенная система своими боковыми лепестками может принимать шумы, связанные с тепловым излучением Земли. Обычно эквивалентная шумовая температура земной поверхности принимается равной 300 К. При уровне боковых лепестков современных крупногабаритных остронаправленных антенн, составляющем (по мощности) 5—10% от уровня главного лепестка диаграммы направленности, эквивалентная шумовая температура антенны, обусловленная тепловым излучением Земли, равна 15—30 К.

Шумы от дискретных источников. Известно около 2000 дискретных космических радиоисточников. Обычная интенсивность их излучения уменьшается с увеличением частоты. В табл. 2 приведены некоторые наиболее мощные радиоисточники, видимые с территории Советского Союза.

Реальная мощность шумов принимаемая в полосе частот 1 Гц антенной, ориентированной в направлении дискретного источника, равняется величине произведения потока радиоизлучения (см., например, таблицу 2) на эффективную площадь антенны.

Угловые размеры подавляющего большинства дискретных источников радиоизлучения очень малы, только около 40 источников имеют угловые размеры, превы-

Величина потока радионезлучения самых сильных космических источников для различных длин волн,
10⁻²⁴ Вт/(м²·Гц)

Источник	Длина волны, см						
	3,2	10	20	50	100	300	1000
Кассиопея А	5,9	15	25	40	60	150	600
Лебедь А	—	8	12	20	35	110	400
Телец А	7,3	8	10	13	16	18	18
Дева А	—	1,8	2,3	3	5	12	—
Центавр А	—	2,2	2,3	4,5	7	18	—
Орион М 42	2,7	4,5	—	—	—	—	—
Туманность Омега М 17	7,5	7	8	—	—	—	—
Туманность М 20	—	1	4	—	—	—	—

шающие 20'. У наиболее мощных источников угловые размеры обычно не превышают нескольких угловых минут. Поэтому при использовании крупногабаритных приемных антенн с узкой диаграммой направленности вероятность приема излучения от таких источников очень мала, если только антенна не будет направлена непосредственно на данный источник.

Если же используются слабонаправленные приемные антенны, то радишумы, вызванные дискретными космическими источниками, оказываются в десятки раз меньше радишума Галактики. Поэтому при расчете эквивалентной шумовой температуры на входе приемного устройства обычно пренебрегают влиянием шумов от дискретных космических радиоисточников (конечно, если они не попадают в пределы основного лепестка диаграммы остронаправленной приемной антенны).

Радиоизлучение Солнца, Луны и планет. Солнце и Луна тоже являются дискретными радиоисточниками, имеющими, правда, относительно большие угловые размеры (около $0,5^\circ$ при наблюдении с поверхности Земли). В табл. 3 приведены данные о потоке радиоизлучения Солнца на различных длинах волн для различных состояний солнечной активности.

Таблица 3

Величина потока солнечного радиоизлучения,
 10^{-21} Вт/(м²Гц)

Состояние Солнца	Длина волны, см				
	0,8	3	10	25	50
Максимальная активность	200	32	13	7	5
Минимальная активность	180	27	6,5	3,5	2,5

Увеличение солнечной активности слабо влияет на радиоизлучение Солнца в миллиметровом и сантиметровом диапазонах длин волн, однако в метровом диапазоне это приводит к возрастанию солнечного радиоизлучения в десятки и сотни раз. Продолжительность подобного возрастания может достигать нескольких суток.

Помимо указанных относительно слабых возмущений, несколько раз в год наблюдаются очень интенсивные всплески радиоизлучения Солнца продолжительно-

остью от нескольких минут до 1 ч. Во время этих максимумов радиоизлучения в 1,5 раза возрастает плотность потока радиоизлучения в миллиметровом диапазоне длин волн и в сотни и тысячи раз — в метровом. В годы максимума солнечной активности количество таких возрастаний радиоизлучения Солнца охватывает одну треть общего числа дней в году, в годы минимума — одну десятую часть этого числа.

Если Солнце попадает в пределы основного лепестка диаграммы остронаправленной антенны, то обусловленная им эквивалентная шумовая температура во много раз превысит соответствующую величину, характерную для радишума от центра Галактики.

Эквивалентная шумовая температура при попадании радиоизлучения Солнца в пределы основного лепестка диаграммы направленности будет настолько велика (табл. 4), что это может привести к прекращению работы приемника (особенно в тех случаях, когда в качестве входного устройства используется квантовый усилитель). Чтобы этого избежать, необходимо исключить возможность попадания этого радиоизлучения в пределы основного лепестка диаграммы направленности приемной антенны, и тогда при проведении инженерных расчетов можно пренебречь радишумом Солнца и учитывать лишь радишум Галактики.

Плотность потока радиоизлучения Луны составляет приблизительно $7,6 \cdot 10^{-22}$ Вт/(м²·Гц), и если это радиоизлучение не попадает в пределы основного лепестка диаграммы остронаправленной антенны, то им можно пренебречь.

Плотность потока радиоизлучения на частоте 9000 МГц планеты Марс составляет $6,5 \cdot 10^{-26}$ Вт/(м²·Гц), планеты Сатурн — $4 \cdot 10^{-26}$ Вт/(м²·Гц), планеты Венера — $(4-9) \cdot 10^{-26}$ Вт/(м²·Гц). Эти значения указывают на то, что создаваемый ими радишум мал по сравнению с другими шумовыми источниками внеземного происхождения. Однако в тех случаях, когда осуществляется передача информации с борта АМС, совершающих либо полет вблизи указанных небесных тел, либо посадку на их поверхность, шумы, обусловленные радиоизлучением планет Солнечной системы, необходимо учитывать (то же самое касается космических аппаратов, летящих к Луне, поскольку в этом случае необходимо учитывать лунное радиоизлучение).

Значения эквивалентной шумовой температуры Солнца, К

Состояние Солнца	Длина волны	Эффективная площадь антенны, м ²					
		1	50	100	500	750	1000
Максимум активности	3 см	$11,6 \cdot 10^2$	$5,8 \cdot 10^4$	$1,16 \cdot 10^5$	$5,8 \cdot 10^5$	$8,7 \cdot 10^5$	$11,6 \cdot 10^5$
Минимум активности	»	$9,78 \cdot 10^2$	$4,88 \cdot 10^4$	$9,78 \cdot 10^4$	$4,88 \cdot 10^5$	$7,34 \cdot 10^5$	$9,78 \cdot 10^5$
Максимум активности	25 см	$2,54 \cdot 10^2$	$1,27 \cdot 10^4$	$2,54 \cdot 10^4$	$1,27 \cdot 10^5$	$1,91 \cdot 10^5$	$2,54 \cdot 10^5$
Минимум активности	»	$1,26 \cdot 10^2$	$0,63 \cdot 10^4$	$1,26 \cdot 10^4$	$0,63 \cdot 10^5$	$0,95 \cdot 10^5$	$1,26 \cdot 10^5$

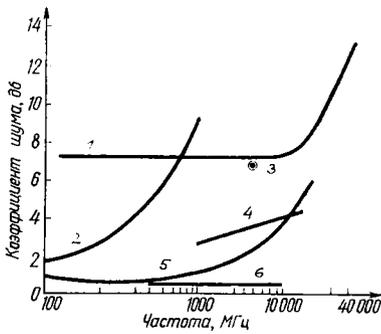


Рис. 17. Зависимости коэффициента шума от частоты для приемников, использующих различные электронные приборы: 1 — кристаллические смесители; 2 — триоды; 3 — туннельные диоды; 4 — лампы бегущей волны; 5 — параметрические усилители; 6 — квантовые усилители

Внутренние источники. Ими являются шумы радиоприемника — хаотически изменяющиеся токи, возникающие в электронных приборах под действием теплового движения электронов (тепловые шумы) и из-за неравномерности движения (дискретности) зарядов (дробовые шумы). На рис. 17 представлены зависимости коэффициента шума от частоты для приемников, использующих различные типы электронных приборов.

