

УДК 537
ББК 32
М 75

Молотов Е. П. Наземные радиотехнические системы управления космическими аппаратами. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. — 256 с. — ISBN 5-9221-0492-6.

Книга посвящена описанию нескольких поколений наземных радиотехнических систем управления пилотируемыми КА и КА для исследования Луны, Марса и Венеры, а также результатам научных исследований, проведённых с использованием этих систем.

Кроме того в книге приведено описание некоторых космических систем («КОСПАС», ГЛОНАСС и др.), причём главное внимание уделено построению наземных средств обеспечения работы этих систем.

В книге приведены основные характеристики помехоустойчивых и исправляющих кодов, используемых в описанных системах.

Для разработчиков систем управления КА и студентов высших учебных заведений, обучающихся по специальностям «Радиотехника», «Радиосистемы передачи информации и управления» и другим специальностям, а также для читателей, интересующихся историей космонавтики.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	5
Введение	7
Перечень сокращений	10
 Глава 1. Организация управления космическими аппаратами	 14
1.1. Задачи космических систем	14
1.2. Управление КА	19
1.3. Наземные комплексы управления	26
 Глава 2. Управление автоматическими и пилотируемыми КА	 37
2.1. Наземный комплекс управления автоматическими КА	37
2.2. Наземный комплекс управления пилотируемыми КА	42
 Глава 3. Наземные комплексы управления КА для исследования Луны	 62
3.1. Программа Е1	62
3.2. Программа Е2	64
3.3. Программа Е6	66
3.4. Пилотируемая лунная программа	66
3.5. Программы Е8 и Е8/5	83
 Глава 4. Наземный комплекс управления КА для исследования дальнего космоса	 90
4.1. Особенности построения радиотехнических систем для управления ДКА	90
4.2. Наземный комплекс управления ДКА	92
4.3. Командно-измерительная система «Квант-Д» для управления дальними КА	95

4.4. Перспективный наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами «Юпитер»	130
4.5. Управление дальними КА	138
 Глава 5. Космические исследования в дальнем космосе . . .	156
5.1. Космические исследования, проводимые прямыми методами	156
5.2. Космические исследования, проводимые дистанционными методами	184
 Глава 6. Космические системы	205
6.1. Геодезическая система «Сфера»	205
6.2. Система «КОСПАС-САРСАТ»	210
6.3. Радионавигационные системы	221
 Глава 7. Использование помехоустойчивого кодирования в каналах управления и связи	233
7.1. Методы кодирования в радиолиниях космической связи.	233
7.2. Использование кодирования для повышения энергетического потенциала радиолиний.	238
7.3. Использование кодирования для обнаружения и исправления ошибок	242
 Список литературы	252

Предисловие

Монография Е.П. Молотова продолжает выпуск серии трудов Федерального государственного унитарного предприятия «Российский НИИ космического приборостроения».

В ней описан ряд наземных радиотехнических комплексов управления космическими аппаратами и космических систем, созданных в институте с 1961 по 2000 гг. В институте в этот период были освоены новейшие направления радиоэлектроники, технологии, системотехники, что позволило создать целый ряд больших бортовых и наземных комплексов. Были созданы комплексы дальней космической связи, позволившие вести управление космическими аппаратами с высокой точностью на расстояниях в сотни тысяч километров при исследованиях Луны и в сотни миллионов километров при исследованиях планет. Создан ряд высокоэффективных антенн, включая уникальные антенны с диаметром зеркала 70 м, оснащённые сверхмалозумящими приёмными устройствами. Это позволило получить в процессе выполнения космических миссий большой объём ценнейшей научной информации.

С использованием этих комплексов были проведены исследования Луны автоматическими космическими аппаратами, в результате которых были получены первые панорамы лунной поверхности и снимки её обратной стороны, изучены большие районы Луны с помощью луноходов, осуществлена доставка на Землю лунного грунта, проведены многосторонние исследования Венеры и Марса, получены новые научные данные об их атмосфере и поверхности, в том числе первые панорамы поверхности Венеры, выполнено радиокартографирование её значительной части, с помощью аэростатных зондов изучена её атмосфера, проведены исследования кометы Галлея.

Большой объём приоритетных астрофизических исследований, в том числе международных, был выполнен с помощью научных КА, выводимых на вытянутые эллиптические орбиты вокруг Земли — «Прогноз», «Астрон», «Гранат», «Интербол».

Полученные результаты, безусловно, являются выдающимися достижениями отечественной науки и ракетно-космической техники.

С помощью нескольких поколений бортовых и наземных комплексов велось надёжное управление пилотируемыми космическими аппаратами и станциями «Союз», «Салют», «Мир», «Буран» и ведётся в настоящее время управление российским сегментом международной космической станции.

Такие космические системы как ГЛОНАСС и «Сфера», созданные при определяющем участии ФГУП «РНИИ КП», решили и продолжают решать в настоящее время стратегически важные для страны задачи глобальной навигации и геодезии.

Созданная при головной роли ФГУП «РНИИ КП» система «КОСПАС» уже спасла многие тысячи людей, попавших в катастрофы на море, суше и в воздухе.

Все эти задачи были решены благодаря самоотверженному и высокопрофессиональному труду нескольких поколений сотрудников института и смежных организаций, в первую очередь разработчиков ракетно-космических систем.

Богатый опыт разработчиков наземных радиотехнических систем управления космическими аппаратами в определённой мере обобщён в представляемой читателю монографии.

Автор — Молотов Евгений Павлович — доктор технических наук, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, является специалистом в области создания радиотехнических систем передачи информации и управления, принимал непосредственное участие в проектировании, разработке и эксплуатации наземных командно-измерительных систем и комплексов для управления космическими аппаратами дальнего и ближнего космоса.

Информация, приведённая в монографии, может оказаться полезной разработчикам новых космических систем управления космическими аппаратами, а также студентам высших учебных заведений по специальностям «Радиотехника» и «Радиосистемы передачи информации и управления» и другим специальностям.

Первый заместитель Генерального директора,
Генеральный конструктор ФГУП «РНИИ КП»,
доктор технических наук профессор

Л. И. Гусев

Адрес: 111250 Москва, Авиамоторная ул., д. 53
тел.: 273-16-28, факс: 273-11-31
E-mail: contact@rnii.ru, <http://www.rniikp.ru>

Введение

Двадцатый век — это век выхода человечества в космос и начала его освоения. Первые искусственные спутники Земли, первые полёты к Луне и планетам Солнечной системы, первый полёт человека в космос — вот шаги на этом пути.

Но для того, чтобы сделать эти шаги, необходимо было научиться создавать космические аппараты и управлять ими с Земли. ФГУП «Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения» был среди первых организаций, которые начали решать эту задачу.

Начиная с первого искусственного спутника Земли и кончая современными космическими системами различного назначения, ФГУП «РНИИ КП» разрабатывает и реализует бортовые и наземные радиотехнические системы управления космическими аппаратами.

В ФГУП «РНИИ КП» были созданы системы управления КА различного назначения: пилотируемых, исследующих дальний космос, обеспечивающих глобальную связь, дистанционное зондирование Земли, глобальную навигацию подвижных объектов, обнаружение терпящих бедствие морских и воздушных судов, и решение целого ряда других гражданских и оборонных задач.

За более чем 45 лет космической деятельности учёные и специалисты ФГУП «РНИИ КП» внесли большой вклад в развитие космической радиоэлектроники, микроэлектроники, космических телевизионных систем, вычислительной техники, прикладной математики и других направлений науки и техники.

Целью этого издания является изложение результатов развития одного из направлений деятельности РНИИ КП в части создания и применения наземных средств управления КА некоторых типов.

Создание описанных в монографии радиотехнических систем происходило в РНИИ КП в период с 1958 по 2000 гг. под руководством директора и Главного конструктора члена-корреспондента АН СССР М.С. Рязанского и его первого заместителя Е.Я. Богуславского, а затем Генерального директора и Главного (ныне Генерального) конструктора профессора Л.И. Гусева и его заместителей — Б.Г. Сергеева и В.А. Гришмановского, а также

заместителей Главного конструктора по основным научным направлениям работы института М.И. Борисенко, Н.Е. Иванова, Ю.Ф. Макарова, А.С. Селиванова, К.В. Черевкова, Е.Н. Галина, В.П. Сорокина.

В монографию включены в основном материалы о тех радиотехнических комплексах, в разработке которых автор принимал активное участие.

В монографии рассмотрены общие вопросы управления КА, главным образом для того, чтобы ввести читателя в круг решаемых вопросов и ознакомить с используемой терминологией.

Основным содержанием монографии является описание нескольких поколений наземных радиотехнических комплексов управления пилотируемыми КА, КА для исследования Луны, Марса и Венеры, а также описание научных исследований, проведённых с использованием этих комплексов.

Кроме этого, в монографии приведено описание некоторых космических систем («КОСПАС», ГЛОНАСС и др.), причём, главное внимание уделено построению наземных средств этих систем.

Несколько особняком стоят вопросы использования в радиолиниях систем управления помехоустойчивых и исправляющих кодов, которые достаточно широко использовались и используются в описанных в монографии системах.

Содержание монографии изложено в семи главах.

В первой главе даются понятия о космических системах и КА как объектах управления наземными радиотехническими средствами.

Во второй главе описаны наземные комплексы управления автоматическими и пилотируемыми КА.

В третьей главе показано развитие наземных средств управления лунных КА применительно к выполнению этапов отечественной программы исследования Луны.

Четвёртая глава посвящена описанию средств наземного комплекса управления дальними КА и описаны методы управления ДКА.

В пятой главе показаны пути совершенствования наземных средств управления дальними КА, приведены краткие научные результаты основных отечественных космических миссий, а также описаны принципы проведения научных исследований космического пространства с помощью наземных станций слежения.

В шестой главе описаны несколько космических систем, радиотехнические средства которых были разработаны ФГУП «РНИИ КП».

В седьмой главе описан ряд кодирующих и декодирующих устройств, которые были разработаны для использования в составе бортовых и наземных радиотехнических комплексов управления с целью повышения энергетического потенциала радиолиний и повышения достоверности передаваемой информации в каналах управления КА.

Следует отметить, что бортовые и наземные радиотехнические комплексы создавались на базе последних достижений науки, техники и технологии своего времени. На основные используемые решения были получены авторские свидетельства.

Материалы в монографии приводятся с учётом хронологии развития технических возможностей создаваемых систем. При написании монографии кроме литературы, приведённой в разделе «Использованная литература», использовались материалы эскизных проектов и научно-технических отчётов по тематике монографии, разработанные ФГУП «РНИИ КП».

Материалы раздела 3 § 3 главы 4 написаны автором совместно с инженером Н.-Е.Е. Богуславской, а главы 7 — совместно с кандидатом физико-математических наук Ю.П. Пятошиным и инженером В.И. Ермашиным.

Автор считает своим долгом выразить глубокую признательность доктору технических наук профессору А.С. Селиванову за помощь и содействие в подготовке и публикации этой монографии, а также Н.-Е.Е. Богуславской за большую работу в подготовке иллюстративных материалов.

Перечень сокращений

АВ — алгоритм Витерби;
АЗ — аэростатный зонд;
АК — аппаратура коммутации;
АКА — автоматический космический аппарат;
АКНП — аппаратура контроля навигационного поля;
АМ — амплитудная модуляция;
АП — антенный переключатель;
АПД — аппаратура повышения достоверности;
АРБ — аварийный радиобуй;
АРУ — автоматическая регулировка усиления;
АС — автосопровождение;
АФУ — антенно-фидерное устройство;
АЦП — аналого-цифровой преобразователь;
БИС — беззапросная измерительная станция;
БНИ — баллистико-навигационная информация;
БПФ — быстрое преобразование Фурье;
БРК — бортовой радиокомплекс;
БЦ — баллистический центр;
БЧХ — Боуз-Чоудхури-Хоквингем;
БШВ — бортовая шкала времени;
ВИМ — время-импульсная модуляция;
ВИП — ведомый измерительный пункт;
ВНА — всенаправленная антенна;
ВОЛС — волоконно-оптическая линия связи;
ВПЗУ — воспроизведение запоминающего устройства;
ВЦ — вычислительный центр;
ВЧМ — высокочастотный модуль;
ВТ — высокая точность;
ВУ — вычислительное устройство;
ГВМ — генератор временных меток;
ГГС — громкоговорящая связь;
ГИП — главный измерительный пункт;
ГЛОНАСС — глобальная навигационная спутниковая система;
ГОГУ — главная оперативная группа управления;
ДЗЗ — дистанционное зондирование Земли;
ДКА — дальний космический аппарат;
ДКС — дальняя космическая связь;
ДПИ — доплеровская программа на излучение;
ДРС — дальняя радиосвязь;
ДУ — двигательная установка;

ЕГНАКУ — единый государственный наземный автоматизированный комплекс управления;
ЕЦП — единый цифровой поток;
ЗГ — задающий генератор;
ЗИС — запросная измерительная станция;
ЗС — закрутка на Солнце;
ЗУ — запоминающее устройство;
ИС — измерительная станция;
ИСЗ — искусственный спутник Земли;
ИСЛ — искусственный спутник Луны;
КА — космический аппарат;
КГ — кварцевый генератор;
КГМ — криогенно-газовая машина;
КИ — космический источник;
КИК — командно-измерительный комплекс;
КИМ — кодово-импульсная модуляция;
КИС — командно-измерительная станция;
КК — контрольный комплекс;
КОС — квантово-оптическая система;
КП — командный пункт;
КПИ — командно-программная информация;
КРЛ — командная радиолиния;
КС — канал связи;
КСП — кадровая синхропосылка;
ЛК — лунный корабль;
ЛКИ — лётно-конструкторские испытания;
ЛОК — лунный орбитальный корабль;
ЛЧМ — линейная частотная модуляция;
МЗУ — магнитное запоминающее устройство;
МИК — монтажно-испытательный корпус;
МКК — многоразовый космический корабль;
МКС — международная космическая станция;
МКТВ — малокадровое телевидение;
МНА — малонаправленная антенна;
МПВЦ — маркер программно-временного устройства;
МРК — магистральный радиокomплекс;
МШУ — малoshумящее устройство;
НАП — навигационная аппаратура потребителя;
НИ — научная информация;
НИП — наземный измерительный пункт;
НКА — навигационный космический аппарат;
НКУ — наземный комплекс управления;
НП — непосредственная передача;
НР — Нордстром–Робинсон;
НРС — наземная ретрансляционная станция;
НРТК — наземный радиотехнический комплекс;
НУ — начальные условия;
НЧ — низкая частота;

НЧМ — низкочастотный модуль;
ОА — орбитальный аппарат;
ОБП — одна боковая полоса;
ОЗУ — оперативное запоминающее устройство;
ОК — орбитальный корабль;
ОКИК — отдельный командно-измерительный комплекс;
ОКК — обобщённый каскадный код;
ОНА — остронаправленная антенна;
ПА — пролётный аппарат;
ПВУ — программно-временное устройство;
ПД — псевдодальность;
ПЕП — полная единичная память;
ПЗС — поворотной-зеркальная система;
ПЗУ — постоянное запоминающее устройство;
ПИК — полигонный измерительный комплекс;
ПК — персональный компьютер;
ПКА — пилотируемый космический аппарат;
ПМО — программно-математическое обеспечение;
ППИ — пункт приёма информации;
ПРЛ — планетный радиолокатор;
ПС — псевдоскорость;
ПСП (PN) — псевдошумовая последовательность;
ПСО — постоянная солнечно-звёздная ориентация;
ПСО — постоянная солнечная ориентация;
ПУЛ — пункт управления Луноходом;
ПЭВМ — персональная электронно-вычислительная машина;
ПЧ — промежуточная частота;
РВ — радиовысотометр;
РКО — радио-контроль орбиты;
РЛБО — радиолокатор бокового обзора;
РЛССА — радиолокационная станция с синтезом апертуры;
РС — Рид-Соломон;
РСДБ — радиоинтерферометр со сверхдлинной базой;
РС МКС — российский сегмент международной космической станции;
РТС — радиотелеметрическая система;
СА — спускаемый аппарат;
СВ — служба времени;
СВЧ — сверхвысокая частота;
СЕВ — служба единого времени;
СЗС — синтезатор зондирующего сигнала;
СК — свёрточный код;
СМ — сантиметровой;
СПК — станция приземного контроля;
СПР — спутник-ретранслятор;
СС — станция слежения;
ССКУ — спутниковая система контроля и управления;
СТ — стандартная точность;
СУА — система управления антенной;

СУИК — система управления, измерений и контроля;
СЧ — синтезатор частоты;
СхЭ — схема электрическая;
ТВ — телевидение;
ТВИ — телевизионная информация;
ТЛГ — телеграф;
ТЛФ — телефон;
ТМИ — телеметрическая информация;
ТТС — телефоно-телеграфная связь;
УС — узел связи;
УОВС — устройство обнаружения и выделения сигналов;
УОЛС — устройство обмена информацией по линиям связи;
УПЧ — усилитель промежуточной частоты;
УУА — устройство управления антенной;
ФАП — фазовая автоподстройка;
ФАПЧ — фазовая автоподстройка частоты;
ФГУП — федеральное государственное унитарное предприятие;
ФД — фазовый детектор;
ФК — функциональная команда;
ФМ — фазовая модуляция;
ФНЧ — фильтр низкой частоты;
ФРУ — фильтр-разделительное устройство;
ФТ — фототелеграф;
ЦДКС — центр дальней космической связи;
ЦДС — цифровой доплеровский синтезатор;
ЦИ — цифровая информация;
ЦОНИ — центр оперативной обработки научной информации;
ЦОС — цифровая обработка сигнала;
ЦР — цифровой регистратор;
ЦС — центральный синхронизатор;
ЦСК — центр системы «КОСПАС»;
ЦСС — центр системы «САРСАТ»;
ЦУП — центр управления полётом;
ЦУС — центр управления системой;
ЧВП — частотновременная поправка;
ЧЕП — частичная единичная память;
ЧИП — частичный информационный поток;
ЧК — числовая команда;
ЧМ — частотная модуляция;
ШИМ — широтно-импульсная модуляция;
ШКС — широкополосный канал связи;
ШВ — шкала времени;
ЭВМ — электронно-вычислительная машина;
ЭИ — эфемеридная информация;
ЭЧ — эталон частоты.

Глава 1

ОРГАНИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

1.1. Задачи космических систем

1.1.1. Космические системы. В настоящее время ни одна область деятельности государства не обходится без использования космических технологий.

Основными направлениями космической деятельности являются:

- связь;
- навигация;
- исследования природных ресурсов;
- геодезия;
- телевизионное вещание;
- пилотируемые полёты;
- научные исследования в ближнем и дальнем космосе;
- обнаружение аварийных ситуаций судов и самолётов.

Целевая задача космической системы определяет облик КА и его служебных систем, определяет рабочую орбиту КА, а также построение бортовой и наземной аппаратуры, входящей в состав комплекса управления.

Компоновка космического аппарата диктуется в первую очередь размещением целевой аппаратуры — антенн, телескопов, объективов фотоаппаратов и др.

Из целевой задачи вытекают основные требования к КА по его ориентации, стабилизации, знанию его места на орбите и другие требования к служебным системам КА и комплексу управления в целом.

Космическая система включает в себя космическую часть, необходимую для выполнения целевой задачи, группировку КА (космический сегмент) и соответствующую наземную часть (наземный сегмент) (рис. 1.1).

1.1.2. Наземный сегмент. В состав наземного сегмента входят средства запуска и выведения на рабочую орбиту КА

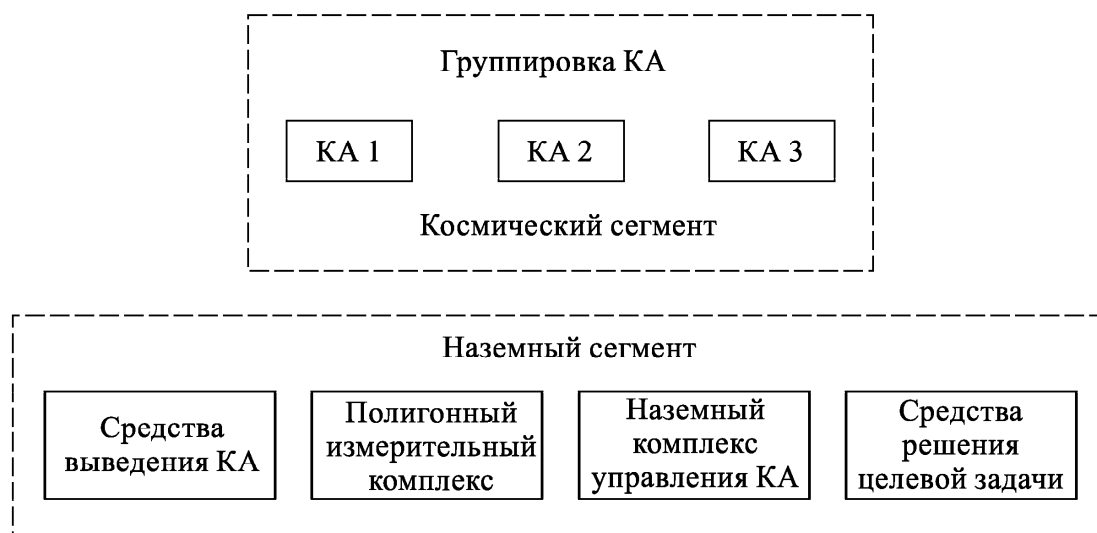


Рис. 1.1. Построение космической системы

или их группировки, средства, обеспечивающие выполнение целевой задачи, космической системы (средства приёма, обработки и использования целевой информации) и средства, обеспечивающие управление КА группировки, состоящие из нескольких командно-измерительных станций слежения, Центра управления полётом КА и ряда других средств.

Совокупность наземных средств, обеспечивающих управление КА определённого типа, называется наземным комплексом управления данного КА (НКУ) (рис. 1.2).

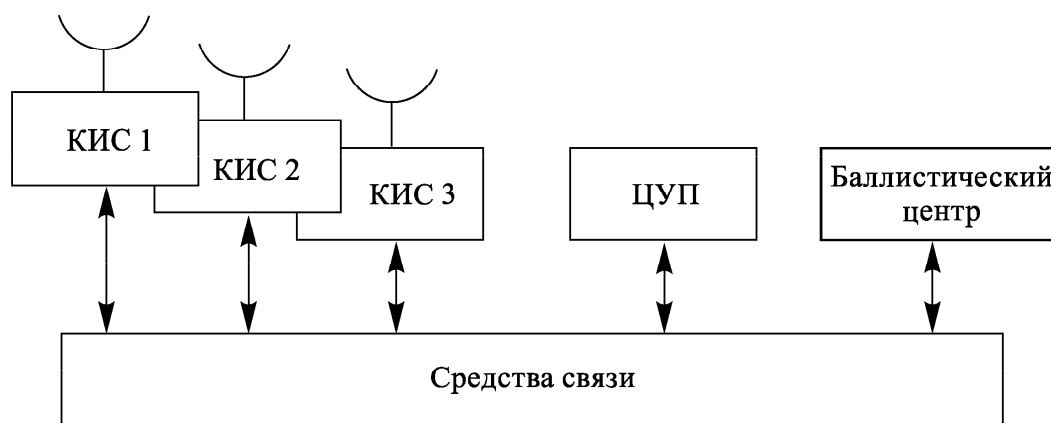


Рис. 1.2. Наземный комплекс управления КА

Совокупность всех НКУ и необходимых управляющих структур, обеспечивающая управление всеми КА, выполняющими целевые задачи, называется Единым Государственным наземным автоматизированным комплексом управления (ЕГНАКУ) (рис. 1.3).

Российские полигоны запуска КА находятся в Байконуре, Плесецке, Капустинном Яру, под Благовещенском.

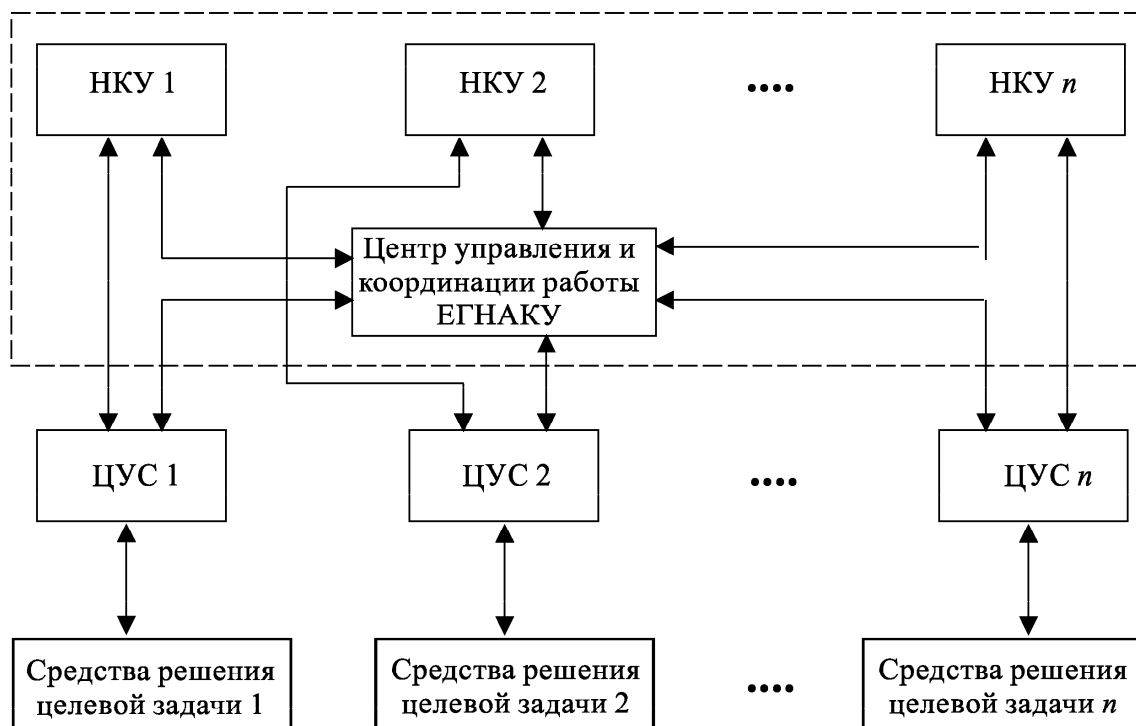


Рис. 1.3. Структура ЕГНАКУ

В состав каждого полигона входят стартовые площадки для запуска ракет-носителей различного типа со стартовыми бункерами, в которых располагается аппаратура управления подготовкой к запуску и запуском ракет-носителей.

Для каждого типа ракеты-носителя имеется свой монтажно-испытательный комплекс (МИК), в котором производится сборка и подготовка ракеты-носителя, стартовый комплекс со службами заправки ракеты и проведения запуска и другие службы.

Кроме этого, в состав каждого полигона входит полигонный измерительный комплекс (ПИК), состоящий из телеметрических станций и станций траекторных измерений (в том числе оптических), расположенных вдоль трассы полёта ракет-носителей (трассы выведения), а также комплекса обработки полученных при запуске ракеты-носителя телеметрической и траекторной информации.

Приём целевой информации с КА и её использование обеспечивается ведомствами-заказчиками космических систем.

В качестве примера можно рассмотреть средства, обеспечивающие выполнение целевой задачи для некоторых видов космических систем.

Для систем связи: бортовые ретрансляторы сигналов и наземные станции связи, осуществляющие обмен соответствующими видами информации (цифровой, телефонной и др.).

Для навигационных систем: бортовые системы формирования навигационных сигналов и служебной информации, наземная сеть точного определения орбит КА группировки, система хранения точного времени и формирования временных поправок для КА, система контроля навигационного поля и др.

Для системы дистанционного зондирования Земли: бортовые фото и телевизионные системы обзора поверхности Земли, радиолокаторы бокового обзора, аппаратура формирования данных, наземные станции приёма и обработки данных.

Для научных КА: бортовые научные приборы и аппаратура управления научными приборами и формирования данных, наземные станции приёма научной информации.

В качестве рабочих орбит используются следующие виды орбит КА.

Для систем связи: круговые орбиты (при этом в космическую группировку входит несколько КА), геостационарные орбиты (при этом в точке стояния находится, как правило, один КА).

Для навигационных систем: полярная круговая орбита с высотой 1000 км (на орбите 4–6 КА); круговая орбита с высотой 20 тыс. км с различными наклонениями (до 24 КА).

Для систем ДЗЗ: круговая синхронносолнечная орбита (наклонение 98° , высота 650–1000 км).

Для научных околоземных КА: круговые орбиты различной высоты (до 20 тыс. км); вытянутые эллиптические орбиты с апогеем до 200–400 тыс. км.

Для других систем могут использоваться другие виды рабочих орбит.

Космическое пространство в зависимости от высоты орбит КА условно можно разделить на:

- ближний космос — до 20 тыс. км;
- средний космос — до 300 тыс. км;
- дальний космос — более 300 тыс. км.

Вывод КА на рабочую орбиту производится с помощью ракеты-носителя. Выбор типа ракеты-носителя зависит от веса КА и географической широты расположения полигона вывода (чем южнее расположен полигон, тем больший груз может быть выведен на орбиту одной и той же ракетой-носителем).

Процесс вывода КА на рабочую орбиту может быть одноэтапным и двухэтапным. На активном участке последовательно работают все ступени ракеты-носителя. Этап заканчивается выводом КА на круговую орбиту ИСЗ (рис. 1.4).

Если грузоподъёмность ракеты-носителя недостаточна для выведения КА на заданную орбиту, то используется ещё одна

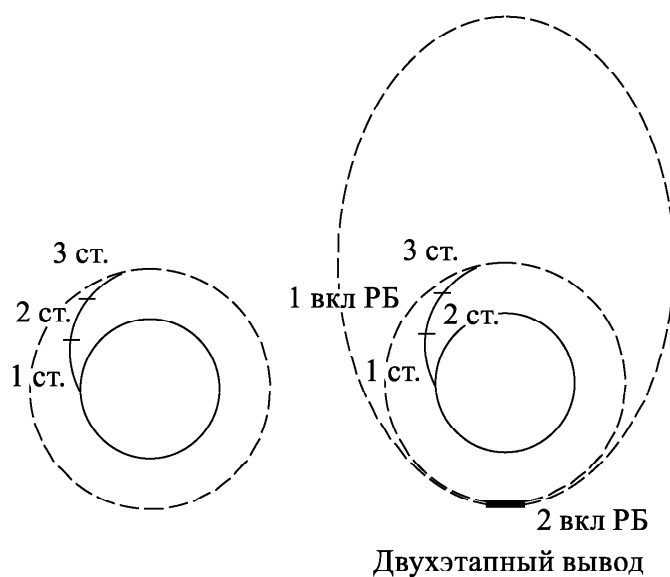


Рис. 1.4. Выведение КА на рабочую орбиту

дополнительная ступень, так называемый разгонный блок (РБ). После окончания активного участка КА с разгонным блоком в пассивном режиме движется по орбите ИСЗ. Затем в момент времени, определяемый конфигурацией рабочей орбиты, производится второе включение двигателей разгонного блока и КА выводится на рабочую орбиту. При необходимости обеспечения не только заданной высоты рабочей орбиты, но и изменения её наклона может использоваться несколько включений двигателей разгонного блока.

После вывода КА на рабочую орбиту происходит его отделение от последней ступени ракеты-носителя или разгонного блока.

1.1.3. Порядок создания космических систем. Решения о создании космических систем стратегической важности принимаются правительством. Заказчиком таких систем могут быть Росавиакосмос, Минобороны, Минсвязи и др.

Техническое задание на радиотехнические системы может выдаваться непосредственно заказчиком либо через Главного исполнителя, чаще всего которым является разработчик ракетно-космического комплекса (РКК).

Имеется несколько стадий (этапов) создания космических систем.

1 этап. Научно-исследовательская работа (НИР). На этом этапе проводятся необходимые исследования, макетирование, выпускаются необходимые отчёты по НИР. Разрабатываются технические предложения (аванпроект) по создаваемой системе.

2 этап. Опытно-конструкторская работа (ОКР). На этом этапе разрабатывается эскизный проект системы, перед специальной комиссией проводится защита эскизного проекта. При необходимости разрабатывается технический проект.

В соответствии с эскизным проектом выдаются технические задания (ТЗ) всем исполнителям на разработку подсистем создаваемой космической системы (комплекса).

По этим ТЗ проводится разработка схемной документации (СхЭ), разработка рабочей конструкторской документации (РКД), приёмо-сдаточной и эксплуатационной документации. Разработанная РКД передаётся на завод-изготовитель для запуска аппаратуры в производство.

После изготовления и регулировки наземная аппаратура проходит приёмосдаточные испытания. Затем аппаратура доставляется на объект, где производится её монтаж и наладка. После проведения комплексных испытаний комплекс принимается в эксплуатацию и начинает участвовать в лётно-конструкторских испытаниях КА, а затем в его эксплуатации.

Создание бортовых радиокомплексов имеет свои особенности.

Перед изготовлением 1-го лётного комплекта аппаратуры по тем же чертежам изготавливается несколько технологических комплектов для проведения отработочных, граничных и ресурсных испытаний.

Бортовые приборы проходят температурные испытания в расширенных пределах относительно наземных и, кроме того, проходят вибрационные испытания, ресурсные испытания и др.

С помощью специально разрабатываемой контрольно-поверочной аппаратуры (КПА) проводятся отработочные и приёмосдаточные испытания комплекса бортовой радиосистемы. Затем эта система направляется на завод-изготовитель КА, где проходит испытание в составе бортового комплекса КА.

После завершения комплексных испытаний КА в собранном виде направляется на полигон, где стыкуется с ракетой-носителем. После проведения генеральных испытаний КА с ракетой-носителем осуществляется запуск КА.

1.2. Управление КА

1.2.1. Автономная система управления КА. Управление КА осуществляется на различных этапах полёта по-разному. На активном участке вывода КА на рабочую орбиту управление ведётся с помощью автономной системы управления ракеты-носителя. При этом работа всех систем ракеты-носителя контро-

лируется телеметрическими и траекторными системами, расположенными вдоль трассы вывода. При использовании разгонного блока управление им осуществляется его системой управления.

После вывода КА на орбиту и отделения его от ракеты-носителя управление берёт на себя автономная система управления КА и наземный комплекс управления.

Автономная система управления обеспечивает жизнедеятельность КА в полёте и выполнение целевой задачи космической системы. Она удерживает КА на заданном участке орбиты, обеспечивает его ориентацию относительно Земли, стабилизацию КА и осуществляет управление приборами, решающими целевую задачу системы.

Автономная система управляет подсистемами электропитания, терморегулирования и другими служебными системами КА.

Одной из наиболее важных задач, решаемых автономной системой, является парирование нештатных ситуаций, возникающих на борту КА, путём их выявления и устранения за счёт использования резервной (дублирующей) аппаратуры и алгоритмического обхода неисправных элементов.

Работа автономной системы управления проводится по «жёстким» и «гибким» программам.

В составе системы управления имеется программно-временное устройство (ПВУ), в памяти которого записаны «жёсткие» программы работы бортовых приборов с привязкой ко времени.

«Гибкие» программы работы бортовых систем закладываются с Земли в виде так называемых «числовых уставок», попадающих в память ПВУ и реализующихся по мере совпадения бортового времени с моментами времени, записанными в ПВУ. Примером исполнения «гибких» программ является сеанс коррекции орбиты КА. В нужные моменты времени происходит необходимая ориентация и стабилизация КА, включение и выключение двигательной установки, перевод КА в рабочее положение на орбите после проведения коррекции.

Для получения управляющей информации (команд) с Земли и передачи на Землю телеметрической (а иногда и целевой) информации служит бортовая радиотехническая система.

1.2.2. Управление КА наземными средствами. Процесс управления КА включает в себя решение трёх основных задач:

- определение положения КА в пространстве;
- получение данных о состоянии бортовых систем КА;

— формирование на основе полученных данных о положении и состоянии КА команд управления и выдачу их на КА с целью выполнения им целевой задачи.

Первая задача решается наземными средствами траекторных измерений, которые измеряют координаты положения КА в пространстве. По этим данным определяется орбита КА и даётся прогноз его движения на определённый период времени, зависящий от точности траекторных измерений и высоты его рабочей орбиты.

Следует отметить, что в настоящее время для определения положения КА в пространстве начинает использоваться бортовая навигационная аппаратура ГЛОНАСС (либо GPS).

Состояние бортовых систем КА определяется с помощью телеметрической системы, которая включает в себя бортовую систему, состоящую из подсистемы бортовых контрольных датчиков параметров контролируемых узлов, подсистемы сбора данных от этих датчиков и передатчика, с помощью которого контролируемые данные передаются на Землю.

На Земле приём телеметрических данных ведётся телеметрическими станциями, которые после необходимой обработки представляют эти данные для анализа специалистам.

Баллистические данные о положении КА в пространстве и телеметрические данные о состоянии бортовых систем поступают в Центр управления полётов КА.

На основе анализа полученных данных, а также данных от Центра управления космической системой (ЦУС), принимается решение о дальнейшей работе КА по выполнению целевой задачи, формируются необходимые команды управления, привязанные ко времени, и в виде программы сеанса передаются на наземную станцию, откуда в заданные моменты времени по командной радиолнии передаются для исполнения на борт КА.

Центр управления космической системой представляет собой совокупность технических средств и программного обеспечения, с помощью которых персонал ЦУС обеспечивает контроль работы бортовых и наземных средств космической системы, формирует соответствующие воздействия на них для обеспечения выполнения космической системой целевой задачи.

Решение указанных основных задач на Земле может осуществляться специализированными станциями траекторных измерений, телеметрическими и командными станциями с использованием для каждой станции специального радиоканала.

Однако более удобным оказывается решать указанные задачи одной станцией с использованием общего радиоканала для обме-

на с КА всеми видами информации. Такая станция называется командно-измерительной станцией слежения (КИС).

В составе НКУ КА обычно используются несколько таких станций.

Это позволяет увеличивать время радиоконтакта наземных средств с КА, что необходимо для реализации процесса управления КА.

1.2.3. Измерение координат КА. Положение материальной точки в пространстве определяется в прямоугольной системе координат тремя координатами — X , Y , Z (рис. 1.5).

Положение в пространстве движущейся точки определяется шестью координатами X , Y , Z , \dot{X} , \dot{Y} , \dot{Z} .

В случае определения координат КА радиотехническими методами более удобно пользоваться сферической системой координат. В этой системе координатами являются:

R — наклонная дальность,

\dot{R} — радиальная скорость,

α — азимут,

$\dot{\alpha}$ — азимутальная скорость,

β — угол места,

$\dot{\beta}$ — скорость изменения угла места.

Координаты из прямоугольной системы легко пересчитываются в сферическую и обратно. Дальность (R) измеряется даль-

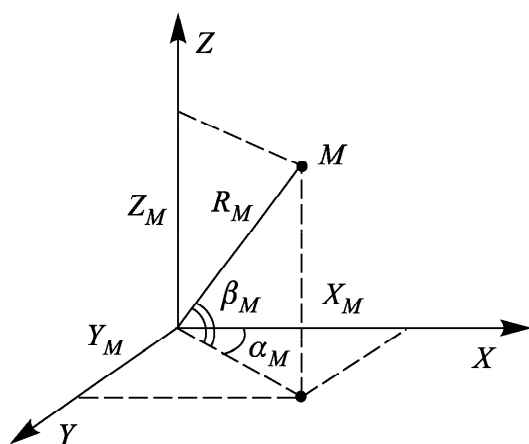


Рис. 1.5. Системы координат

номерным способом, радиальная скорость (\dot{R}) по доплеровскому приращению частоты сигнала, угловые координаты (α , $\dot{\alpha}$, β , $\dot{\beta}$) измеряются с помощью фазовых угломерных систем.

Однако на практике при определении орбиты КА может оказаться более удобным использовать другой набор измеряемых параметров, но при этом должно быть выполнено требование о независимых измерениях шести параметров движения КА.