Особую роль играют шумы входных устройств (усилительных каскадов и смесителей), поскольку именно они определяют эквивалентную шумовую температуру всего приемника. В метровом и более длинноволновом диапазонах в этих входных устройствах используются полупроводниковые диоды и электровакуумные триоды, в дециметровом и сантиметровом диапазонах — туннельные диоды, полупроводниковые диоды, лампы бегущей и обратной волны, клистроны, параметрические и квантовые усилители. В длинноволновой области миллиметрового диапазона во входных устройствах используются те же приборы, что и в сантиметровом диапазоне, но с несколько измененной конструкцией, чтобы уменьшить влияние квантовых эффектов, проявляющихся в миллиметровом диапазоне длин волн.

Поскольку все перечисленные приборы имеют большое значение при определении шумов приемника, рассмотрим более подробно их шумовые характеристики.

Электровакуумные триоды. Они используются в усилителях в метровом и длинноволновой области дециметрового диапазонах. При этом рабочие частоты не должны превышать 800—1000 МГц, так как на более

высоких частотах уровень шумов увеличивается до недопустимых значений (табл. 5), а коэффициент усиления будет незначительным.

Таблица 5

Шумовые характеристики типового приемника с усилителем на электровакуумных триодах

Шумовые характеристики	Частота, МГц			
	200	1000	2500	3000
Коэффициент шума, дБ	3	4—6	5—8	6—9
Мощность шума, Вт/Гц	$0,8 \times 10^{-20}$	$1,2 \cdot 10^{-20}$	$1,5 \cdot 10^{-20}$	$1,6 \cdot 10^{-20}$
Эквивалентная шумовая температура, К	580	870—1160	1000—1600	1160—2340

И все же использование электровакуумных триодов в усилителях высокой частоты оказывается в ряде случаев рациональным вследствие простоты, надежности и малогабаритности этих электронных приборов.

Лампы бегущей (обратной) волны, клистроны. Как известно, лампа бегущей (обратной) волны представляет собой электровакуумный прибор для усиления (генерирования) колебаний сверхвысокой частоты, возникающих при взаимодействии электронного потока с электромагнитной волной, распространяющейся в направлении, совпадающем (противоположном) с направлением движения электронов. Для обеспечения низкого уровня шумов эти приборы изготавливаются с электронной пушкой специальной конструкции, благодаря которой изменение скорости электронов происходит скачкообразно.

Эквивалентная шумовая температура усилителей на лампах бегущей волны в диапазоне частот 1—10 ГГц составляет 400—1000 К, коэффициент шума в диапазоне частот 2—4 ГГц равен 3—3,5 дБ, в диапазоне 8—12 ГГц — 3,8—4,5 дБ. Усилители на клистродах имеют коэффициент шума, на 1—3 дБ превышающий соответствующее значение для усилителя на лампах бегущей волны.

Следует отметить, что приведенные значения верны только в случае, если в полосе пропускания усилите-

ля отсутствуют так называемые шумы зеркальной частоты.

Туннельные диоды. Они могут использоваться в качестве усилителей или преобразователей сигнала сверхвысокой частоты и представляют собой полупроводниковые диоды, в которых при обратном и небольшом прямом напряжении возникает туннельный эффект — квантовомеханическое явление, заключающееся в просачивании электронов сквозь потенциальный барьер. Собственные шумы туннельных диодов дробовые и являются следствием этого просачивания электронов.

Основное достоинство туннельных диодов — простота и экономичность устройств, создаваемых на основе этих электронных приборов. Они имеют малые массы и размеры, обладают высоким быстродействием и способны работать в широком диапазоне температур. Эквивалентная шумовая температура приемников на туннельных диодах в диапазоне 1—10 ГГц составляет 300—1000 К (табл. 6).

Таблица 6

Шумовые характеристики преобразователей частоты на туннельных диодах

Тип диода	Коэффициент усиления по мощности, дБ	Коэффициент шума, дБ	Эквивалентная шумовая температура, К
Германиевый	6	5,2	690
Арсенидогаллиевый	22,7	2,8	270

Параметрические усилители. В последнее десятилетие широкое распространение получили параметрические и квантовые усилители, действие которых основано на использовании соответственно параметрического и парамагнитного резонансов. Эти усилители характеризуются значительно меньшим уровнем шумов (при работе в дециметровом и сантиметровом диапазонах), чем все рассмотренные выше электронные приборы.

В параметрическом усилителе усиление электрических колебаний в колебательном контуре, настроенном на принимаемую частоту, осуществляется за счет энергии генератора электрических колебаний другой частоты (частоты накачки), периодически изменяющей

реактивный параметр (например, емкость) этого контура. В колебательных контурах данных усилителей используются ферриты с управляемой реактивностью и варакторы (варикапы) — полупроводниковые диоды с изменяющейся емкостью.

Основное достоинство этого типа усилителей заключается в том, что даже при комнатной температуре они обладают достаточно низкой эквивалентной шумовой температурой (табл. 7), позволяющей эффективно их использовать в системах КИК. При охлаждении же параметрических усилителей значения их эквивалентной шумовой температуры становятся очень низкими.

Таблица 7

Типовые характеристики параметрических усилителей

Температура окружающей среды, К	Эквивалентная шумовая температура, К	Относительная полоса пропускания, %
293 (комнатная)	100—600	25
77 (жидкого азота)	15—50	—

Квантовые усилители. Усиление электромагнитных колебаний в них происходит за счет передачи энергии от предварительно возбужденных атомов (молекул) рабочего вещества электромагнитным колебаниям. Возбужденное состояние вещества возникает при действии на него энергии колебаний более высокой частоты, чем усиливаемая. В квантовых усилителях диапазона сверхвысоких частот в качестве рабочего вещества используют диамагнитные кристаллы с примесью парамагнитных ионов (эти усилители называются парамагнитными). В табл. 8 приводятся характеристики подобных усилителей на твердых кристаллах, в которых в качестве резонансной системы используются объемные резонаторы.

Как видно из табл. 8, шумовые характеристики квантовых парамагнитных усилителей являются, по существу, предельными. Минимальное значение эквивалентной шумовой температуры самого усилителя составляет 1—3 К, а коэффициент шума равен 0—1 дБ. К недостаткам же этого типа усилителей следует отнести необходимость создания внешнего магнитного поля,

Характеристики парамагнитных квантовых усилителей

Характеристики	Рабочее вещество	
	Кристаллы калий-кобальтового цианида с добавкой хрома	Кристалл рубина
Несущая частота входного сигнала, МГц	300—500	8400—9700
Частота накачки, МГц	5400	$23 \cdot 10^3$
Напряженность магнитного поля, Гс	80	4000
Ширина полосы пропускания, кГц	100	$20 \cdot 10^3$
Коэффициент усиления, дБ	10	10
Эквивалентная шумовая температура, К	1*	20
Общая эквивалентная шумовая температура приемника с парамагнитным усилителем, К	~ 70	—
Коэффициент шума приемника, дБ	1	—

* Шумовая температура собственного усилителя.

обязательное охлаждение до температуры жидкого гелия (2—4 К), сложность конструкции внешней схемы.

Кроме того, есть еще один существенный недостаток — чувствительность к перегрузкам. Так, например, парамагнитный усилитель, предназначенный для работы на длине волны 10 см, уже сильно перегружается при мощности входного сигнала около 10^{-9} Вт. Правда, надо отметить, что данные усилители не повреждаются при приеме очень мощного сигнала и в них исключается эффект выгорания.

На практике почти не проводится использование крайне низкой эквивалентной температуры квантовых усилителей в современных радиоприемниках космической связи, поскольку температура антенны и входных ан-

тенно-фидерных устройств превышает температуру жидкого гелия. Кроме того, наличие даже очень слабо-выраженных боковых лепестков диаграммы направленности антенной системы приводит к увеличению общей эквивалентной температуры антенны за счет приема этими лепестками радишумов поверхности Земли и атмосферного поглощения. Таким образом, как показывает практика, результирующая эквивалентная шумовая температура данных усилителей оказывается ненамного ниже 50—100 К (из-за влияния антенны и фидерной системы). При этом результирующая эквивалентная шумовая температура приемника с таким усилителем в диапазоне частот 1—10 ГГц составляет 12—70 К.

РАДИОСВЯЗЬ И ОКРУЖАЮЩАЯ ПЛАЗМА

При движении космического аппарата (или ракеты-носителя) около него в некоторых случаях образуется плазма, т. е. область ионизованного газа. Ионизация окружающего газа происходит, например, при вхождении космического аппарата в плотные слои атмосферы (при спуске на Землю). Кроме того, окружающая плазма может образоваться в результате работы различных двигательных установок (маршевых, рулевых, корректирующих и тормозных) ракеты-носителя или космического аппарата, а также из-за утечки компонентов топлива в окружающее пространство.

Во втором случае концентрация свободных электронов в окружающей плазме зависит от температуры в камере сгорания двигателей, а также от количества примесей щелочных металлов (калия, натрия, лития) в топливе. Причем воздействие солнечной и космической радиаций на продукты сгорания или на вытекающие наружу компоненты топлива в значительной степени усиливает процессы ионизации и является одной из основных причин возникновения плазмы.

Надо учесть, что окружающая плазма по разному распределяется вокруг ракеты-носителя и космического аппарата. Если ее возникновение связано с работой маршевых двигателей, плазма обволакивает заднюю часть ракеты-носителя и заполняет пространство позади последней. Когда же происходит утечка компонентов топлива или работают тормозные, корректирующие

или рулевые двигатели, то, как правило, космический аппарат вместе (или отдельно) с ракетой-носителем оказывается целиком окруженным плазмой.

Процесс торможения космического аппарата при входе в плотные слои атмосферы сопровождается возникновением ударных волн, фронт которых характеризуется резким возрастанием температуры и давления окружающей среды. Последняя нагревается, и в результате происходит тепловая (ударная) ионизация газов, интенсивность которой зависит от концентрации химических соединений кислорода и азота в окружающей среде. Кроме того, на степень ионизации и температуру окружающей среды влияют скорость движения и форма космического аппарата, а также угол входа и траектория движения в плотных слоях атмосферы.

Уровень ионизации газового слоя около наружной оболочки космического аппарата в этом случае достигает нескольких процентов при значениях температуры в несколько тысяч градусов. Из рис. 18 видно, что центральная часть окружающей плазмы по своим проводящим свойствам близка к металлам, она называется сердечником. Сердечник снаружи окружен слоем плазмы, близкой по своим характеристикам к диэлектрику (толщина этого слоя зависит от условий входа космического аппарата в плотные слои атмосферы). Между сердечником и диэлектрической оболочкой имеется очень тонкий (толщиной меньше длины волны) пограничный слой плазмы.

Рассмотрим, какое влияние оказывает плазма, окружающая космический аппарат, на распространение радиоволн и работу КИК.

Затухание и внутреннее отражение. При определенных уровнях ионизации ослабление энергии радиосигналов в окружающей плазме оказывается в некотором диапазоне радиочастот настолько большим, что связь с ракетой-носителем или космическим аппаратом полностью прекращается.

Основным параметром, характеризующим свойства окружающей плазмы, является так называемая плазменная частота, которая зависит от концентрации электронов и других параметров плазмы. Именно соотношение величин плазменной частоты и несущей частоты радиосигнала определяет степень затухания энергии радиоволн в окружающей плазме. Если величина плаз-

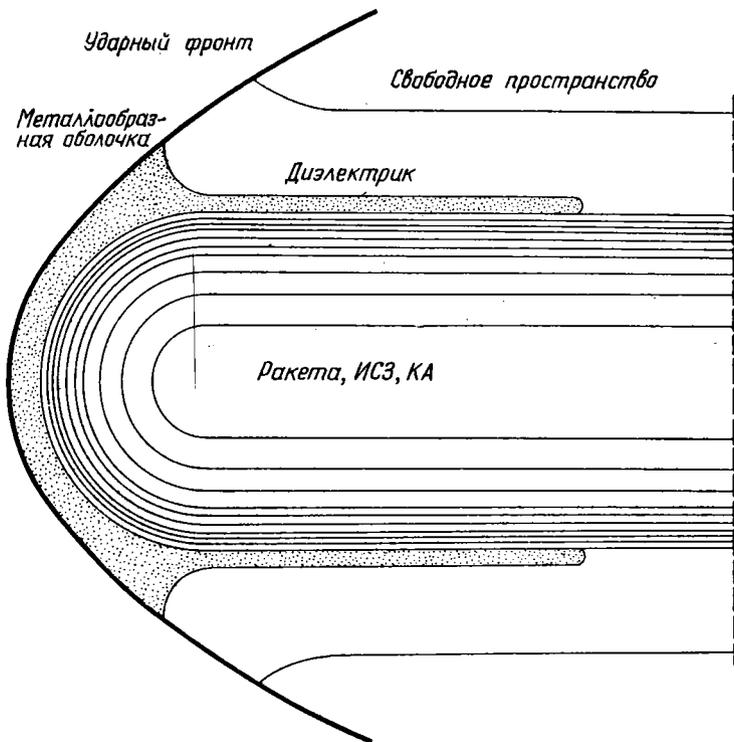


Рис. 18. Структура плазменного слоя, образующегося около движущегося космического аппарата (КА), ИСЗ или ракеты

менной частоты выше несущей частоты полезного сигнала, то последний либо отразится от окружающей плазмы, либо его энергия будет полностью ею поглощена. В обоих случаях связь с космическим аппаратом будет нарушена.