Таковыми наборами измеряемых параметров движения КА могут быть:

— три пары измерений R , \dot{R} (R_1 , \dot{R}_1 , R_2 , \dot{R}_2 , R_3 , \dot{R}_3), производимых в одно (или близкое) время с трёх разнесённых территориально измерительных пунктов;

- шесть измерений \dot{R} с шести измерительных пунктов;
- шесть измерений дальности R с одного пункта в разное время.

Возможны и другие варианты набора измеряемых параметров. При этом все измерения должны быть независимыми.

При изменении взаимного положения КА и измерительной станции за счёт эффекта Доплера происходит изменение частоты сигнала, излучаемого КА и принимаемого измерительной станцией (ИС).

При приближении КА принимаемая частота выше излучаемой и эта разница уменьшается. При минимальном расстоянии КА от ИС (траверсное расстояние) принимаемая частота становится равной излучаемой. При удалении КА от ИС принимаемая частота становится ниже излучаемой.

Величина доплеровского смещения частоты определяется упрощённым выражением:

$$\Delta f_{\text{доп}} = \frac{\dot{R}f_0}{c},$$

где \dot{R} — радиальная скорость КА относительно ИС; f_0 — частота излучаемая передатчиком КА; c — скорость света.

На рис. 1.6 представлены кривые изменения доплеровского смещения частоты при пролёте КА над измерительной станцией.

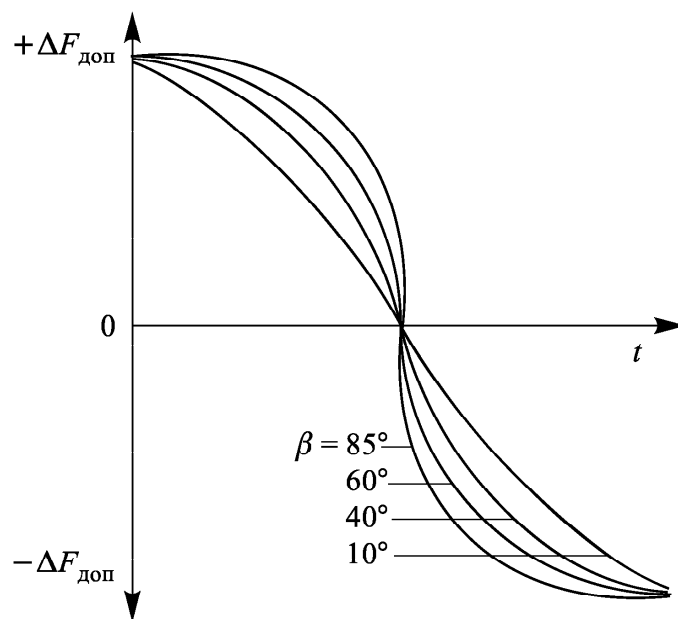


Рис. 1.6. Изменение доплеровской частоты ИСЗ

Характер кривых зависит от угла места β , под которым виден КА ИС при прохождении траверса (кратчайшего расстояния от

ИС). Эти кривые содержат информацию о взаимном расположении КА и ИС в различные моменты времени.

Существует два основных способа проведения доплеровских измерений.

Первый способ — запросный, при котором ИС излучает стабильный сигнал на КА, который принимается бортовым приёмником и переизлучается на Землю после когерентного преобразования на другую частоту. Сигнал, принимаемый ИС, будет иметь суммарное доплеровское смещение частоты (за счёт прохождения сигнала на борт и обратно). Измерение этого смещения частоты позволяет определить радиальную составляющую скорости движения КА относительно ИС.

Второй способ — беззапросный, при этом способе бортовой передатчик КА излучает сигнал на ИС. ИС определяет доплеровское смещение частоты принятого сигнала, сравнивая его с эталонным сигналом, частота которого равна частоте сигнала излучаемого КА. При беззапросном способе измерения доплеровского смещения частоты ошибки измерений определяются ошибками знания частот бортового и наземного эталонных генераторов.

В общем случае погрешности беззапросного метода измерений выше, чем при использовании запросного метода.

Определение дальности до КА производится по времени распространения сигнала запроса дальности до КА и обратно.

В качестве сигнала запроса дальности в радиолиниях непрерывного излучения могут использоваться многочастотные сигналы, либо псевдослучайные коды, модулирующие несущую частоту излучаемого сигнала. В дальномерных системах может использоваться и импульсная модуляция несущей частоты (как в обычных радиолокаторах), но с переизлучением принятых сигналов бортовым приёмником.

Излучение нескольких монохроматических частот (одновременно или поочерёдно), модулирующих (АМ или ФМ) несущую в качестве сигнала запроса дальности, позволяет получить однозначную оценку дальности, причём точное измерение дальности производится по наивысшей дальномерной частоте фазовым методом, а остальные частоты используются для разрешения неоднозначности измерений, полученных по точной частоте.

Таким образом, такая дальномерная система осуществляет не абсолютное измерение дальности до КА, а уточнение значения дальности в пределах диапазона однозначного решения. Грубое значение дальности определяется за счёт баллистических расчётов траектории движения КА.

При использовании в качестве сигнала запроса дальности псевдослучайных кодов определение точной дальности производится по символьной частоте PN-кода. Корреляционный пик при совместной обработке запросного и ответного PN-сигналов служит для раскрытия неоднозначности по дальности.

При измерении дальности может использоваться беззапросный метод. В этом случае посылка дальности с КА должна сопровождаться данными о времени излучения этой посылки. Наземная аппаратура, сравнивая время излучения и время приёма посылки дальности, определяет дальность до КА.

Следует отметить, что для определения координат КА могут использоваться лазерные дальномерные системы повышенной точности (ошибка 10–20 см).

Угловые измерения α , β и $\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$ производятся с помощью радиоинтерферометров фазовыми методами. Работа интерферометра показана на рис. 1.7. Сигнал, излучаемый КА, принимается

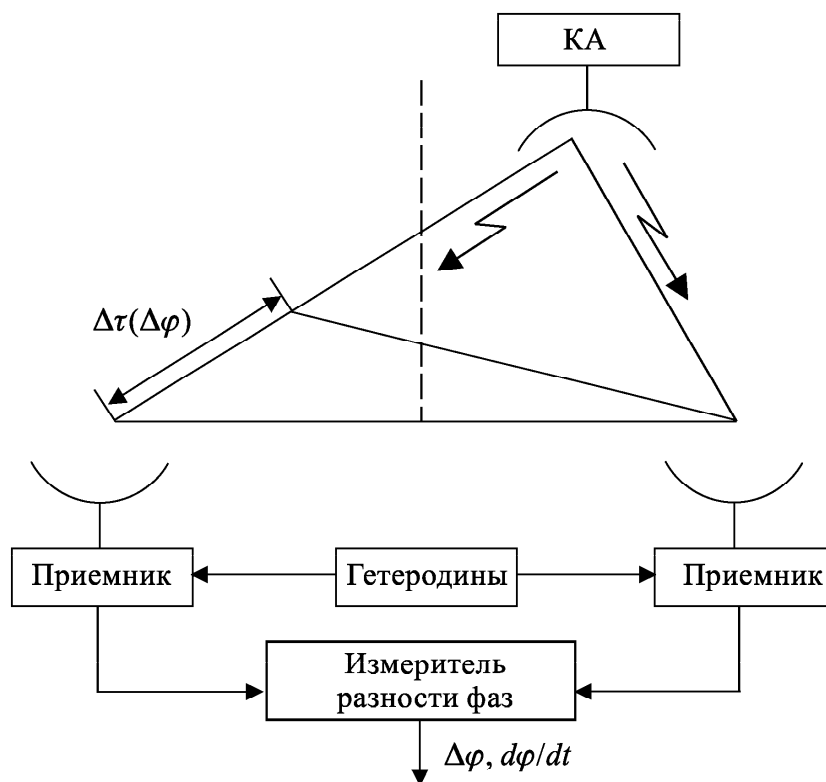


Рис. 1.7. Фазовый радиопеленгатор

парой антенн, расположенных на некотором расстоянии друг от друга (это расстояние называется базой). Если КА находится на разных расстояниях от этих антенн (отклоняется от равносигнальной зоны), то сигнал будет ими приниматься с разной временной задержкой. Разность временных задержек (или разность

фаз принимаемых сигналов) характеризует угловое положение КА относительно базы радиоинтерферометра.

1.2.4. Баллистические задачи при управлении КА. При выполнении КА целевой задачи время от времени необходимо изменять его орбиту (траекторию). Для этого должны решаться следующие баллистические задачи:

- получение результатов траекторных измерений с измерительных станций;
- обработка полученных данных (отбраковка, фильтрация и др.);
- расчёт орбиты (траектории) КА;
- прогноз орбиты;
- расчёт и доставка на ИС начальных условий (НУ), характеризующих параметры орбиты КА для расчёта целеуказаний;
- расчёт «уставок» для проведения коррекции орбиты КА.

Эти задачи решаются входящим в состав НКУ баллистическим центром (БЦ). Частота проведения сеансов траекторных измерений и число задействованных ИС определяется необходимой точностью определения орбиты и зависит от точности измерения параметров движения ИС и времени «старения» прогноза орбиты за счёт дестабилизирующих факторов (торможение атмосферы, работа исполнительных органов КА и др.).

Для проведения коррекции орбиты КА «уставки» на проведение коррекции с помощью командной системы передаются на КА и записываются («заклаываются») в память ПБУ. При достижении заданного времени «уставки» реализуются исполнительными органами по командам автономной системы управления КА. Производятся необходимые развороты КА, его стабилизация, включение и выключение двигательной установки КА. После проведения коррекции ИС проводят сеансы траекторных измерений и баллистический центр определяет новую орбиту КА.

1.3. Наземные комплексы управления

1.3.1. Наземный комплекс управления. Наземный комплекс управления (НКУ) КА определённого типа включает в себя следующие основные элементы:

- станции слежения, обеспечивающие проведение траекторных измерений КА, приём телеметрической информации с КА, формирование и выдачу на КА командно-программной информации;
- центр управления полётом КА (ЦУП);

- баллистический центр (БЦ);
- средства связи, обеспечивающие обмен с нужной достоверностью необходимыми видами информации между элементами НКУ, а также между ЦУП и центром управления космической системой, организующим выполнение целевой задачи космической системы, и использующие для этого спутниковые и наземные каналы связи с различной пропускной способностью (рис. 1.8).

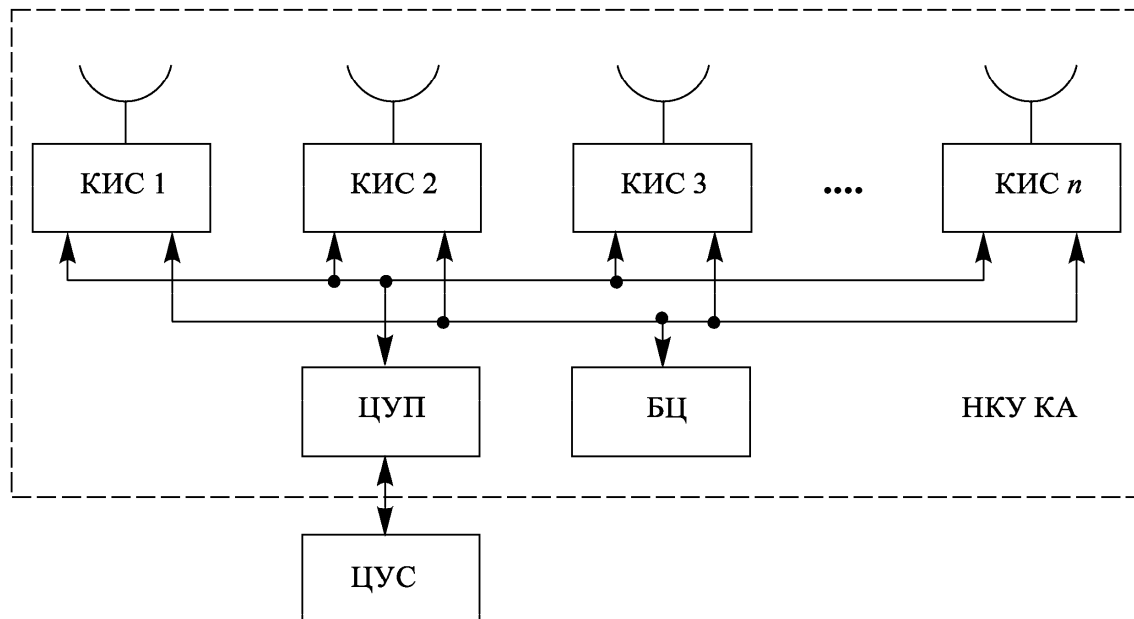


Рис. 1.8. Структурная схема НКУ

Количество станций слежения в составе НКУ и их географическое размещение выбираются таким образом, чтобы при пролёте КА над территорией страны суммарное время радиоконтакта с КА было достаточным для обеспечения необходимой точности определения орбиты КА по траекторным измерениям этих станций, получения с КА служебной и целевой информации в объёме, необходимом для решения целевой задачи, а также для передачи на КА управляющей информации, обеспечивающей штатное функционирование космической системы.

Выбранное количество станций слежения располагается сравнительно равномерно по долготе по территории страны от Санкт-Петербурга до Камчатки (рис. 1.9). При необходимости увеличения времени радиоконтакта используются станции слежения, устанавливаемые на кораблях и самолётах.

Наиболее радикальным способом увеличения времени радиоконтакта с КА является использование спутников-ретрансляторов, располагающихся на геостационарных орбитах (рис. 1.10).

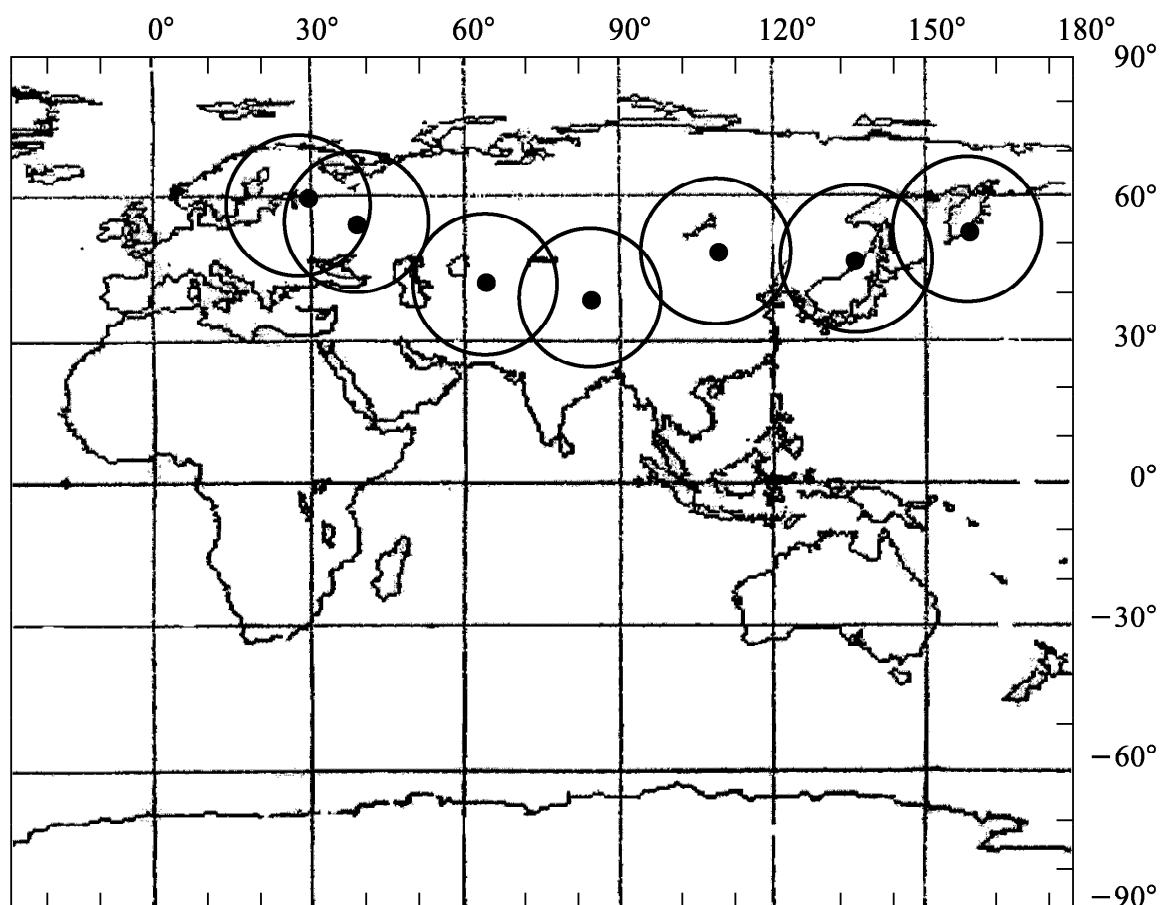


Рис. 1.9. Зоны видимости наземных измерительных пунктов

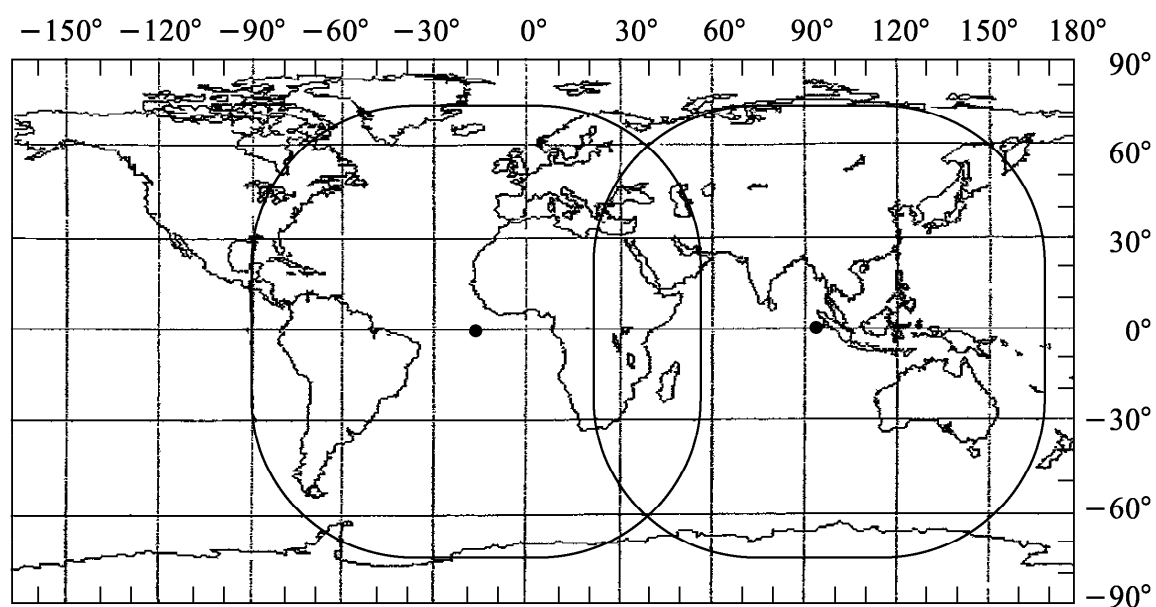


Рис. 1.10. Зоны видимости спутников-ретрансляторов

1.3.2. Станции слежения. Имеется два типа станций слежения:

— специализированные станции, решающие только одну задачу — траекторные измерения, приём телеметрической инфор-

мации или выдачу команд и программ управления. При этом каждая станция работает на своих рабочих частотах и требует использования отдельных бортовых передатчиков.

— унифицированные станции слежения, решающие все задачи и использующие для этого единый радиоканал.

Для контроля полёта ракет-носителей используются специализированные телеметрические станции и станции траекторных измерений (в том числе оптические).

Для управления КА наиболее часто используются унифицированные КИС, хотя иногда находят применение и специализированные станции.

Различные станции слежения и другие радиотехнические средства размещаются на отдельных командно-измерительных комплексах (ОКИК), существующих на территории страны и обслуживаемых расчётами из специалистов военно-космических сил Минобороны.

Типовая унифицированная станция слежения, используемая для управления КА в общем случае должна решать следующие задачи:

— обеспечивать пространственный поиск и угловое сопровождение сигнала с КА;

— принимать сигналы, выделять передаваемую информацию, производить её обработку и представлять потребителям (ЦУП, ЦУС и др.);

— проводить траекторные измерения и передавать результаты в БЦ;

— формировать и передавать на борт КА командно-программную информацию;

— осуществлять обмен с ЦУП и БЦ информацией, необходимой для организации управления КА.

На рис. 1.11 представлена структурная схема типовой станции слежения. Она включает в себя следующие основные системы:

- антенны;
- СВЧ-тракты;
- систему наведения антенн;
- передатчик;
- приёмник;
- систему обнаружения и демодуляции сигнала;
- аппаратуру выдачи команд;
- аппаратуру траекторных измерений;
- телеметрическую аппаратуру;
- точные частоты и СЕВ;

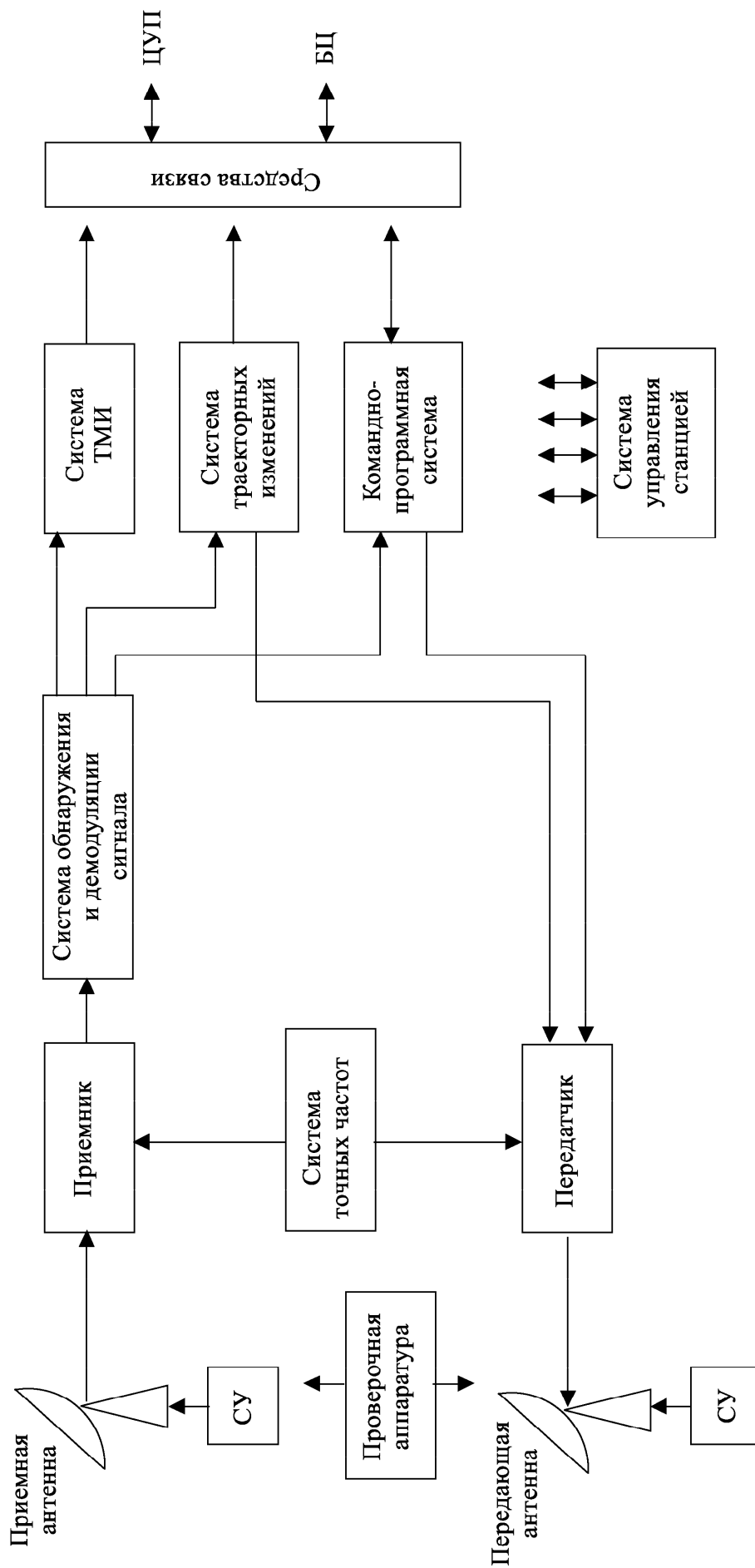


Рис. 1.11. Структурная схема типовой станции слежения

- имитационно-поверочную аппаратуру;
- средства связи;
- систему управления комплексом.

В зависимости от задач, решаемых КА, технические характеристики работающей с ним станции слежения и входящей в её состав аппаратуры могут иметь значительно отличающиеся значения:

- работа станций может проводиться в диапазонах L, S, C, X, Ku и др. (см. табл. 1.1);
- могут использоваться различные типы антенн: всенаправленные, с узкой или широкой диаграммами направленности;
- размер зеркала параболических антенн может составлять от 1 до 70 м;
- мощность передатчика может быть от 0,15 до 200 кВт;
- шумовые температуры приёмника могут иметь от 1500 К до 10 К;
- ошибки траекторных измерений могут составлять от 300 м до 1 м по дальности и от 100 до 0,2 мм/с по скорости;
- число выдаваемых команд — от нескольких десятков до нескольких сотен;
- виды используемой модуляции сигнала — ФМ, ЧМ, АМ и др.;
- могут использоваться различные виды кодирования командной и телеметрической информации.

Таблица 1.1

Наименование диапазона	Диапазон	
	МГц	см
	1000–2000	30–15
	2000–4000	15–7,5
C	4000–8000	7,5–3,75
X	8000–12 000	3,75–2,5
Ku	12 000–18 000	2,5–1,666
K	18 000–27 000	1,666–1,111
Ka	27–40 000	1,111–0,75

Командно-измерительные станции (КИС) представляют собой весьма сложные аппаратно-программные системы. Аппаратура станции разрабатывается таким образом, чтобы работа её

происходила в автоматическом режиме и не требовала участия оператора.

Система управления позволяет осуществлять подготовку станции к работе и проведение сеанса связи с КА в автоматическом режиме, но под контролем оператора, который в случае возникновения нештатных ситуаций может вмешаться и взять управление станцией на себя.

Срок службы станции слежения определяется её техническим ресурсом, который может продлеваться после проведения ремонтно-восстановительных работ в процессе эксплуатации и на практике составляет 10–15 лет, после чего станция заменяется на аналогичную станцию следующего поколения — вновь разработанную и выполненную на современном научно-технологическом уровне, с использованием новой элементной базы и имеющую лучшие технические и эксплуатационные характеристики.

1.3.3. Центр управления полётом. Центр управления полётом КА представляет собой совокупность технических средств и программно-математического обеспечения, с помощью которых осуществляется обработка и представление информации, получаемой с КИС, специалистам Группы управления, обеспечивающим управление полётом КА с целью выполнения целевой задачи космической системы, а также доставку вырабатываемой Группой управления командно-программной управляющей информации на КИС для передачи её на борт КА.

Общее руководство полётом КА осуществляется из ЦУП Главной оперативной группой управления (ГОГУ).

В большинстве случаев ГОГУ состоит из следующих подразделений:

- группы управления, осуществляющей реализацию программы полёта КА непосредственно в сеансе управления;
- группы анализа работы бортовых систем, анализирующей состояние и правильность работы бортовых систем КА;
- группы планирования, выполняющей разработку программы полёта КА, включая формирование командно-программной информации управления КА с целью выполнения целевой задачи космической системой;
- группы планирования и анализа работы средств НКУ, разрабатывающей планы задействования средств НКУ для выполнения программы полёта КА, с учётом технологических особенностей эксплуатации этих средств (остановка их на профилактику, ремонт и др.);

— баллистической группы, координирующей работу средств НКУ по выполнению плана траекторных измерений, доставку их в БЦ, расчёт орбиты и движения КА, организации проведения коррекции орбиты КА;

— группы связи, организующей и контролирующей работу средств связи по обмену информацией между элементами НКУ.

Оборудование ЦУП разрабатывается таким образом, чтобы было обеспечено удобное взаимодействие операторов ГОГУ с аппаратно-программным комплексом при подготовке и проведении сеансов управления КА.

Средства ЦУП совместно со службами ЦУП должны обеспечивать решение следующих основных задач:

— представление в удобном виде данных по состоянию и функционированию систем КА, полученных на основе обработки телеметрической информации, для оперативного анализа соответствующими службами ГОГУ;

— подготовку программ сеанса управления КА, включая программы выдачи команд управления с проверкой этих программ на модели КА на соответствие их состоянию систем КА на данный момент;

— автоматизированную выдачу командно-программной информации на КИС и контроль её прохождения и исполнения на борту КА. Обмен цифровой информацией между ЭВМ ЦУП и ЭВМ КА;

— автоматизированное планирование работы КА по выполнению целевой задачи;

— формирование в наглядном виде информации о ходе сеансов управления в различных форматах для специалистов ГОГУ;

— обеспечение необходимого информационного обмена с КИС, баллистическим центром и центром, обеспечивающим выполнение целевой задачи космической системы (ЦУС).

Применительно к решению указанных задач строится информационно-вычислительный комплекс ЦУП (рис. 1.12).

Он состоит из трёх основных аппаратно-программных комплексов и соответствующего обслуживающего персонала:

— комплекса автоматизированной обработки и анализа ТМИ;

— комплекса планирования работы и управления КА;

— комплекса средств отображения информации.

В состав телеметрического комплекса входит математическая модель КА.

Аппаратно-программные комплексы ЦУП построены на принципе разделения задач, решаемых в режиме реального времени.

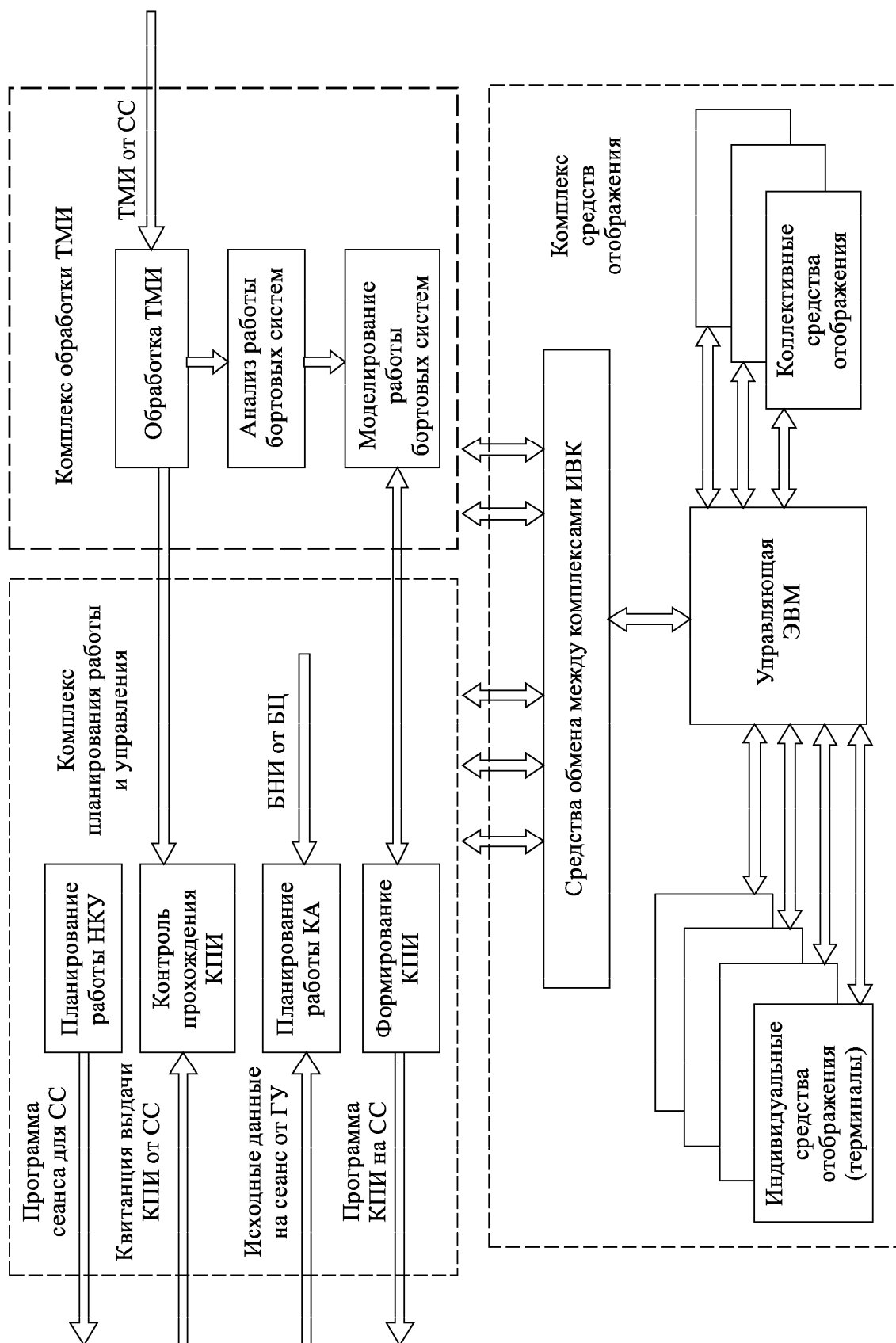


Рис. 1.12. Структурная схема ИВК ЦУП

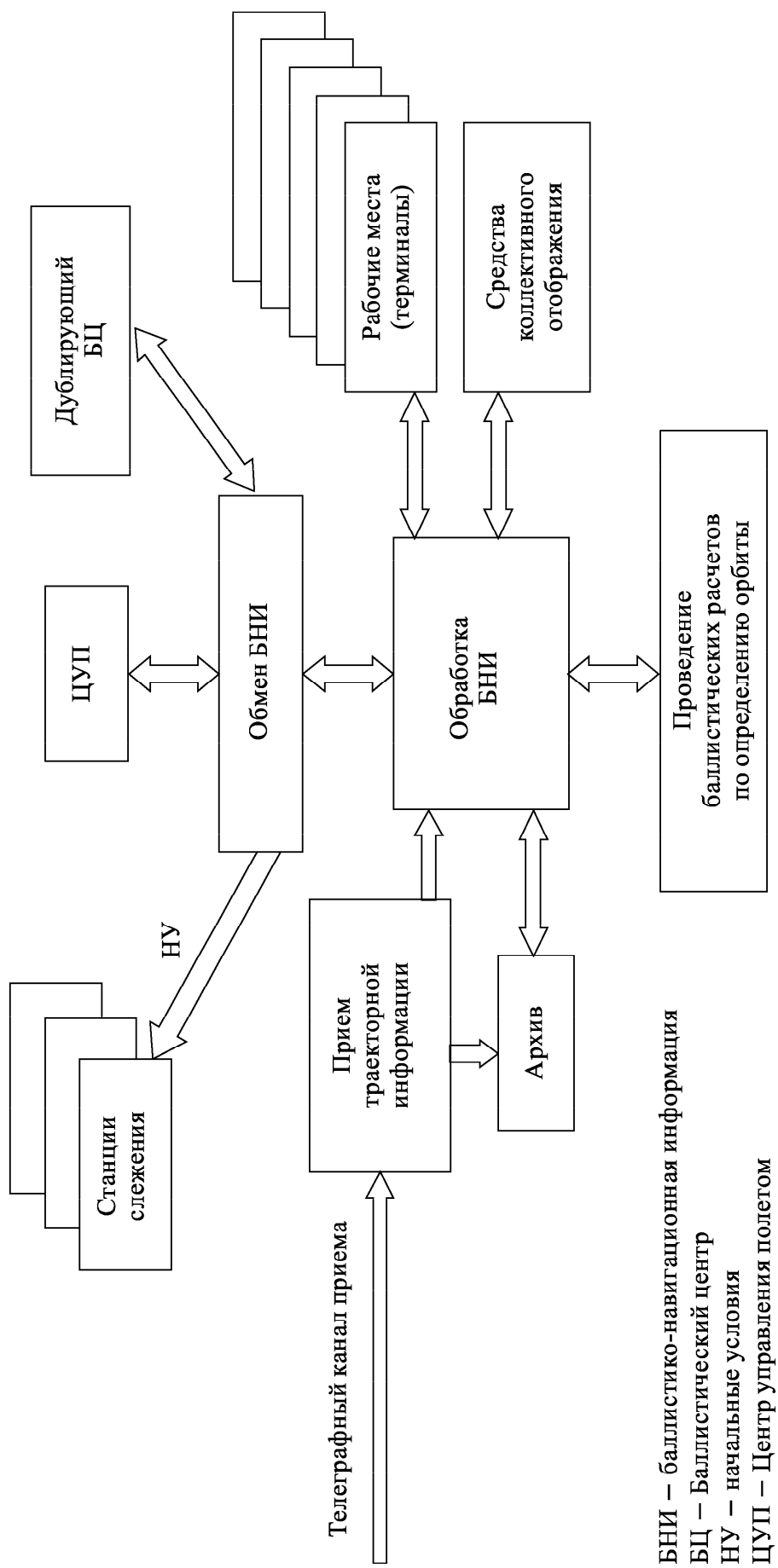


Рис. 1.13. Структурная схема баллистического центра

1.3.4. Баллистический центр. Основной задачей баллистического центра (БЦ) является определение по результатам траекторных измерений параметров орбиты или траектории движения КА и прогнозирование его дальнейшего движения.

При подготовке коррекции орбиты или траектории движения КА БЦ рассчитывает параметры соответствующего манёвра КА и данные на манёвр в виде так называемых «уставок» передаёт на КИС, откуда они «закладываются» в память ПВУ КА и в заданные моменты времени «отрабатываются» автономной системой управления КА (развороты, стабилизация КА, включение и выключение двигательной установки (ДУ) и др.).

Кроме того, БЦ решает следующие задачи:

- приём и обработку траекторной информации от КИС;
- расчёт баллистико-навигационной информации (БНИ), необходимой ГОГУ для планирования работы КА (зоны видимости КИС и др.);
- расчёт и передачу на КИС начальных условий (НУ), необходимых для расчёта целеуказаний антеннам и другим средствам КИС;
- расчёт данных для средств наглядного отображения баллистических характеристик полёта КА (параметры орбиты и др.)

На рис. 1.13 представлена обобщённая структурная схема баллистического центра. Информационно-вычислительный комплекс БЦ состоит из следующих аппаратно-программных комплексов:

- обработки БНИ и проведения баллистических расчётов;
- доставки НУ на КИС и обмена БНИ с ЦУП;
- отображения БНИ.

Глава 2

УПРАВЛЕНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИМИ И ПИЛОТИРУЕМЫМИ КА

2.1. Наземный комплекс управления автоматическими КА

2.1.1. Управление автоматическими КА. Практически все космические системы строятся на использовании автоматических КА (АКА) — связь, навигация, метеорология, ДЗЗ, исследование дальнего космоса и др.

Построение наземных средств управления АКА различных космических систем, а также сама процедура управления практически одинаковы.

Для обеспечения решения целевой задачи требуется определить орбиту АКА, получить с него телеметрическую информацию о состоянии бортовых систем, сформировать и выдать на борт необходимые управляющие воздействия (команды).

Причём сеансы управления, проводимые с АКА, в большей части являются типовыми, проводимыми по жёсткой программе. Это облегчает автоматизацию процесса управления АКА.

Поэтому при управлении АКА могла бы использоваться единая командно-измерительная станция.

Однако исторически сложилась ситуация, при которой используются для управления АКА различного назначения несколько видов КИС, имеющих различных разработчиков, но аналогичные технические характеристики — «Тамань-База», «Сатурн-МК», «Куб-Контур» и др.

При этом для работы с каждой КИС должна использоваться соответствующая бортовая аппаратура.