Если несущая частота полезного сигнала больше величины плазменной частоты, то он пройдет сквозь плазму, окружающую ракету-носитель или космический аппарат, но при этом возможны затухание энергии радиосигнала и его амплитудно-фазовые искажения, зависящие от несущей радиочастоты и различных характеристик плазмы. Например, ослабление энергии радиоволн увеличивается, если диэлектрическая проницаемость окружающей плазмы существенно отличается от

соответствующей величины для окружающей воздушной среды (при вхождении космического аппарата в плотные слои атмосферы), поскольку в этом случае возникают дополнительные потери, обусловленные отражением радиоволн от поверхности раздела двух сред с разными характеристиками.

Влияние окружающей плазмы особенно сильно сказывается на распространении радиоволн (в виде нарушения связи и искажений сигнала) при работе мощных маршевых двигателей ракеты-носителя (например, на активном участке траектории). В зависимости от используемого диапазона радиочастот в этом случае может значительно ослабиться или полностью прекратиться прием радиосигналов, осуществляемый антенной под малыми углами наклона к продольной оси ракеты-носителя. Следствием этого может быть нарушение связи наземных пунктов, расположенных в районе старта, с ракетой-носителем.

Искажение диаграммы направленности. Наличие плазмы, окружающей космический аппарат, приводит к расширению диаграммы направленности бортовой рупорной антенны. Причем, если длина антенны соизмерима с длиной рабочей волны и длиной внутреннего радиуса плазменного слоя, происходит сильное изменение формы диаграммы направленности. Кроме того, окружающая плазма вызывает рассогласование бортовых антенн, что соответственно ведет к потере мощности передатчика.

Увеличение шума приемных бортовых антенн. Эквивалентная шумовая температура приемной бортовой антенны при наличии плазмы, окружающей космический аппарат, состоит из следующих компонентов:

- 1) эквивалентная шумовая температура, обусловленная тепловым радиоизлучением плазмы;
- 2) эквивалентная шумовая температура, вызываемая тепловым излучением нагретой обшивки (космического аппарата или ракеты-носителя), отраженным плазмой и попадающим на вход бортовой антенны;
- 3) эквивалентная шумовая температура внешних источников шума, излучение которых проходит сквозь плазму на вход приемной бортовой антенны.

При этом вклад каждого компонента в суммарное значение эквивалентной шумовой температуры приемной бортовой антенны определяется соотношением меж-

ду используемой несущей частотой полезного сигнала и плазменной частотой. В частности, чтобы устранить влияние окружающей плазмы и обеспечить устойчивую связь с ракетой-носителем или космическим аппаратом, рабочая частота, используемая в КИК, должна быть больше плазменной частоты.

Для обеспечения устойчивой связи с космическим аппаратом, окруженным плазмой, целесообразно применять остронаправленные бортовые антенны, а это оказывается возможным лишь при соблюдении точной стабилизации пространственного положения космического аппарата (или ракеты-носителя) относительно его центра масс.

Таким образом, увеличение рабочей частоты полезного радиосигнала улучшает шумовые характеристики приемной бортовой антенны. Кроме того, увеличение несущей частоты благоприятствует созданию остронаправленных малогабаритных бортовых антенн. Наконец, при использовании наружных антенн, например, установленных на соответствующих ступенях ракеты-носителя, увеличивается расстояние (выраженное в длинах волн) от антенны до наружной поверхности обшивки, благодаря которому уменьшается влияние корпуса ракеты-носителя или космического аппарата на диаграмму направленности его бортовой антенны.

Однако применение очень высоких рабочих частот сигнала весьма затруднительно из-за роста коэффициента затухания энергии радиоволн в атмосфере (см. стр. 20). Поэтому для обеспечения связи с космическими аппаратами даже при самых неблагоприятных условиях их входа в плотные слои атмосферы необходимо использовать диапазон миллиметровых длин волн. Это не приводит к сильному влиянию окружающей плазмы, поскольку плазменная частота обычно не превышает 35 ГГц, что соответствует длине волны 8,3 мм.

На рис. 19 и 20 представлены зависимости затухания энергии сигнала в миллиметровом диапазоне длин волн при горизонтальном распространении радиоволн в атмосфере и в чистом кислороде от длины волны. Обе зависимости подтверждают возможность использования в КИК частотных интервалов 40—50 и 75—150 ГГц (соответственно интервалы длин волн 7,5—6 и 4—2 мм).

Между этими двумя частотными интервалами, характеризующимися относительной прозрачностью земной

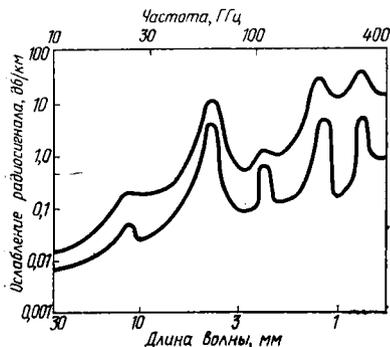


Рис. 19. Зависимость ослабления (затухания) радиосигнала в атмосфере от длины волны. Верхняя кривая соответствует уровню моря, давлению 760 мм. рт. ст., температуре 293 К, содержанию воздушно-го пара 7,5 г/м³. Нижняя кривая — высоте 4 км над уровнем моря, температуре 273 К, содержанию водяного пара 1,0 г/м³.

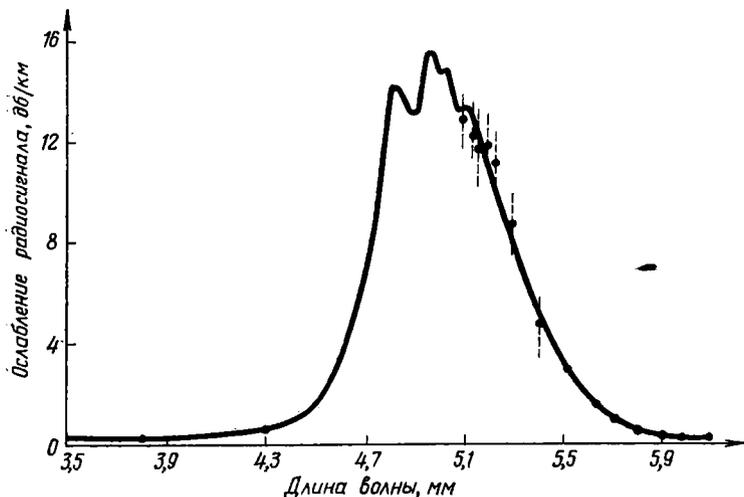


Рис. 20. Зависимость ослабления (затухания) радиосигнала в чистом кислороде от длины волны

атмосферы для радиоволн, лежит область максимального затухания (57—65 ГГц), которое обусловлено поглощением энергии электромагнитных колебаний молекулярным кислородом. В области рабочих частот больше 150 ГГц затухание энергии электромагнитных колебаний резко увеличивается, и это затрудняет использование данного частотного диапазона при работе КИК.

Не вдаваясь в детальное рассмотрение этого вопроса, укажем, что распространение радиоволн миллимет-

рового диапазона в атмосфере подчиняется законам, являющимся промежуточными между законами распространения дециметровых и сантиметровых волн, с одной стороны, и радиоволн оптического диапазона, с другой.

Подводя краткие итоги предыдущих трех разделов, нужно отметить следующее.

Радиоволны в диапазоне частот 10—30 МГц и 1—30 ГГц, обладающие способностью свободного распространения сквозь атмосферу Земли, могут быть использованы в КИК для связи, измерений и передачи информации на трассах Земля — космос и космос — Земля. Причем наиболее выгодно применять частотные интервалы 1—2 и 6—10 ГГц, в пределах которых для нормальных (невозмущенных) состояний ионосферы можно пренебречь общим влиянием земной атмосферы на распространение радиоволн.

При работе маршевых двигателей ракет-носителей (на активном участке траектории), а также при входе космических аппаратов в плотные слои атмосферы образуется плазма, вызывающая разнообразные нарушения связи в метровом, дециметровом и частично в сантиметровом диапазонах длин волн.

При использовании радиоволн миллиметрового диапазона (40—50 и 75—150 ГГц) влияние окружающей плазмы на качество связи между наземными измерительными пунктами и ракетами-носителями на активном участке траектории, а также космическими аппаратами на участке торможения при входе их в плотные слои атмосферы практически исключается. Однако окончательное решение о выборе диапазонов рабочих частот при проектировании КИК должно приниматься для каждого конкретного случая: с учетом влияния внешних помех на работу радиолинии связи и возможностей технической реализации необходимых характеристик основных элементов и всей системы в целом.

Максимальная дальность действия систем КИК и систем связи может обеспечиваться следующими способами:

- 1) увеличением мощности излучения передающих устройств;
- 2) использованием передающих антенн с большой величиной коэффициента усиления и приемных антенн

с большой эффективной площадью и малыми боковыми лепестками диаграммы направленности, применением антенн с минимальной неравномерностью диаграмм направленности и с минимальными поляризационными потерями;

3) созданием фидерных систем с большой величиной коэффициента полезного действия;

4) выбором оптимального диапазона волн, при котором уровень внешних шумов и поглощение радиоволн в атмосферах Земли и планет (а также в межпланетном пространстве) минимальны;

5) применением высокочувствительных приемных устройств, способных обеспечить оптимальные обработку и регистрацию сигналов при малых отношениях сигнал/шум на входе приемника;

6) выбором оптимальной скорости передачи информации с изменением расстояния до космического аппарата.

Следует подчеркнуть, что скорость передачи информации и допустимая величина отношения сигнал/шум в значительной степени зависят от выбранного метода модуляции и требуемого качества передаваемой информации. Бортовые приборы космических аппаратов, как правило, требуют значительных ограничений по габаритам, массе и потребляемой мощности. Поэтому при проектировании систем КИК необходимо в первую очередь осуществлять выбор и рассчитывать (с учетом необходимых энергетических и информационных запасов) параметры радиолиний космос — Земля, причем все расчеты следует проводить с учетом максимально возможной дальности приема.

ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ РАБОТЫ КИК

Двусторонняя связь. Решение этой задачи обеспечивает выполнение всех основных функций КИК: проведение наблюдений и измерений, передача и прием командно-программной, измерительной и другой информации средствами КИК и на борту космического аппарата. С этой целью в системах КИК в настоящее время используются наземные остронаправленные крупногабаритные антенны диаметром 18—180 м, обладающие эффективными площадями 500—5000 м², а также уста-

новленные на борту космических аппаратов направленные антенны диаметром 3—10 м, способные ориентироваться в пространстве.

В наземных приемно-усилительных системах КИК широкое применение нашли параметрические (охлаждаемые) и квантовые усилители, в то время как в бортовых приемниках чаще всего используются усилители на лампах бегущей волны, а также параметрические усилители. Наземные передающие устройства обычно имеют мощность сигнала на выходе 150 кВт (в режиме непрерывного излучения), бортовые передатчики обладают мощностью сигнала в несколько киловатт (в импульсном режиме) и несколько десятков ватт (в режиме непрерывного излучения).

Для обработки и кодирования используются такие методы, как кодово-импульсная модуляция, фазовая модуляция, применяются широкополосные шумоподобные сигналы, метод сжатия и адаптации информации, осуществляемый при помощи наземных и бортовых ЭВМ, и т. д. Для синхронизации работы КИК применяются бортовые и наземные стандарты частоты с относительной нестабильностью 10^{-10} — 10^{-12} .

Траекторные измерения. Они проводятся систематически из ряда наземных пунктов и после обработки с помощью быстродействующих ЭВМ используются для определения фактических параметров траектории и точного времени прохождения ИСЗ в зоне радиовидимости наземных пунктов, для прогнозирования эволюции траектории и выработки данных для ее коррекции, а также для составления целеуказаний.

Как уже отмечалось выше, эти измерения осуществляются при помощи наземных и бортовых радиотехнических, а также (в некоторых случаях) оптических средств, после предварительной обработки в наземных пунктах КИК результаты траекторных измерений поступают в центр совместной обработки.

Но что представляют собой результаты траекторных измерений, какие параметры траектории при этом определяются?

Рассмотрим наиболее простой пример — движение ИСЗ вокруг Земли. В этом случае при траекторных измерениях вычисляются параметры движения ИСЗ вокруг Земли, или элементы его орбиты, т. е. величины, характеризующие размеры, форму и положение орби-

ты в пространстве, а также положение ИСЗ на орбите. При этом обычно пользуются кеплеровскими элементами.

Согласно законам Кеплера плоскость эллиптической орбиты ИСЗ проходит через центр Земли, который является одним из фокусов этой орбиты. Линия пересечения данной плоскости с плоскостью экватора Земли называется линией узлов и имеет принципиальное значение для определения кеплеровских элементов (рис. 21). Орбита ИСЗ пересекает плоскость экватора в двух точках, называемых восходящим и нисходящим узлами: ИСЗ проходит восходящий узел при переходе из южного полушария в северное (если его движение совпадает с направлением вращения Земли), а нисходящий узел — при переходе из северного полушария в южное.

Для определения элементов орбиты применяют прямоугольную систему координат (см. рис. 21), ось OZ которой проходит через Северный полюс, а ось OX направлена на точку весеннего равноденствия, т. е. 21 марта, в этой точке небесной сферы находится Солнце; ось OY дополняет данную систему координат до правосторонней.

Положение плоскости орбиты ИСЗ определяется двумя кеплеровскими элементами — наклоном i и долготой восходящего узла Ω , которые соответственно представляют собой угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора (отсчитываемый от последней плоскости) и угол между осью OX и направлением на точку восходящего узла $O\Omega$ (отсчитываемый от оси OX). Орбиты ИСЗ называются экваториальными, если $i=0^\circ$, полярными, если $i=90^\circ$, и наклонными во всех остальных случаях. Причем движение ИСЗ по орбите является прямым, если оно совпадает с направлением вращения Земли ($0 < i < 90^\circ$), и обратным, если оно противоположно этому направлению ($90 < i < 180^\circ$).