2.1.2. Наземный комплекс управления автоматическими КА. В структуре ЕГНАКУ имеется центр управления полётами АКА. Для управления каждым типом АКА в составе ЦУП'а имеется соответствующий сектор управления (с необходимым оборудованием) и персонал ГОГУ, осуществляющий управление.

В составе ЦУП АКА имеется баллистический центр, обеспечивающий баллистику-навигационной информацией, необходимой для управления АКА, все сектора управления.

КИС'ы располагаются на отдельных командно — измерительных комплексах (ОКИК), ранее называвшихся наземными измерительными пунктами (НИП).

В состав каждого ОКИК, имеющего унифицированную структуру, входит несколько типов КИС для работы с различными АКА, командный пункт (КП), вычислительный центр (ВЦ), узел связи, а также средства инфраструктуры: служба единого времени (СЕВ), система сбора данных траекторных измерений, метеостанция, службы энергоснабжения, отопления, водоснабжения и др. (рис. 2.1). Для некоторых космических систем в составе ОКИК имеются средства приёма и обработки целевой информации.

Оперативное управление КИС осуществляет КП ОКИК в соответствии с программами сеансов, разрабатываемых секторами управления ЦУП и передаваемых для реализации через службы КП ЦУП на КП ОКИК.

Совокупность станций слежения, обеспечивающих управление АКА определённого типа (АКА из состава группировки космической системы) и соответствующего сектора управления ЦУП АКА и необходимых средств связи, составляют НКУ этих АКА.

Структура нескольких НКУ из состава ЕГНАКУ представлена на рис. 2.2.

2.1.3. Организация управления автоматическими КА. В составе ЦУП имеется служба координации, которая по заявкам ГОГУ с учётом имеющихся приоритетов распределяет рабочее время КИС для обслуживания АКА и выделенное время сообщает в ГОГУ, которое на это время планирует сеансы связи КИС соответствующего НКУ с КА.

При работе с АКА используются типовые сеансы управления, в которых осуществляется приём служебной ТМИ, проводятся траекторные измерения и закладывается программная информация в бортовое ПВУ для обеспечения межсеансной работы АКА по выполнению целевой задачи.

В секторе управления ЦУП проводится оперативный анализ по принятой ТМИ состояния бортовых систем АКА, прогнозирование поведения этих систем и выявление отклонений технических параметров систем от нормы. С учётом рекомендаций

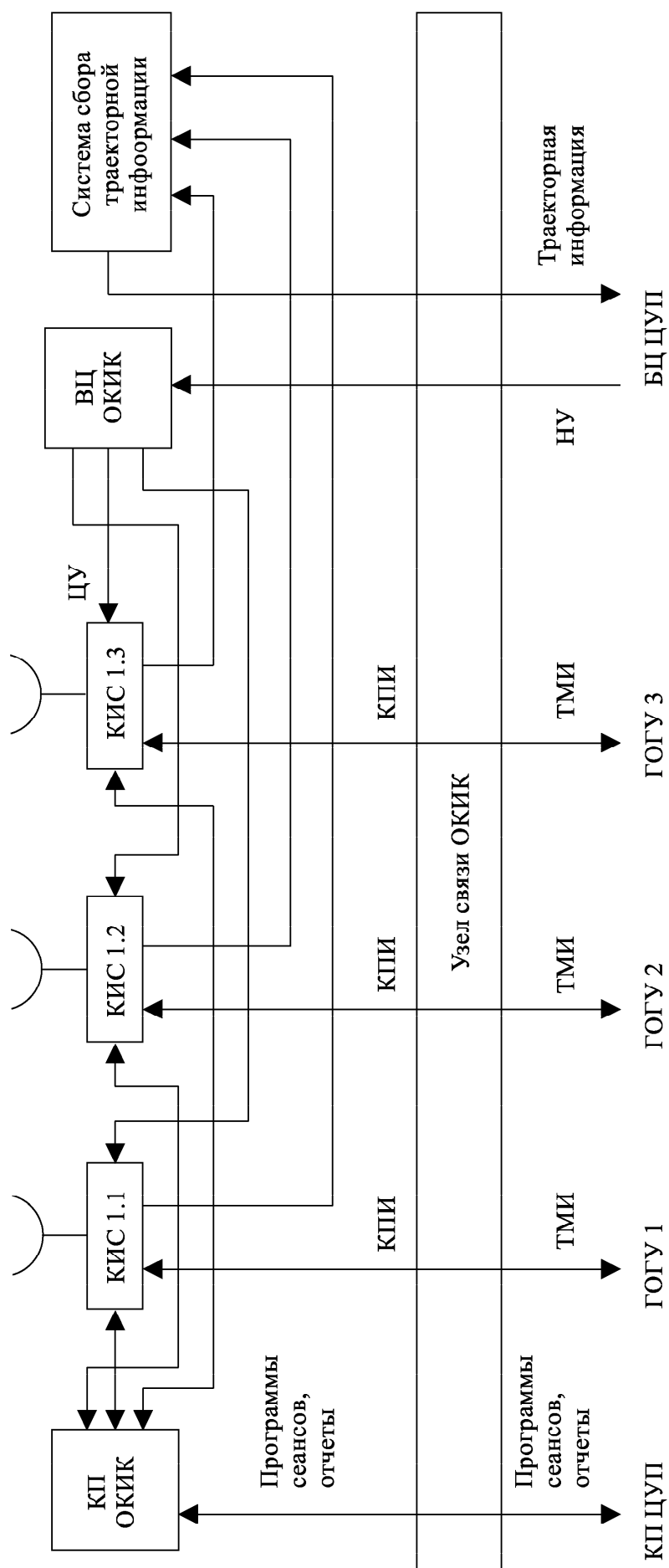


Рис. 2.1. Структурная схема ОКИК

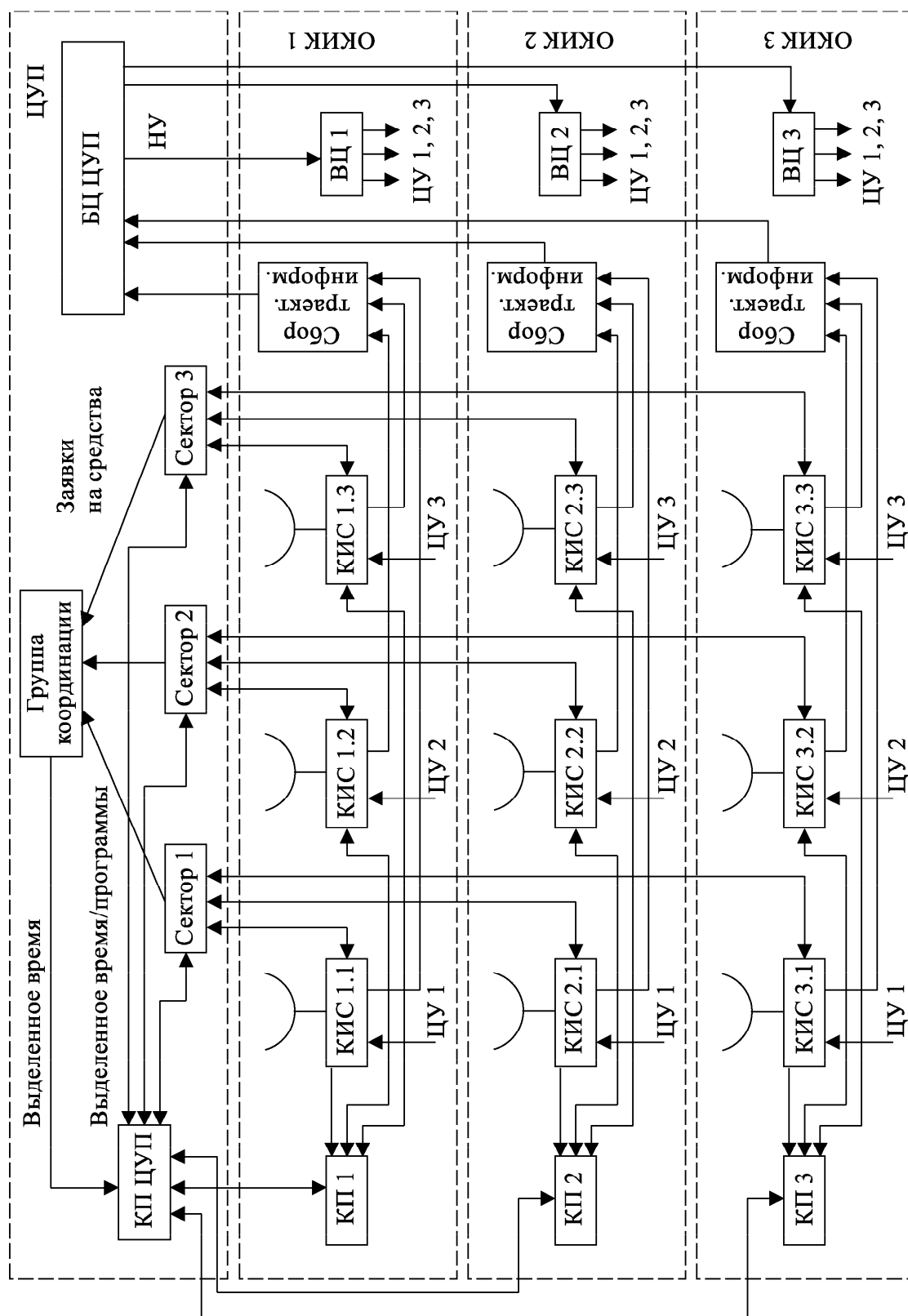


Рис. 2.2. НКУ автоматических КА

центра управления системой (ЦУС) разрабатываются программы управления АКА по выполнению целевой задачи.

Подготовленные программы выдачи команд управления для АКА проверяются на правильность (отсутствие ошибок) и на соответствие текущему состоянию КА.

После этого программы автоматически закладываются из ЦУП в память системы выдачи команд КИС и при проведении сеанса связи с АКА передаются на борт. Сеансы связи с АКА проводятся в автоматическом режиме.

Если при анализе телеметрической информации выявляются замечания или неисправности в работе одного АКА из космической группировки, прекращается его использование по целевому назначению. Этот АКА выводится из состава действующей группировки и ставится на обследование.

В автономной системе управления АКА предусмотрен автоматический анализ исправности АКА. В случае выявления неисправности на борту АКА формируется и передаётся на Землю сигнал «Вызов НКУ». По этому сигналу неисправный АКА также выводится из действующей группировки и ставится на обследование.

В результате обследования восстанавливается работоспособность АКА (замена неисправного комплекса аппаратуры, обход неисправного узла и др.) и АКА возвращается в действующую группировку, либо, если восстановление невозможно, работа с этим АКА прекращается окончательно и в составе группировки он восполняется запуском нового АКА.

Полученная КИС НКУ траекторная информация поступает в БЦ, где по результатам измерений определяется фактическая орбита АКА и даётся прогноз её изменения. Эти данные поступают в сектор управления и используются для составления программы работы АКА.

Одновременно в БЦ рассчитываются начальные условия, которые передаются в ВЦ ОКИК, где используются для расчёта целеуказаний КИС.

Отчёты о результатах проведённых сеансов связи с АКА передаются через КП ОКИК и КП ЦУП в соответствующие сектора управления и используются при планировании последующей работы с АКА.

В перспективе предполагается осуществлять управление АКА через спутники-ретрансляторы, находящиеся на геостационарных орбитах, что обеспечит круглосуточный доступ к АКА для проведения сеансов управления и получения с них целевой информации, а также позволит уменьшить число ОКИК,

находящихся в эксплуатации. Опыт работы через СР получен при управлении КА программы «Мир» с помощью спутников-ретрансляторов «Луч» и наземной ретрансляционной станции «Квант-Р».

2.2. Наземный комплекс управления пилотируемыми КА

2.2.1. Особенности работы наземных средств с пилотируемыми орбитальными КА. Орбита, на которой работают пилотируемые КА (ПКА), выбирается из соображений минимизации тормозящего влияния атмосферы (нижний предел высоты орбиты 220–250 км) и минимизации воздействия радиационных поясов земли на космонавтов (верхний предел не должен превышать 350 км).

Номинальное значение высоты орбиты — 300 км.

За счёт торможения ПКА атмосферой орбита постепенно понижается и периодически, путём проведения коррекции, должна повышаться до номинальной.

За счёт низкой высоты орбиты сеансы связи наземных средств с ПКА оказываются короткими (5–8 мин), угловые скорости ПКА относительно КИС — высокими. Они должны отрабатываться антеннами КИС, для чего приходится использовать дополнительно сложные системы автосопровождения ПКА антеннами.

Количество информации, которой необходимо обмениваться ЦУП'у с ПКА, велико (КПИ, ТМИ, ТВ, ЦИ, ТЛФ, РКО). Поэтому для увеличения времени радиоконтакта с ПКА приходится увеличивать число работающих с ними КИС, располагая их равномерно по долготе на территории страны, с перекрывающимися зонами видимости (рис. 2.3).

Ввиду малой длительности сеансов связи необходимо автоматизировать все операции, осуществляемые КИС во время сеанса: поиск сигнала и вхождение в связь с бортовым передатчиком, проведение траекторных измерений и др.

Автоматизация работы КИС должна обеспечивать минимальную потерю времени на вхождении в связь с ПКА и исключить возможные ошибки операторов. Должна быть обеспечена высокая надёжность работы аппаратуры.

Для увеличения пропускной способности радиолиний необходимо обеспечить совмещение нескольких режимов работы ком-

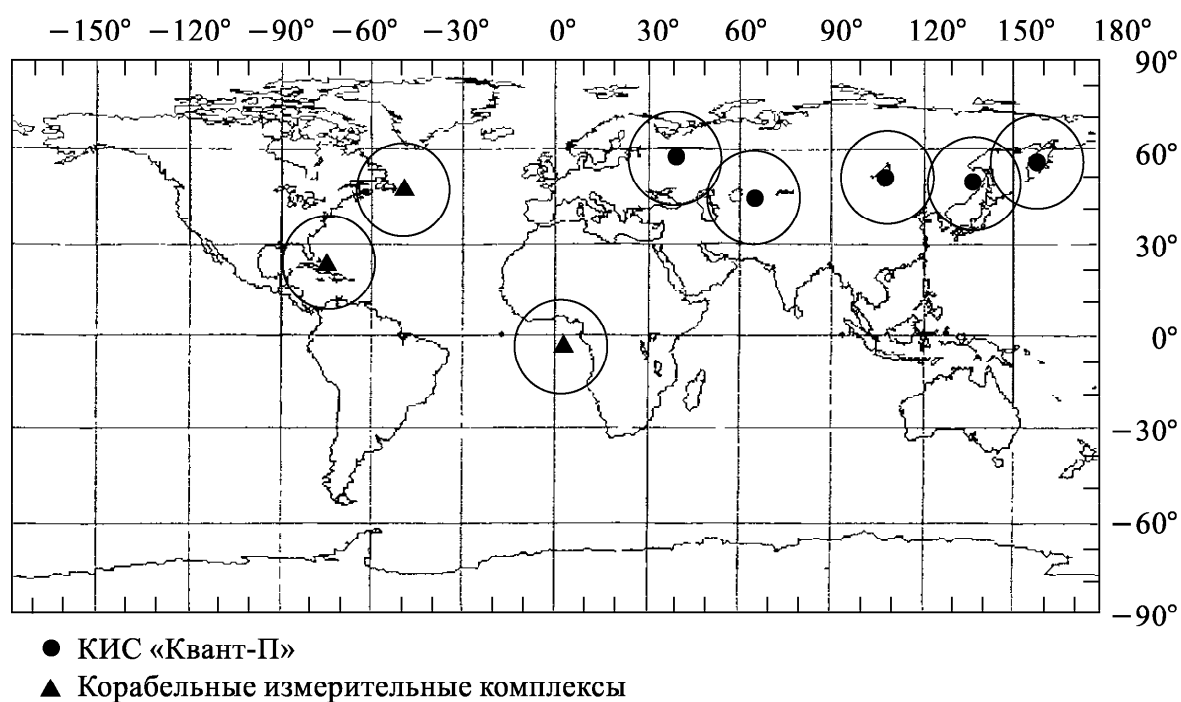


Рис. 2.3. Зоны видимости станций слежения НКУ пилотируемых КА

плекса, например:

ТМИ + РКО + ТЛФ,
КПИ + РКО + ТМИ и др.

2.2.2. НКУ ПКА. Первоначально в состав НКУ ПКИ входили пять КИС «Сатурн-МС (Л1)», расположенных вблизи городов Евпатория, Щёлково, Сары-Шаган, Уссурийск, Петропавловск-Камчатский, и заменённых впоследствии на более совершенные КИС «Сатурн-МС (Л3)». Причём вместо Сары-Шагана КИС была установлена на полигоне Байконур.

Для увеличения времени радиоконтакта с ПКА в состав НКУ были введены корабли «Космонавт Юрий Гагарин», «Академик Сергей Королёв» и «Космонавт Владимир Комаров». На этих кораблях были установлены разработанные в морском исполнении КИС, обеспечивающие работу с ПКА во всех режимах, и станции спутниковой связи, обеспечивающие связь кораблей с ЦУП.

При работе с ПКА эти корабли располагались в Атлантическом океане вблизи берегов Кубы и Канады, а также в Гвинейском заливе.

Но даже с использованием кораблей время радиоконтакта НКУ с ПКА не превышает 12% суточного времени. В процессе эксплуатации эти корабли израсходовали свой технический ресурс и были выведены из состава НКУ ПКА.

Существующий НКУ ПКА создавался в 80-х годах прошлого столетия применительно к перспективным в то время космическим программам «Мир» и «Буран».

Космические комплексы этих программ отличались насыщенностью сложными динамическими операциями, требующими оперативного контроля и надёжного управления.

Это потребовало от радиотехнических средств НКУ существенного увеличения времени радиоконтакта с ПКА, повышения надёжности и оперативности управления.

Поэтому вновь создаваемый НКУ ПКА на базе новых радиотехнических комплексов «Квант» органически сочетал традиционные наземные средства, размещаемые на ОКИК, и спутниковую систему контроля и управления ПКА (ССКУ), причём в реализации задач управления приоритет отдавался спутниковой системе.

В состав НКУ ПКА вошли шесть КИС «Квант-П», при создании которых были учтены особенности работы с ПКА, а также специфические требования, предъявляемые космической станцией «Мир» и многоразовым космическим комплексом «Буран». Дополнительно в состав НКУ КИС «Квант-П» был введён на ОКИК Улан-Уде.

Для увеличения надёжности управления ПКА в состав НКУ были введены станции с автономными радиолиниями, дублирующими ряд режимов работы КИС «Квант-П»:

- станция «Аврора» — режим ТЛФ;
- станция «Орион» — режим ТВ;
- станция РТС «МА-9 МК» — режим ТМИ;
- станция «Кама» — режим траекторных измерений.

Спутниковая система контроля и управления была построена на базе двух спутников — ретрансляторов «Луч», выведенных на геостационарные орбиты над Атлантическим и Индийским океанами, и наземной ретрансляционной станции (НРС) «Квант-Р», расположенной в г. Щёлково. С вводом в эксплуатацию ССКУ время радиоконтакта НКУ с ПКА было доведено до 85 % суточного времени (рис. 1.10).

Управление полётом ПКА осуществляется из Центра управления (ЦУП-М), расположенного в г. Королёв под Москвой.

В составе ЦУП-М имеется несколько секторов управления, в которых размещён персонал ГОГУ, обеспечивающий независимое управление КА пилотируемой программы: Российским сегментом международной космической станции (РС МКС), транспортными кораблями «Союз ТМ» и грузовыми кораблями «Прогресс-М1».

В отличие от ГОГУ АКА в составе ГОГУ ПКА имеются подразделения, обеспечивающие медицинский контроль здоровья космонавтов.

В составе ТМИ, получаемой с ПКА, передаются данные от специальных медицинских датчиков, закреплённых на теле космонавтов.

При работе с ПКА в дополнение к информации, которой производился обмен с АКА, осуществляется обмен ТЛФ, ТВ, фототелеграфной информацией, а также обмен цифровой информацией между ЭВМ ЦУП и ЭВМ ПКА.