Плоскость орбиты ИСЗ, пересекая небесную сферу, образует большой круг, т. е. окружность, которая является как бы «следом» орбиты (или ее проекцией) на небесной сфере. Чтобы определить ориентацию эллиптической орбиты в системе координат XYZ , используют проекцию точки перигея на небесную сферу, т. е. ближайшей к центру Земли точки орбиты ИСЗ. Угол ω , от-

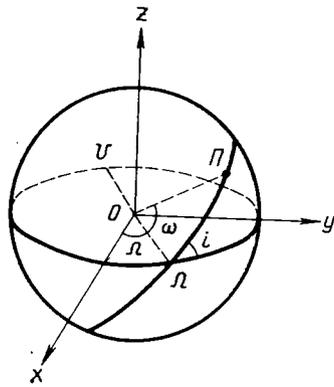


Рис. 21. Схематическое изображение небесной сферы и связанной с ней системы прямоугольных координат

считываемый от линии узлов до направления на точку перигея OP , является третьим кеплеровским элементом.

Еще два кеплеровских элемента — большая полуось a и эксцентриситет e — определяют форму и размер эллиптической орбиты. Для вычисления положения ИСЗ на орбите употребляют еще один кеплеровский элемент τ — момент прохождения ИСЗ через перигей (поскольку на основании законов Кеплера можно легко рассчитать положение ИСЗ на орбите в любой момент времени, если известна величина τ). Все шесть кеплеровских элементов (i , Ω , ω , a , e , τ) позволяют определить положение ИСЗ на небесной сфере в любой момент времени при помощи так называемых таблиц эфемерид.

Проекция орбиты ИСЗ на земную поверхность определяет его положение над соответствующими точками этой поверхности. Причем такая проекция в первом приближении представляет собой синусоиду, пересекающую экватор под углом, равным наклонению i , и имеющую амплитуду, которая достигает географической широты, равной тоже i . Вследствие вращения Земли эта синусоидальная кривая с каждым последующим витком орбиты ИСЗ перемещается по земной поверхности со скоростью > 1000 км/ч в западном направлении. Расстояние на земной поверхности между двумя проекциями соседних витков орбиты ИСЗ зависит от периода его обращения вокруг Земли, который, в свою очередь, зависит от высоты орбиты над земной поверхностью.

Элементы орбиты ИСЗ, такие, как, например, наклонение i и большая полуось a , играют большую роль при определении возможной дальности связи с космическим аппаратом и при выборе каналов связи Земля — ИСЗ и ИСЗ — Земля. Поэтому для управления полетом требуется высчитывать положение ИСЗ на орбите в различные моменты времени. Полное движение ИСЗ определяется на основании решения дифференциальных уравнений движения ИСЗ. Причем в качестве начальных данных используются параметры движения ИСЗ и гравитационные параметры Земли, что позволяет однозначно определять параметры орбиты ИСЗ.

Однако вследствие несферичности Земли, наличия гравитационных аномалий и воздействия различных факторов возмущения орбиты (сопротивление атмосферы, притяжение со стороны Луны, Солнца, планет и т. д.) реальная орбита ИСЗ никогда не является идеальным эллипсом. Поэтому при расчете реальной траектории ИСЗ обычно используют численные методы решения системы дифференциальных уравнений движения ИСЗ с помощью ЭВМ.

Кроме того, в результате траекторных измерений получают не сами параметры движения (элементы орбиты), а величины, функционально связанные с последними. Помимо этого на процесс траекторных измерений оказывают влияние различного рода систематические ошибки. Все это, а также наличие значительной избыточности измерений по сравнению с минимальным их количеством, необходимым для решения данной системы уравнений, требуют статистического подхода к решению задачи определения полного движения ИСЗ.

Ранее рассматривалось лишь движение ИСЗ по орбите вокруг Земли, однако все сделанные выводы касаются и определения параметров движения КК, ОС, а также АМС, хотя в последнем случае определяются не кеплеровские элементы орбиты, а некоторые другие параметры движения этих космических аппаратов.

Во всех случаях определение параметров движения космических аппаратов проходит как бы два этапа: первоначальное определение параметров движения и уточнение первоначальных значений этих параметров в результате поиска соответствующих поправок. Совокупность этих поправок получается в результате статистической обработки результатов траекторных из-

мерений, при этом используется как можно большее количество измерений (значительно превышающее минимально необходимое их количество), поскольку это позволяет повысить точность определения движения космического аппарата.

Вид траектории, количество используемых параметров движения космического аппарата, а также необходимая точность их определения обуславливают решение вопроса о расположении измерительных средств КИК. Причем в зависимости от характера траектории количество используемых параметров движения космического аппарата бывает весьма различным.

Требования к оперативности расчета траектории космического аппарата и необходимость использования быстродействующих ЭВМ для этого расчета привели к тому, что в настоящее время осуществлена полная автоматизация процессов регистрации, сбора и обработки результатов траекторных измерений с использованием в КИК различных специализированных и универсальных ЭВМ.

Телеметрические измерения. Для осуществления контроля за состоянием и правильностью работы основных систем и агрегатов космического аппарата (во время полета и в ходе предстартовой подготовки), а также для определения характеристик процессов, происходящих на борту космического аппарата и в окружающем его пространстве, используются различные наземные и бортовые телеметрические средства и системы соответствующих датчиков.

Поступающие телеметрические данные позволяют осуществлять диагностику работы систем и агрегатов космического аппарата, сбор научной и другой информации, подготовку и контроль операций по управлению полетом. Причем для того чтобы результаты измерений по каждой группе параметров (см. рис. 21) можно было использовать для оценки работы бортовой аппаратуры в целом (задача идентификации), необходимо проводить совместную математическую обработку всех результатов измерений.

С этой целью разрабатываются алгоритмы оценки достоверности телеметрической информации, определяются математическое ожидание и другие параметры распределения плотности вероятностей, определяемые

такими факторами, как объем поступающей информации, срочность выдачи результатов обработки, вычислительная мощность (быстродействие) системы обработки. При этом широко используются методы теории вероятности, математической статистики, теории случайных функций и т. д.

Результаты обработки телеметрической информации отображаются на световых табло и электронно-лучевых экранах, регистрируются графопостроителями и алфавитно-цифровыми печатающими устройствами, поступают на вторичные носители информации (перфокарты, перфоленты), остаются в запоминающих устройствах системы обработки или передаются по каналам связи.

Автоматизация всех этих процессов измерений и обработки приобретает первостепенное значение в случае анализа (контроля) работы весьма сложной бортовой аппаратуры современных космических аппаратов, программа полета которых очень насыщена, а поступающая информация из-за своего значительного объема становится труднообозримой.

От правильности диагностики и прогнозирования, обусловленной надежностью контроля, зависит исход функционирования всей бортовой аппаратуры, и поэтому для решения вопросов технической диагностики используются самые мощные вычислительные средства и разрабатываются весьма корректные методики и алгоритмы обработки телеметрической информации. Кроме того, для осуществления успешного контроля за работой бортовых систем космического аппарата требуется накопление значительных информационных массивов, полученных в результате обработки телеметрической информации.

Управление полетом. Под ним подразумевается осуществление комплекса мероприятий по реализации заданной программы полета. Это сводится в основном к проведению операций по управлению положением космического аппарата относительно его центра масс, по управлению движением центра масс по требуемой траектории, по управлению работой бортовых систем, руководству действиями экипажа и т. д. Осуществление управления производится с использованием различных радиокоманд, выдаваемых (раздельно или в програм-

ме) на борт космического аппарата и выполнение которых контролируется в центре управления полетом.

Очевидно, что для принятия решений по управлению полетом космического аппарата требуется проводить анализ данных о параметрах фактической траектории движения космического аппарата, о состоянии его систем, агрегатов и энергоресурсов. Кроме того, при возникновении нестандартных ситуаций во время полета космического аппарата, которые могут привести к отклонениям от заданной программы полета, необходим всесторонний анализ этих ситуаций и их последствий.

Все это осуществляется в центре управления полетом, куда поступает вся необходимая информация. В этом же центре контролируется оперативное и долгосрочное управление полетом космического аппарата, включая принятие решений о продолжении запланированной программы полета и о внесении в нее необходимых изменений.

Перспективное, долгосрочное и оперативное планирование оптимальной загрузки средств и систем КИК по управлению полетом космического аппарата (одного или в системе) проводит координационный центр КИК, куда поступают от центра управления полетом соответствующие заявки на обслуживание данного типа космического аппарата.

Координационный центр. Планирование и координация работы средств КИК, осуществляемые в координационном центре, имеет большое значение для управления полетом большого количества космических аппаратов (например, системы ИСЗ). Ведь только правильное сочетание наземных и бортовых средств и оптимальное распределение между ними соответствующих функций обуславливают успешное и полноценное использование данной системы космических аппаратов.

Это планирование координационный центр КИК проводит с учетом максимального удовлетворения поступающих заявок из центров управления полетом с использованием минимального количества наземных и бортовых средств при равномерной загрузке последних. Кроме того, он обеспечивает отсутствие существенных временных «простоев» в работе привлекаемых средств и исключение «конфликтных ситуаций» относительно использования рабочих радиочастот.

Основу практического решения задачи планирова-

ния составляет моделирование (при помощи ЭВМ) развития оперативной ситуации. Дело в том, что по мере увеличения срока прогноза изменяются исходные данные, и это сказывается как на отдельных результатах планирования, так и на используемых математических методах. При этом широко применяются различные математические теории — вероятностей, множеств, массового обслуживания, надежности.

Задача оперативного планирования загруженности средств КИК имеет много общего с аналогичными задачами, решаемыми при планировании загрузки транспортных систем большой размерности. В частности, и в этом случае используются аппарат линейного и нелинейного программирования, элементы динамического программирования, теория принятия статистических решений с привлечением большого числа (до десятка тысяч) уравнений.

При анализе работы КИК, оказывается, необходимо учитывать и параметры, характеризующие участие в его работе человека-оператора, т. е. учитывать психические и физиологические особенности человека. Количественные оценки параметров, характеризующих человека-оператора, позволяют, с одной стороны, определить влияние его работоспособности на основные рабочие характеристики отдельных систем и всего КИК в целом, а с другой, выявить влияние условий работы обслуживаемых подсистем и трудностей выполняемых операций на работоспособность человека-оператора (с учетом индивидуальных особенностей). При этом немалое значение имеет правильное распределение задач между обслуживающим персоналом в центре управления и бортовой автоматикой космических аппаратов на протяжении всего полета.

Следовательно, только глубоко проанализированное, научно обоснованное оптимальное распределение функций между человеком (оператором) и машиной (автоматическими системами) и взаимное их дублирование позволяют надежно обеспечить выполнение программы полета и получить высокую вероятность решения задач, поставленных перед системой «человек — машина».

Дальнейшее развитие систем КИК и их усовершенствование непосредственно связаны с увеличением пропускной способности радиолиний космос — Земля и с использованием ИСЗ-ретрансляторов в качестве элементов КИК.

Пропускная способность радиолиний. При полетах космических аппаратов с их борта на Землю поступает большой поток информации, в отдельных случаях исчисляемый сотнями тысяч бит в секунду. Так, например, при передаче телеметрической информации с борта ОС этот поток может достигать 10^6 бит/с. Для осуществления речевой связи экипажа ОС с Землей требуется передача информации со скоростью несколько тысяч бит в секунду. Для получения телевизионного изображения с разрешающей способностью порядка 300—400 строк требуется передача информации со скоростью несколько миллионов бит в секунду, а для передачи телевизионных изображений с разрешающей способностью порядка 550—600 строк — несколько сотен миллионов бит в секунду.

Однако в ряде случаев (например, при полете АМС к другим планетам) пропускная способность, т. е. скорость передачи информации, радиолинии космос — Земля гораздо ниже приведенных значений для радиолинии ОС — Земля. В частности, максимально возможная для данной системы КИК пропускная способность радиолинии космос — Земля резко уменьшается с увеличением расстояния АМС от Земли. Кроме того, пропускная способность зависит от различных характеристик используемой радиолинии, уровня шумов и помех, а также от способа передачи и приема радиосигналов.

Расчеты показывают, что наиболее приемлемое значение пропускной способности радиолинии космос — Земля при полетах АМС к другим планетам достигается лишь при использовании в системах КИК параболических антенн диаметром не менее 64 м. Причем для предварительного усиления принимаемого высокочастотного сигнала желательно использовать квантовый усилитель.

Применяемый в системах радиосвязи с АМС метод импульсной (фазовой) модуляции также оказывает

заметное влияние на максимально возможное значение пропускной способности для данной радиолинии космос — Земля. В частности, эффективность этого метода, также как и сама пропускная способность, зависит от отношения сигнал/шум на входе приемного устройства.

Сравним теперь пропускную способность радиолиний АМС — Земля со скоростями передачи информации с борта ОС на Землю. Как показывают расчеты, при использовании наземной (приемной) 64-метровой антенны (с усилением 61 дБ) и при эквивалентной шумовой температуре 30 К и отношении сигнал/шум 10 дБ, а также при бортовой аппаратуре, включающей в себя 2,3-метровую антенну с усилением 32 дБ и передатчик мощностью 50 Вт, максимальная пропускная способность радиолинии АМС — Земля составляет $(0,3—2) \cdot 10^4$ бит/с при работе бортового передатчика на частоте 2300 МГц в районе планеты Марс и всего 500 бит/с — в районе планеты Юпитер. Очевидно, что подобная скорость передачи информации намного уступает пропускной способности радиолиний ОС — Земля.

Каковы же перспективы повышения пропускной способности радиолиний АМС — Земля на ближайшее десятилетие?

Уже в современных системах КИК, использующих метод когерентной фазовой модуляции высокочастотного сигнала, отношение сигнал/шум может достигать значений 7—10 дБ. Еще более усовершенствованные системы КИК, по-видимому, позволят в ближайшем будущем получить отношение сигнал/шум около 4 дБ. Кроме того, существуют предпосылки для перехода на диапазон частот $(5—8) \cdot 10^3$ МГц, соответствующий минимальному уровню шумов Галактики и атмосферного поглощения, что также благоприятно скажется на улучшении пропускной способности радиолиний АМС — Земля.