Между элементами НКУ ПКА циркулируют большие массивы разнообразной информации.

Большая географическая разнесённость элементов НКУ для обмена информацией требует использования спутниковых систем связи.

Надёжность доставки информации потребителям по каналам связи обеспечивается аппаратурой повышения достоверности (АПД), а также резервированием каналов связи.

ЦУП-М, БЦ, ОКИК'и имеют в своём составе узлы связи (УС), оснащённые аппаратурой согласования каналов связи с потребителями, аппаратурой коммутации и контроля качества каналов связи.

Между операторами ГОГУ в ЦУП-М и операторами КИС имеется циркулярная громкоговорящая связь (ГГС), по которой оперативно координируется работа соответствующих служб (командный циркуляр, телеметрический циркуляр и др.).

Баллистический центр на основе результатов траекторных измерений КИС «Квант-П» и «Кама» определяет реальные орбиты КА программы и рассчитывает параметры манёвров, которые должны осуществлять КА при сближении и стыковке либо коррекции высоты рабочей орбиты.

Данные на манёвр КА в виде «уставок» передаются на КИС «Квант-П», откуда «закладываются» в бортовое ПВУ КА и в заданное время «отрабатываются» (исполняются).

По реальной орбите БЦ рассчитывает начальные условия (НУ), характеризующие поведение орбиты в течение определённого времени, передаёт их на ВЦ ОКИК, где по ним рассчитываются целеуказания КИС.

При «старении» НУ производится расчёт новых НУ.

Стыковка транспортного или грузового КА с космической станцией производится в несколько этапов:

— вывод КА в нужное время на орбиту, близкую к стыковочной;

- дальнейшее сближение;
- коррекция орбиты КА по данным траекторных измерений, ввод КА в зону действия автономной радиосистемы стыковки («Игла», «Курс»);
- стыковка КА со станцией под управлением автономной системы стыковки;
- подъём орбиты состыкованных КА и станции за счёт топлива КА и последующее уточнение её параметров.

2.2.3. КИС «Квант-П». Структурная схема КИС «Квант-П» приведена на рис. 2.4.

Комплекс работает в дециметровом диапазоне, запрос 770 МГц, ответ 920 МГц. Приёмо-передающая антенна комплекса П-30 с диаметром зеркала 8 м имеет несколько режимов работы: программное наведение, автосопровождение и программное наведение с коррекцией. Антенна П-30 изображена на рис. 2.5. Мощность передатчика — 1 кВт. Приёмники неохлаждаемые с шумовой температурой 150 К.

Обнаружение и поиск по частоте сигнала, передаваемого с КА, захват сигнала, демодуляция и предварительная обработка сигнала, а также траекторные измерения осуществляются в цифровом виде в единой системе выделения и обработки сигнала.

КИС «Квант-П» имеет два режима работы. При работе с КС «Мир», транспортными и грузовыми кораблями, оснащёнными бортовым радиокомплексом «Квант-В», используется частотное уплотнение информации в радиоканалах (передача информации производится на поднесущих частотах, модулирующих по фазе несущие частоты, см. рис. 2.6).

Телефонная информация в запросном канале передаётся на поднесущей 45 кГц, а в обратном канале на поднесущей частоте 500 кГц в режиме ОБП (одна боковая полоса).

Телеметрическая и телевизионная информация в обратном канале передаются фазовой модуляцией несущей частоты, скорость ТМИ — 256 кбит/с.

Поднесущие «квитанций» и телефона размещены в минимумах спектра телеметрической информации, что позволяет реализовать совмещение передачи этих видов информации.

В режиме частотного уплотнения траекторные измерения проводятся на поднесущих частотах — 120 кГц на передачу и 4,86 МГц в обратном канале. Эти поднесущие частоты модулируются сигналами измерения дальности.

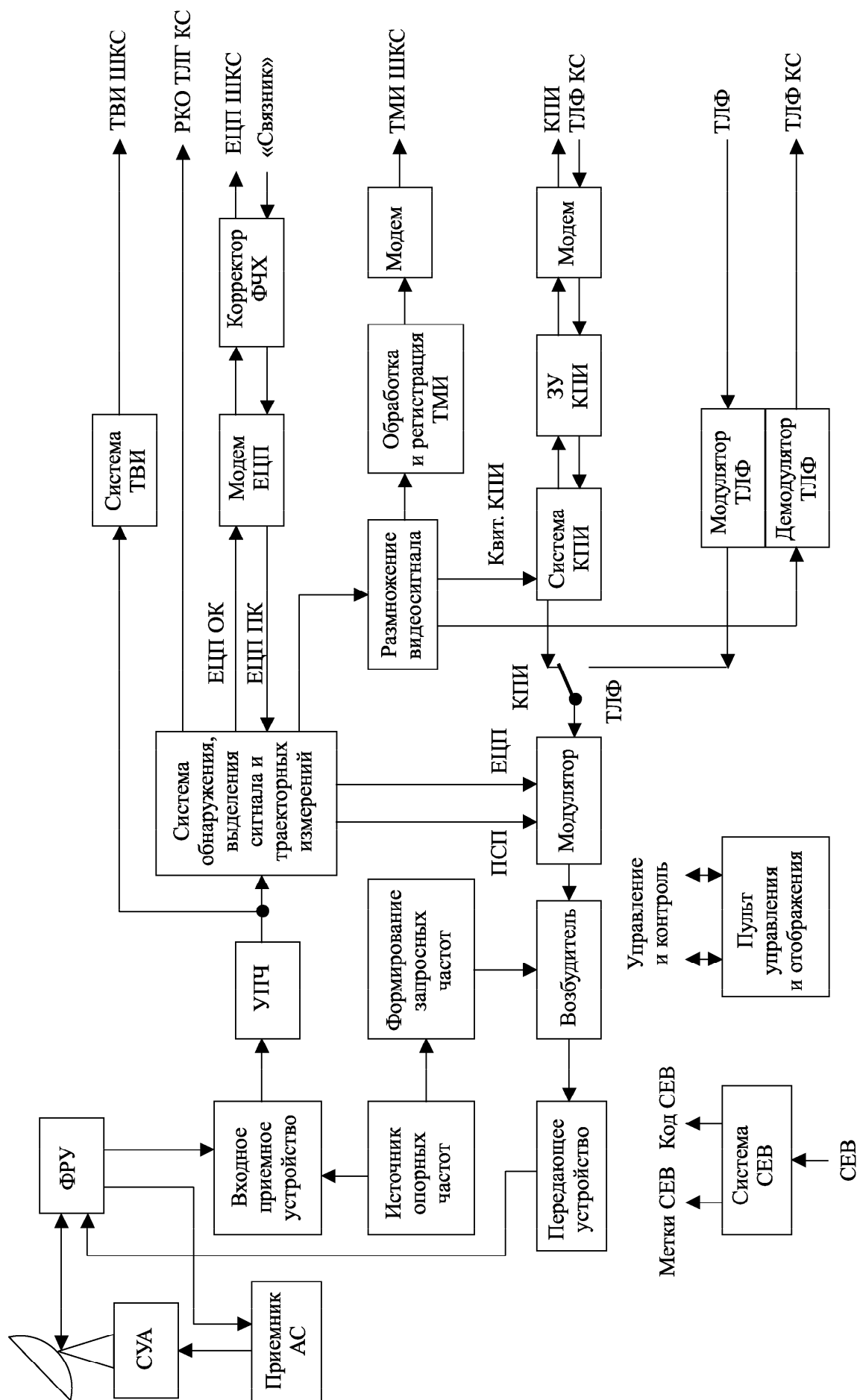


Рис. 2.4. Структурная схема КИС «Квант-П»



Рис. 2.5. Антенна ПЗ0 с техническим зданием КИС «Квант-П»

Радиальная скорость измеряется по доплеровскому смещению запросной частоты и поднесущей частоты в обратном канале.

Командно-программная информация в запросном канале передается амплитудной модуляцией несущей частоты командными частотами в диапазоне 20–100 кГц, в обратном канале «квитанции» на полученные команды передаются на поднесущей частоте 256 кГц.

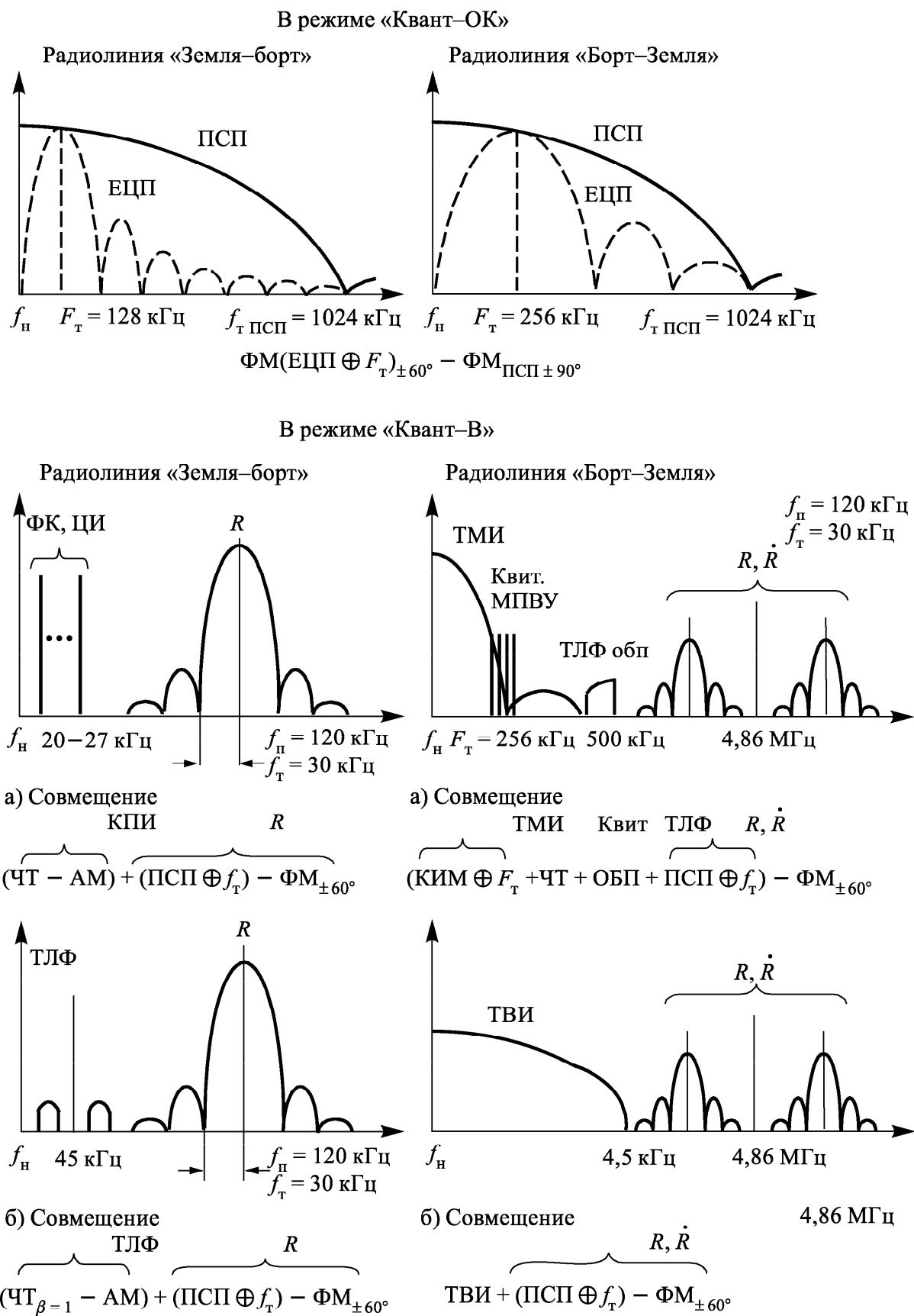


Рис. 2.6. Структура и спектры сигналов

Принятые на борту разовые команды ретранслируются на Землю в виде «квитанций». После сравнения на правильность принятых квитанций с выданными на борт отдельной командой передаётся разрешение на исполнение принятой ранее команды.

Программа выдачи команд на КА в сеансе управления разрабатывается в соответствующем секторе ЦУП-М и по каналам связи передаётся на КИС'ы, где записывается с привязкой ко времени в память командной системы. При совпадении реального и записанного в памяти времени команды выдаются на борт КА.

На КИС «Квант-П» в Байконуре возлагается дополнительная функция — выдача команды аварийного спасения на участке вывода КА на орбиту. На рис. 2.7 представлен общий вид ОКИК в Байконуре. На ОКИК расположены радиотехнические комплексы «Сатурн-МС» (ЛЗ), «Квант-П», телеметрические станции и станция спутниковой связи.

При работе с МКК «Буран», оснащённым бортовым радиокомплексом «Квант-ОК», в КИС «Квант-П» использовался режим временного уплотнения информации в единый цифровой поток (ЕЦП). Спектры сигналов в радиоканалах для этого режима представлены на рис. 2.6.

При этом увеличивался коэффициент использования мощности бортового передатчика, минимизировался уровень межканальных помех и уменьшалось влияние аппаратных допусков на коэффициент использования мощности бортового передатчика.

В отличие от режима с частотным уплотнением информации в радиоканалах в режиме временного уплотнения уплотнение и разуплотнение информации производится не в КИС, а специальной аппаратурой, размещаемой в ЦУП'е, с выхода которой групповой сигнал в виде ЕЦП по широкополосным каналам связи передаётся на ту КИС, которая в данный момент осуществляет связь с КА, модулирует несущую частоту передатчика и выдаётся на борт КА.

Соответственно принятый с КА ЕЦП передаётся без обработки в ЦУП, где производится его разуплотнение и выделенная информация каждого вида направляется потребителям.

Комплекс аппаратуры уплотнения и разуплотнения называется «Квант-Ц».

Цифровая информация, поступающая в виде ЕЦП на КИС из ЦУП, после перемножения по модулю 2 с поднесущей $f_{пз}$, модулирует по фазе несущую частоту передатчика. Одновременно несущая частота модулируется псевдошумовым сигналом — РН с длиной $L = 1024$ бит и тактовой частотой 1024 кГц.

Излучаемый сигнал имеет вид:

$$[\text{ЦИ} \oplus f_{\text{пз}}(\pm 60^\circ)] \cdot f_{\text{н}} \cdot \text{PN}(\pm 90^\circ),$$

где ЦИ — цифровая информация ЕЦП, передаваемая со скоростями $16 \cdot 10^3 \div 128 \cdot 10^3$ дв. ед./с, суммированная по модулю 2 с поднесущей частотой $f_{\text{пз}} = 128$ кГц.

За счёт модуляции несущей частоты псевдошумовой последовательностью уровень несущей частоты оказывается подавленным на величину более 30 дБ. При «свёртке» PN сигнала на борту КА происходит подавление («размолачивание») помех на 30 дБ, что с одновременным использованием исправляющих кодов позволяет реализовать необходимую помехозащищённость радиоканала.

В приёмном радиоканале также используется фазовая модуляция несущей цифровой информацией и PN.

Принимаемый сигнал имеет вид:

$$[\text{ЦИ} \oplus f_{\text{пб}}(\pm 60^\circ)] \cdot f_{\text{н}} \cdot \text{PN}(\pm 90^\circ),$$

где ЦИ — цифровая информация ЕЦП, передаваемая со скоростями $16 \cdot 10^3 \div 256 \cdot 10^3$ дв. ед./с, суммируемая по модулю 2 с поднесущей частотой $f_{\text{пб}} = 256$ кГц.

Характеристики PN-последовательности те же, что и в запросном канале.

Измерение дальности производится по запаздыванию двоичного периодического сигнала PN-последовательности на трассе Земля — борт — Земля. Неоднозначность измерения дальности раскрывается по свёрнутому PN-сигналу.

Радиальная скорость определяется по доплеровскому смещению частоты несущей, восстанавливаемой после «свёртки» PN-модуляции.

Командная информация, передаваемая в составе ЕЦП, кодируется кодом Голея, который позволяет исправить три ошибки в каждом кодовом слове из 24 бит или обнаруживать ошибки, если их 4 и более.

Дополнительно командная и программная информации совместно кодируются свёрточным кодом, что значительно повышает помехоустойчивость радиоканала при передаче этой информации.

При работе с КА через спутники-ретрансляторы ЕЦП обратного канала кодируется свёрточным кодом. Кроме того, используется устройство перемежения (на передающем конце) и деперемежения (на приёмном конце), которые позволяют нейтрализовать действие групповых помех («пачек»).

При передаче ЕЦП по каналам связи между ЦУП и ОКИК предусмотрено использование исправляющих и помехоустойчивых кодов.

Высокая надёжность работы КИС «Квант-П» обеспечивается резервированием аппаратуры, автоматизацией управления при подготовке и проведении сеансов связи, позволяющей исключить ошибки операторов, глубоким тестированием комплекса, обеспечивающим своевременное выявление и устранение возникающих неисправностей, автоматизацией обмена информацией с ЦУП.

2.2.4. Комплекс «Квант-Ц». При работе КИС «Квант-П» и «Квант-Р» в режиме временного уплотнения информации формирование ЕЦП осуществляется комплексом «Квант-Ц», размещённом в ЦУП-М.

Структурная схема комплекса «Квант-Ц» приведена на рис. 2.8.

В структуре ЕЦП в запросном канале передаётся командно-программная, цифровая, телефонная информация, а также метки сверки времени.

В обратном канале, кроме указанной информации, передаётся телеметрическая информация.

ЕЦП формируется из частичных информационных потоков (ЧИП), сформированных системами-абонентами. Информация в ЕЦП имеет кадровую структуру, которая синхронизируется кадровой синхропосылкой (КСП), причём информация абонента жёстко привязана к структуре кадра.

Системы-абоненты получают соответствующую информацию после «распаковки» ответного ЕЦП, сопровождающуюся сигналами синхронизации.

В комплексе «Квант-Ц» осуществляется контроль качества передачи информации по каналам связи путём подсчёта сбоев посылок в КСП.

При подготовке к ЛКИ МКС, в связи с переходом на новую структуру ЕЦП «Регул» (взамен структуры ЕЦП «Буря»), КИС «Квант-П» на всех ОКИК были доработаны, а комплекс «Квант-Ц» был заменён на вновь разработанный комплекс «Уран-Ц». После доработки диапазон изменения скорости запросного ЕЦП составил $1 \div 128$ Кбит/с, ответного ЕЦП — $2 \div 256$ Кбит/с.

Управление аппаратурой комплекса «Уран-Ц» полностью автоматизировано.