В ближайшие годы использование бортовых параболических антенн диаметром 3 м позволит увеличить скорость передачи информации на частотах 3—3,75 ГГц до 50 000 бит/с. Кроме того, при применении бортовых передатчиков на лампах бегущей волны их мощность может достигнуть 100 Вт в сантиметровом диапазоне длин волн. Существующие проекты бортовых антенн

диаметром 6 м с учетом этого повышения мощности бортовых передатчиков обеспечат получение пропускной способности радиолиний космос — Земля до 300 000 бит/с.

В свою очередь, дальнейшее развитие всевозможных методов логической обработки телеметрической информации на борту космических аппаратов должно обеспечить такое «сжатие», которое устранил избыточную информацию в передаваемых сообщениях, уменьшит энергетические затраты в используемых радиолиниях и повысит информативность систем КИК в целом.

Подвижные пункты радиосвязи и ИСЗ-ретрансляторы. Для обеспечения постоянного вхождения в связь с КК и ОС наземные командно-измерительные пункты КИК требуется размещать так, чтобы большая часть трассы полета этих космических аппаратов была по возможности в пределах зон радиовидимости наземных станций слежения, связи и управления полетом.

Значительная часть трасс полета орбитальных космических аппаратов проходит над поверхностью морей и океанов, и поэтому не удивительно, что еще на заре космонавтики, в 50-е гг., широко обсуждалась задача создания плавучих (корабельных) комплексов слежения за полетом искусственных спутников Земли. В настоящее время в СССР имеется несколько научно-исследовательских судов, хорошо оснащенных специальными радиотехническими средствами управления и связи с космическими аппаратами: «Космонавт Юрий Гагарин», «Академик Сергей Королев», «Космонавт Владимир Комаров», «Космонавт Владислав Волков» и т. д.

Огромные антенные системы этих плавучих комплексов установлены на гироплатформах, благодаря чему устраняется влияние качки и обеспечивается возможность высокоточного сопровождения по угловым координатам космических аппаратов при их перемещении по небесной сфере. Телеметрическая, радиотелевизионная и другая информация, принимаемая станциями корабельных комплексов, ретранслируется на борт ИСЗ связи «Молния», откуда, в свою очередь, передается на соответствующую наземную станцию спутниковой связи, обеспечивающую передачу этой информации в центр управления полетом.

Помимо разнообразных радиотехнических средств космической связи, телевидения и телеметрии, корабли оснащены мощными вычислительными комплексами, с помощью которых осуществляется обработка всех видов принятой информации и производится расчет целеуказаний для наведения антенн или для беспойскового ведения в связь с заданным космическим аппаратом.

Использование корабельных комплексов позволяет осуществлять наблюдения, измерения и управление полетом космических аппаратов практически из любой точки акватории Мирового океана, существенно повышая гибкость, оперативность и надежность управления. В результате этого увеличивается общая эффективность наземных систем КИК в целом.

Дальнейшее развитие систем КИК связано с использованием конфигурации нескольких наземных станций слежения, взаимодействующих с ИСЗ-ретрансляторами, выведенными на стационарную орбиту. Эти ИСЗ должны обеспечивать двустороннюю ретрансляцию информации между наземными командно-измерительными пунктами и орбитальными космическими аппаратами, движущимися по низким орбитам.

Каналы, предназначенные для передачи информации в направлении Земля — ИСЗ-ретранслятор — космический аппарат, называются прямыми, а каналы космический аппарат — ИСЗ-ретранслятор — Земля — обратными. Прямые каналы могут использоваться для передачи сигналов сопровождения (запросных сигналов измерения параметров движения космического аппарата), команд (раздельно и в программе), речевых сообщений, телевизионной информации. Обратные каналы могут применяться для передачи сигналов сопровождения (ответных сигналов для измерения параметров движения космического аппарата), «квитаний» об исполнении команд (сигналов телесигнализации), телеметрических данных, речевых сообщений и телевизионной информации.

Таким образом, в процессе передачи информации по радиолинии Земля — ИСЗ-ретранслятор — космический аппарат и по обратной радиолинии можно осуществлять (в реальном масштабе времени):

- 1) сопровождение космического аппарата;

2) передачу телеметрической информации с бортового космического аппарата на наземную станцию;

3) речевую и телевизионную связь;

4) передачу команд на борт космического аппарата и прием «квитанций» о их исполнении.

Причем каждый из трех-четырех ИСЗ-ретрансляторов, находящихся на стационарной орбите, обеспечивает возможность обзора зоны пространства, заключенной в конической поверхности с углом раскрытия до $30,5^\circ$. Кроме того, ретрансляционное оборудование, устанавливаемое на борту ИСЗ-ретранслятора, может осуществлять работу как в режиме одностанционного (на одну станцию слежения), так и многостанционного доступа.

Уровень развития современных систем КИК в последние годы сильно возрастает, что обусловлено стремительным развитием космической техники, увеличением дальности радиосвязи с космическими аппаратами и возрастающей сложностью программ полета. Последнее особенно касается полетов к дальним планетам Солнечной системы и продолжительных пилотируемых полетов орбитальных научных комплексов.

Несмотря на значительное возрастание автономности космических полетов, роль КИК при этом не может уменьшиться, поскольку комплексное использование бортовых автономных средств при их взаимодействии с наземными системами КИК лишь повышает результирующую эффективность общего управления космическим полетом.

Многочисленные космические аппараты различного назначения, совершающие длительные полеты по околоземным орбитам и передающие на Землю огромные потоки информации, требуют создания таких систем КИК, которые имели бы как можно более высокую пропускную способность используемых радиолиний и достаточную оперативность управления. В этом свете одно из фундаментальных направлений развития систем КИК связано с созданием космических (спутниковых) КИК, которые в сочетании с наземными КИК должны будут обеспечить прогресс в развитии подобных систем. И по-видимому, можно не сомневаться, что уже в ближайшем будущем это будет осуществлено на практике.

РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

Космические траекторные измерения. Под ред. П. А. Агаджанова, В. Е. Дулевича и А. А. Коростелева. М., 1969.

Космические радиотехнические комплексы. Под ред. С. И. Рычкова. М., 1967.

Большой А. А. Управление космическими аппаратами в полете. М., 1976.

Агаджанов П. А., Горшков Б. М., Смирнов Г. Д. Основы радиотелеметрии. М., 1971.

Кресснер Г. Н., Михаель Дж. В. Введение в системы космической связи. М., 1968.

Павел Артемьевич Агаджанов

КОМАНДНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС

Гл. отраслевой редактор *В. П. Демьянов*

Редактор *Е. Ю. Ермаков*

Мл. редактор *О. А. Васильева*

Обложка *Л. П. Ромасенко*

Худ. редактор *М. А. Гусева*

Техн. редактор *Т. В. Пичугина*

Корректор *В. И. Ширяева*

ИБ № 1672

Т 10722. Индекс заказа 94206. Сдано в набор 22.03.79 г. Подписано к печати 23.05.79 г. Формат бумаги 84×108/32. Бумага типографская № 3. Бум. л. 1,0. Печ. л. 2,0. Усл. печ. л. 3,36. Уч.-изд. л. 3,38. Тираж 32 250 экз. Издательство «Знание». 101835, ГСП, Москва, Центр, проезд Серова, д. 4. Заказ 586. Типография Всесоюзного общества «Знание». Москва, Центр, Новая пл., д. 3/4.
Цена 11 коп.