2.2.5. Наземная ретрансляционная станция «Квант-Р». К спутниковой системе контроля и управления ПКА при её раз-

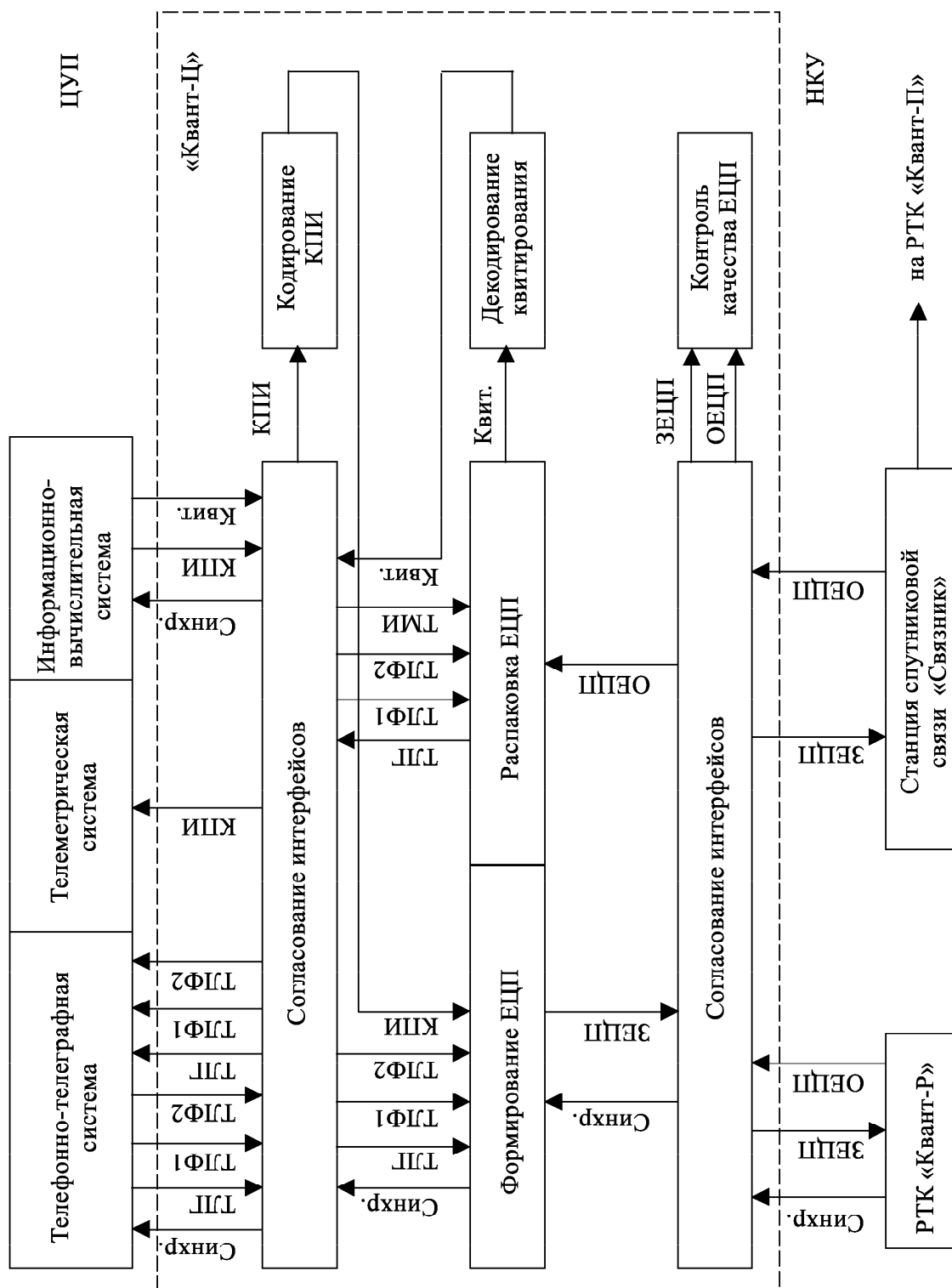


Рис. 2.8. Структурная схема КИС «Квант-Ц»

работке предъявлялись следующие основные технические требования: время радиоконтакта с ПКА должно быть не менее 85–90 % суточного времени, работа с частотным и временным уплотнением информации, обмен с ПКА всеми необходимыми видами информации, независимая и одновременная работа с двумя КА-абонентами.

Структурная схема ССКУ представлена на рис. 2.9.

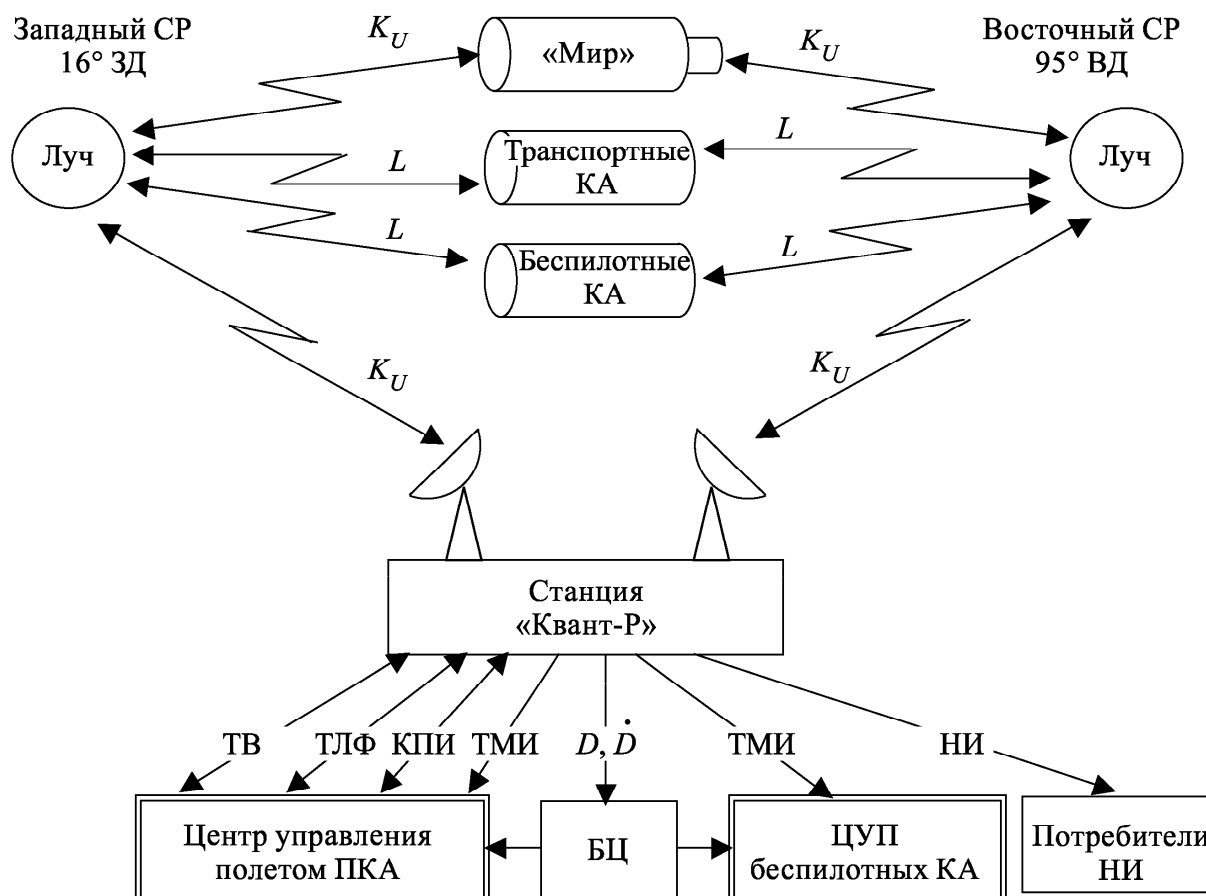


Рис. 2.9. Спутниковая ретрансляционная система контроля и управления

Спутники-ретрансляторы находятся на геостационарных орбитах с точками стояния 16° з.д. и 95° в.д.

ССКУ обеспечивает работу не только с ПКА, но и с АКА (разгонными блоками ракет — носителей).

Управление СР производилось из ЦУП СР с использованием НКУ СР. Таким образом, при использовании ССКУ ЦУП пилотируемых КА должен был взаимодействовать с ЦУП СР, который распределял время работы СР между ЦУП-М и ЦУП АКА.

Каждый СР имел две программно-управляемые антенны, каждая из которых отслеживала движение одного КА-абонента по орбите, поэтому при работе с ПКА ЦУП-М передавал в ЦУП СР данные по наведению антенны СР, которые через НКУ СР «закладывались» на борт СР.

С НРС СР работал через антенну магистрального канала.

Магистральные каналы СР — НРС «Квант-Р» работают в диапазоне Ки:

- запросный канал 14,6 ГГц,
- ответный канал 10,8 ГГц.

Абонентские каналы СР — КА используют диапазоны:

- СР — КА — 0,77 ГГц,
13,50 ГГц;
- КА — СР — 0,92 ГГц,
15,10 ГГц.

Структурная схема НРС «Квант-Р» представлена на рис. 2.10.

Комплекс состоит из двух идентичных высокочастотных модулей (ВЧМ), одного низкочастотного модуля (НЧМ), аппаратуры коммутации (АК), а также контрольного комплекса (КК) и системы управления комплексом.

Каждый ВЧМ имеет два радиоканала:

- когерентный канал — для работы с КА абонентом в диапазоне 0,77/0,92 ГГц, с фазовой модуляцией несущей частоты, для обмена сравнительного узкополосной информацией;
- некогерентный канал — для работы в диапазоне 13,6/15,1 ГГц с частотной модуляцией несущей частоты, для обмена широкополосной информацией.

Работа ретрансляционной станции «Квант-Р» с орбитальной станцией «Мир» осуществлялась по некогерентному каналу, с космическим самолётом «Буран» — по когерентному каналу.

Структура сигналов ССКУ представлена на рис. 2.11.

В состав ВЧМ входят:

- неполноповоротная приёмно-передающая антенна с диаметром зеркала 16 м. Наведение антенны на СР производится автоматически по максимуму приёма специально излучаемого с СР на частоте 10,745 ГГц пилот — сигнала. Антенна следит за «своим» СР;
- передающее устройство, включающие два передатчика, когерентного и некогерентного каналов, с мощностью 150 Вт, работающих на близких частотах;
- приёмные устройства когерентного и некогерентного каналов, включающие гетеродины и синтезаторы частоты;
- широкополосные ретрансляторы частоты, обеспечивающие комплексные проверки аппаратуры НРС и юстировки её в режиме траекторных измерений.

В состав НЧ модуля входят системы поиска и демодуляции сигналов ФМ и ЧМ каналов, аппаратура обмена телефонной

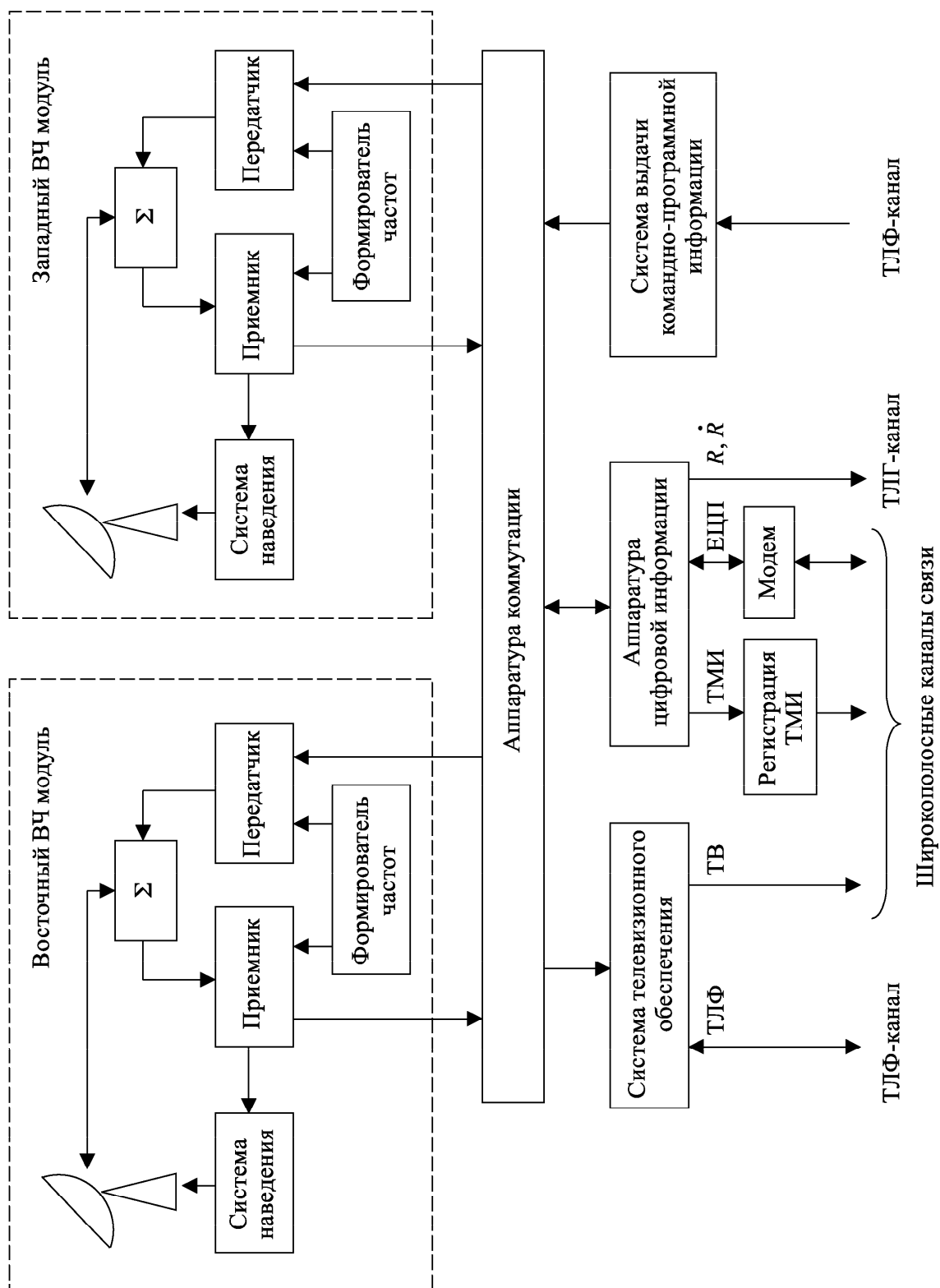
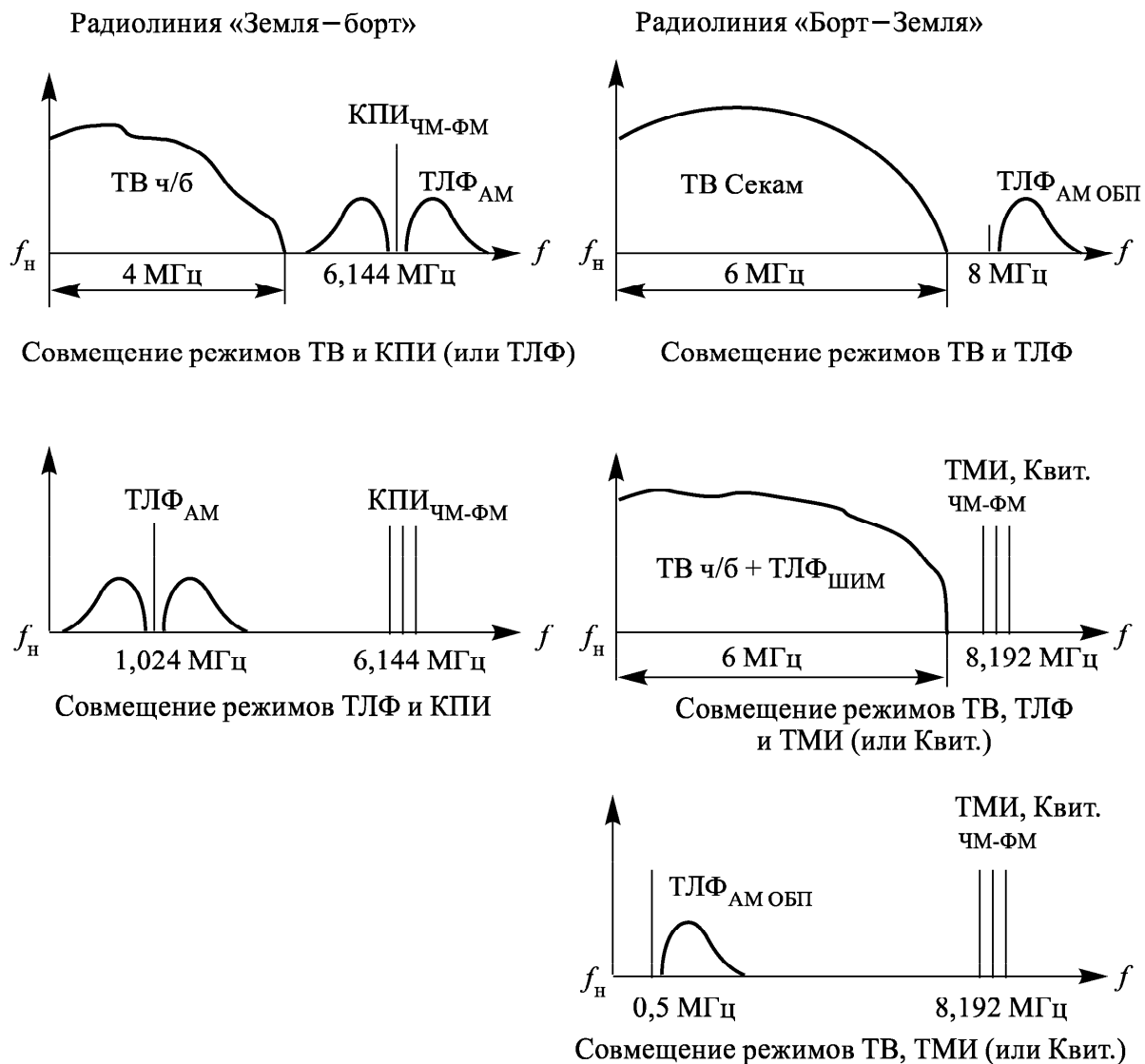


Рис. 2.10. Структурная схема НРС «Квант-Р»

При работе с космической станцией «Мир»



При работе с КК «Буран»

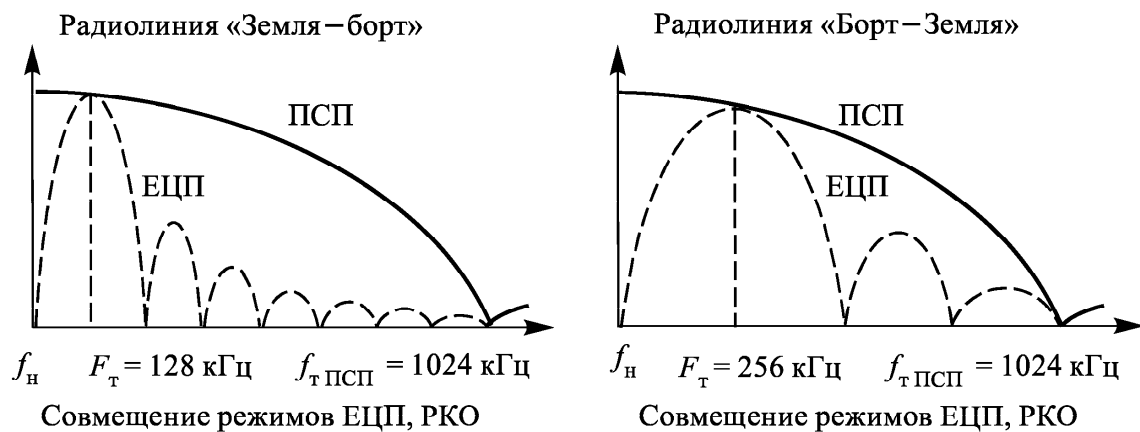


Рис. 2.11. Спектры сигналов НРС «Квант-Р»

и телевизионной информацией, выдачи команд и траекторных измерений, а также аппаратура обмена информацией с ЦУП-М и комплексом «Квант-Ц» по каналам связи.

С помощью аппаратуры коммутации производится подключение ФМ и ЧМ каналов каждого ВЧМ к аппаратуре НЧМ при переходе КА-абонента из зоны действия одного СР в зону действия другого.

При этом перезахват сигналов на СР и НРС происходит автоматически, технологическое время перехода не превышает 4÷5 мин.

Аппаратура КК играет роль бортового радиокомплекса КА-абонента при проверке работоспособности НРС «Квант-Р» совместно с СР.

При передаче ответного ЕЦП с ПКА через СР осуществляется кодирование всего потока ЕЦП свёрточным кодом, что обеспечивает выигрыш в отношении сигнал/шум 5,5 дБ.

Траекторные измерения комплексом «Квант-Р» производятся только по когерентному каналу в режиме временного уплотнения информации.

Дальность измеряется тем же способом, что и в КИС «Квант-П», однако, дальность до КА определяется суммарной дальностью Земля — СР и СР — КА. При этом точность определения дальности до КА будет зависеть от точности знания местоположения СР, определяемого по измерениям КИС «Тамань-База» из состава НКУ СР.

Измерение радиальной скорости КА-абонента производится запросным методом на несущей частоте. При этом на борту КА-абонента используется когерентное преобразование принятого сигнала в ответный.

На борту СР обеспечить когерентную ретрансляцию сигнала не удалось. Поэтому пришлось использовать специальные меры для учёта ухода частоты бортового задающего генератора (ЗГ) СР при измерении радиальной скорости.

Для учёта ошибки, вносимой в измерения скорости уходом частоты ЗГ СР, с борта СР по магистральному каналу излучается пилот-сигнал, сформированный из частоты ЗГ. В комплексе «Квант-Р» проводится одновременное измерение частоты ответного сигнала КА-абонента и частоты пилот-сигнала СР.

Такая система позволяет проводить измерения некоторой комбинации радиальных скоростей движения КА-абонента относительно СР и СР относительно НРС «Квант-Р». Одновременно КИС «Тамань-База» по своим радиоканалам производит измерения радиальной скорости СР.

Совместная обработка этих измерений в БЦ позволяет определить радиальную скорость КА-абонента.

Отличительной особенностью системы управления НРС является необходимость проведения сеансов управления одновременно с двумя КА-абонентами различного назначения.

Каждый сеанс проводится в интересах той или иной группы управления, осуществляющей управление данными КА и размещённой в соответствующем ЦУП'е.

Для этого система управления НРС осуществляет оперативный обмен информацией, необходимой для организации сеансов управления, с ЦУП'ами КА-абонентов, и по полученным данным организует и проводит сеансы связи с КА-абонентами. Операции по подготовке и проведению сеансов связи автоматизированы.

2.2.6. Развитие бортового и наземного радиотехнических комплексов управления пилотируемыми КА. Первые пилотируемые КА «Восток» и «Восход» имели краткосрочные программы полёта и управление ими, в основном, осуществляла бортовая автономная система управления.

Радиотехнические средства, имевшие автономные радиоканалы, при полёте этих ПКА обеспечивали управление ракетой-носителем при выводе КА на орбиту, телеметрический и траекторный контроль в полёте, двустороннюю телефонную связь, передачу с борта телевизионной информации, а также выдачу ограниченного числа команд управления специализированными станциями. При создании пилотируемых орбитальных и лунных КА «Союз» и Л1, программа использования которых предусматривала длительное пребывание в космосе, вновь разработанные радиотехнические системы — бортовая ДРС (дальняя радиосвязь) и наземная командно — измерительная «Сатурн-МС (Л1)» впервые позволили обеспечить решение всех задач — приём телеметрической информации, контроль траектории полёта, командно-программное управление КА с Земли, а также обмен телефонной информацией и приём телевизионной информации в одном радиоканале.

При этом в составе НКУ наряду с КИС «Сатурн-МС (Л1)» для увеличения надёжности управления пилотируемыми КА использовались также специализированные системы телеметрического контроля, траекторных измерений, обмена телефонной информацией и приёма телевизионной информации.

Для обеспечения космических программ ЛЗ (высадка человека на Луну), Е8 (Луноход) и Е8/5 (доставка лунного грунта на Землю автоматическими КА), а также перспективных пилотиру-

емых программ «Салют–Союз», в конце 60-х — начало 70-х годов прошлого столетия был создан новый НКУ на базе более совершенного наземного радиотехнического комплекса «Сатурн-МС (ЛЗ)» (см. гл. 3).

Вместо бортового радиокомплекса ДРС на КА этих программ использовался модернизированный комплекс ДРС ЛЗ/Е8.

Для обеспечения космических программ «Мир» и «Буран» в период 1986–1988 гг. был создан специализированный НКУ для орбитальных пилотируемых КА на базе наземных комплексов «Квант» (П, Р, Ц), описанный в настоящей главе, заменивший НКУ на базе комплексов «Сатурн-МС (ЛЗ)».

Для управления долговременной орбитальной станцией «Мир» был разработан новый, более совершенный, бортовой радиотехнический комплекс «Квант-В», работающий в дециметровом диапазоне волн, а также бортовой радиокомплекс «Антарес», работающий в сантиметровом диапазоне через спутники-ретрансляторы «Луч» и наземную ретрансляционную станцию «Квант-Р».

Для оснащения космического самолёта «Буран» были разработаны бортовые радиосистемы 17Р32 и 17Р75, работающие, соответственно, в дециметровом и сантиметровом диапазонах.

Для управления российским сегментом МКС был разработан бортовой радиотехнический комплекс «Регул ОС», работающий также в дециметровом диапазоне.

В составе наземного комплекса управления РС МКС, транспортных и грузовых КА используются доработанные комплексы «Квант-П». Комплекс «Квант-Ц» заменён на комплекс «Уран-Ц».

НКУ ПКА позволил успешно реализовать космические программы «Мир» и «Буран», а в настоящее время обеспечивать управление российским сегментом международной космической станции.

На рис. 2.12 представлена отечественная космическая программа орбитальных пилотируемых полётов и программы исследования Луны пилотируемыми и автоматическими КА.

Эти программы объединяет использование единых бортовых и наземных радиотехнических систем управления.

Союз, Союз Т, Союз ТМ, Союз ТМА									
Космические программы	Л1 (Зонд)	Салют 1–7							
	ЛЗ (Н1)	Прогресс, Прогресс М, Прогресс М1							
	Е8, Е8/5	Мир							
	Встреча	Буран			МКС				
	ДРС								
Борт	ДРС ЛЗ/Е8	Антарес							
	Встреча	Квант-В							
	17Р32, 17Р75								
Земля	Сатурн-МС (Л1)								
	Сатурн-МС (ЛЗ)	Квант-Ц			Уран-Ц				
		Квант-Р							
		Квант-П							
	1960 г	1965 г	1970 г	1975 г	1980 г	1985 г	1990 г	1995 г	2000 г

Рис. 2.12. Программы пилотируемых полётов и исследования Луны

Глава 3

НАЗЕМНЫЕ КОМПЛЕКСЫ УПРАВЛЕНИЯ КА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУНЫ

3.1. Программа Е1

В 1957–1958 гг. были запущены первые искусственные спутники Земли, при этом ракета-носитель 8К71 обеспечила достижения спутниками первой космической скорости. Оказалось, что после необходимой доработки ракеты-носителя (установка дополнительной ступени), можно обеспечить достижение КА второй космической скорости, то есть появилась возможность полётов к Луне и планетам.

На основании этого была разработана программа исследования Луны автоматическими КА (программа Е).

В порядке выполнения первого этапа этой программы (программа Е1) в 1959 г. к Луне были запущены два КА:

- в январе — «Луна-1»;
- в сентябре — «Луна-2».

Вывод этих КА на траекторию полёта к Луне обеспечивался системой радиоуправления ракеты-носителя на активном участке.

Контроль полёта КА производился специально созданной станцией слежения, которая была размещена в Крыму, в Голубом заливе (вблизи пос. Симеиз).

Система радиоуправления состояла из двух пунктов управления — главного и зеркального, размещённых на линии, перпендикулярной к направлению стрельбы, на расстоянии 500 км один от другого (рис. 3.1).

Система радиоуправления работала в трёхсантиметровом диапазоне волн в импульсном режиме.

Дальность и скорость измерялись аппаратурой главного пункта. Измерение радиальной скорости производилось путём выделения доплеровского смещения частоты одной из гармоник спектра пакетов узких импульсов, посылаемых с главного пункта на борт и ретранслируемых обратно.

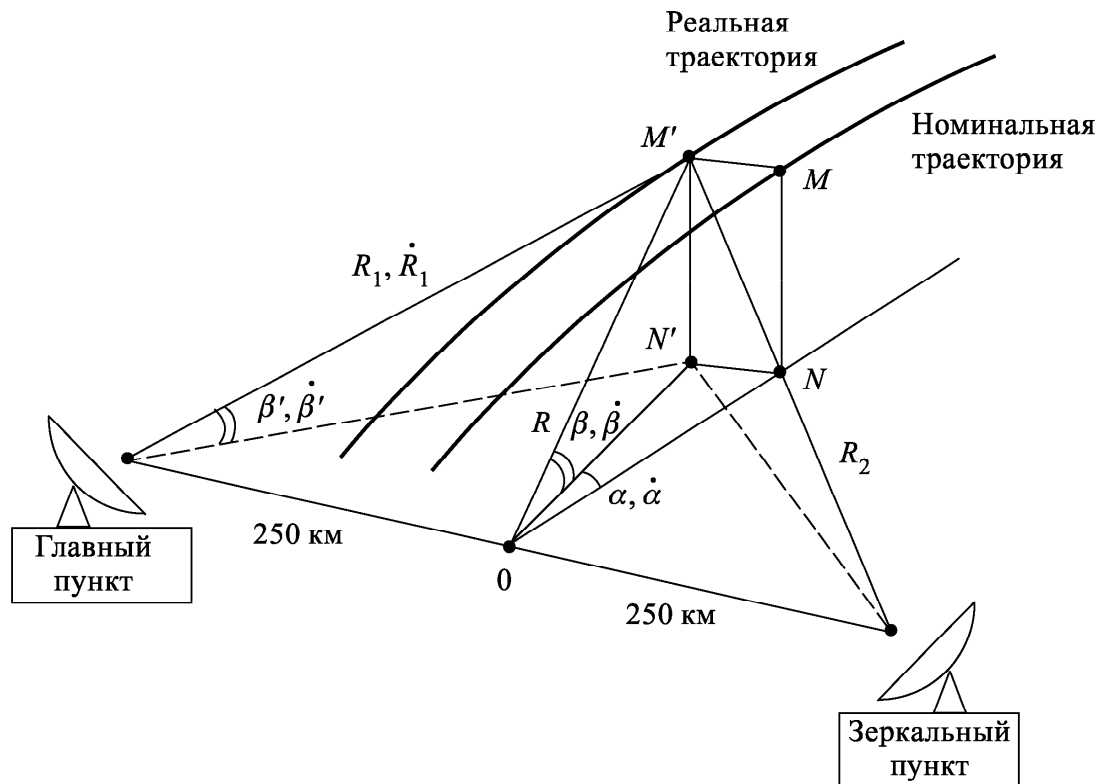


Рис. 3.1. Схема измерений системы радиуправления ракеты-носителя

Дальность измерялась по времени распространения специальных кодовых посылок дальности от Земли до ракеты-носителя и обратно. Измерение угла места и скорости изменения угла места производилось специальным пеленгатором, размещённым также на главном пункте.

Коррекция бокового отклонения ракеты-носителя осуществлялась путём измерения разности расстояния от ракеты-носителя до главного и зеркального пунктов и выработки по этим данным бортовой аппаратурой сигналов на автомат стабилизации автономной системы управления, который обеспечивал парирование бокового отклонения и боковой скорости ракеты-носителя относительно плоскости стрельбы. Данные по боковому отклонению передавались также на Главный пункт.

Попадание в цель (Луну) в плоскости стрельбы обеспечивалось своевременным выключением двигателя ракеты-носителя. Момент выключения двигателя вычислялся счётно-решающим устройством Главного пункта с использованием шести измеряемых параметров движения ракеты-носителя.

Выключение двигателя производилось в два этапа. На первом этапе по команде «предварительная» снижалась приблизительно на порядок тяга двигателя. Затем по команде «главная» двигатели выключались.

Так как выключение производилось на малой тяге, значительно уменьшалась неучитываемая часть «импульса» последствия (интегральная часть тяги двигателя при его выключении). Это приводило к повышению точности попадания в цель.

Контрольная станция, работавшая в диапазонах 102 МГц на передачу и 183,6 МГц на приём, обеспечивала контроль траектории полёта КА, измеряя в непрерывном режиме радиальную скорость и дальность, а также осуществляла приём телеметрической информации со скоростью 1 кбит/с.

Все приборы станции были выполнены на радиолампах. Антенны станции были выполнены в виде синфазных решёток с вибраторами размером 10×10 м. Эффективная площадь антенн была около 100 м^2 . Это была первая в мире станция слежения за дальним космосом.

КА «Луна-1» прошёл мимо Луны и стал первым искусственным спутником Солнца. Связь с ним поддерживалась до 430 тыс. км и прекратилась в связи с разрядом бортовых аккумуляторов.

КА «Луна-2» попал на Луну («жёсткая посадка») и доставил на её поверхность вымпел страны.

Контрольная станция определила фактическую траекторию полёта КА и место посадки на поверхности Луны, приняла ТМИ о работе бортовых систем, момент касания поверхности.

3.2. Программа Е2

По программе Е2 предполагалось создание КА, который должен был провести фотографирование обратной стороны Луны, облетая её по сложной траектории, совершив впервые в мире гравитационный манёвр.

В процессе перелёта КА к Луне его траектория должна была несколько раз корректироваться.

Для обеспечения этой работы необходимо было создать станцию слежения, которая бы производила траекторные измерения, принимала телеметрическую и фототелевизионную информацию и выдавала команды управления.

Такая станция была создана в Крыму на месте контрольной станции, использовавшейся по программе Е1. Структурная схема станции представлена на рис. 3.2.

Работала станция в метровом диапазоне (запрос 102 МГц, ответ 186 МГц) в непрерывном режиме.

Антенны станции были выполнены в виде синфазных решёток с крестообразными вибраторами.

Эффективная площадь антенн составляла $100\text{--}120 \text{ м}^2$.

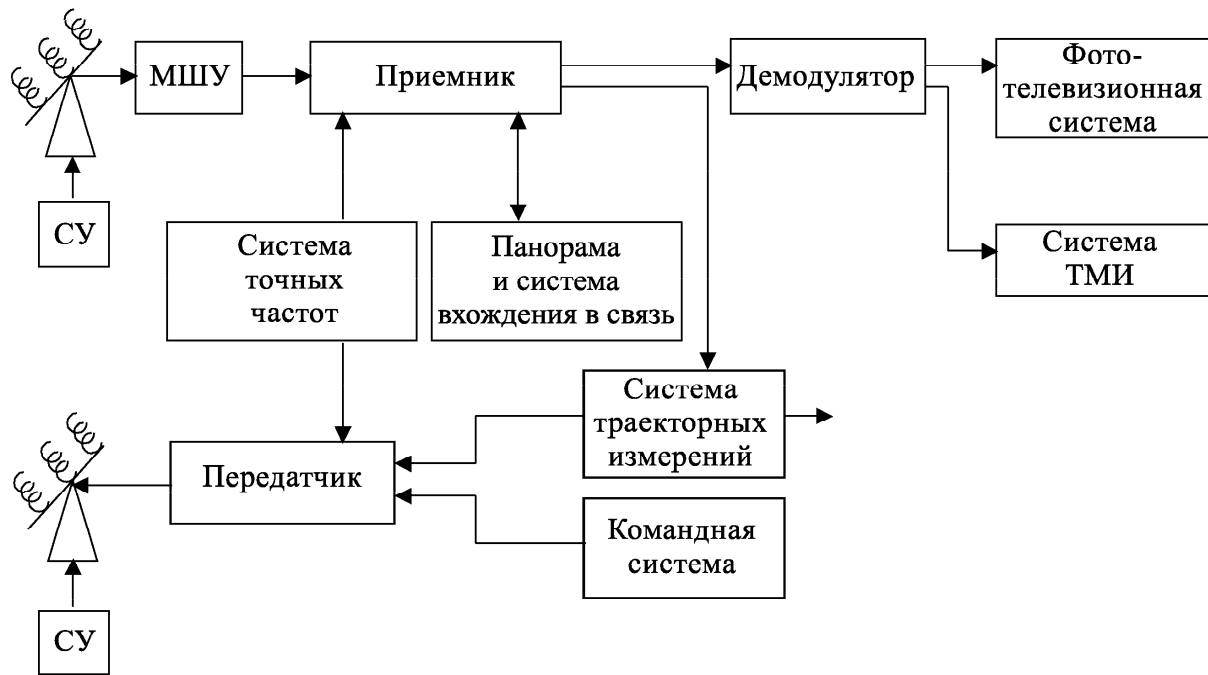


Рис. 3.2. Структурная схема станции слежения программы E2

Мощность передатчика составляла 10 кВт. Малошумящий входной параметрический усилитель имел температуру шума 150 К.

Радиальная скорость измерялась доплеровским методом, дальность измерялась методом «манёвра частоты». При этом методом запросом дальности служит плавный перевод запросной частоты с одного значения на другое.

После ретрансляции бортом этот сигнал принимался на Земле, производилось измерение полной фазы разностного «манёвра частоты» и по ней вычислялась дальность.

Это позволило использовать узкополосные приёмные устройства.

Команды передавались на борт фазовой модуляцией несущей частоты так называемым «аккордом» частот (одновременной передачей нескольких частот).

Сигнал фототелевизионного изображения передавался частотной модуляцией поднесущей частоты 25 КГц. Аппаратура станции была выполнена на радиолампах. Аналогичная станция слежения была введена на Камчатке, вблизи посёлка Елизово.

Запуск КА «Луна-3» состоялся в октябре 1959 г. Он осуществил первое фотографирование обратной стороны Луны. При этом было сфотографировано примерно 40 % площади обратной стороны Луны. Полностью обратная сторона Луны была сфотографирована в 1965 г. при запуске КА «Зонд-3» с помощью аппаратуры, разработанной ФГУП «РНИИ КП». Бортовой ра-

диокомплекс Е2 впервые был выполнен на полупроводниковых приборах.

3.3. Программа Е6

По этой программе КА должен был совершить мягкую посадку на поверхность Луны и произвести фотографирование места посадки. Разработка КА и наземного обеспечения программы Е6 было начато в 1960 г.

Для управления КА программы Е6 вблизи г. Симферополь была создана новая станция слежения. Аппаратура станции была аналогична аппаратуре станции, работавшей по программе Е2, но в её составе использовалась высокоэффективная параболическая приёмная антенна с диаметром зеркала 25 м.

В составе станции имелась аппаратура для приёма и регистрации фотоизображения, передаваемого с посадочной станции. Сигнал изображения передавался частотной модуляцией поднесущей частоты 25 кГц.

Запуски КА по программе Е6 начались в 1963 г. (Луна-4–8), однако по разным причинам не удалось осуществить мягкую посадку на поверхность Луны этих аппаратов. Только в феврале 1966 г. автоматическая лунная станция «Луна-9» совершила мягкую посадку на поверхность Луны и передала на Землю панорамное изображение поверхности с высокой чёткостью (см. рис. 3.3).

Второй раз, в декабре 1966 г., мягкая посадка была осуществлена автоматической лунной станцией «Луна-13». Она проработала на Луне 7 суток и передала на Землю несколько высококачественных панорам поверхности и другую научную информацию.

В 1966 г. станции «Луна-10,11,12» были выведены на орбиты искусственных спутников Луны (ИСЛ). С их помощью были исследованы поверхность Луны, гравитационное поле и др. Фотографирование поверхности Луны производилось станцией «Луна-12».

3.4. Пилотируемая лунная программа

Программа Л1.

Одновременно с программой Е6 были начаты работы по программе пилотируемых полётов к Луне:

- облёт Луны пилотируемым КА — программа Л1;
- высадка человека на поверхность Луны — программа Л3.



Рис. 3.3. Первая панорама поверхности Луны

По программе Л1 было запущено в беспилотном режиме шесть космических аппаратов типа «Зонд». Основной задачей этих запусков была отработка КА и мягкой посадки этих КА, возвращающихся к Земле со второй космической скоростью. При этих запусках, в период 1964–1970 гг., было проведено повторное фотографирование обратной стороны Луны и получены высококачественные фотографии. Для передачи фототелевизионного изображения при пусках КА «Зонд» были созданы две сантиметровые радиолинии — непрерывная, с частотной модуляцией, и импульсная, по которой были переданы фотоизображения обратной стороны Луны.

На основе этих снимков Академией Наук СССР был разработан Атлас обратной стороны Луны. Вновь открытым образованиям на поверхности Луны были присвоены наименования. После этого появилась возможность создать полный глобус Луны. КА «Зонд-6, 7, 8» совершили облёт Луны и провели её фотографирование. Экспонированные фотоплёнки были доставлены на Землю, что позволило получить высококачественные снимки поверхности Луны.

Для управления пилотируемым КА при облёте Луны был создан наземный радиотехнический комплекс управления «Сатурн-МС (Л1)» и бортовой радиокомплекс ДРС (дальняя радиосвязь).

Следует отметить, что бортовой радиокomплекс ДРС разрабатывался таким образом, чтобы использоваться не только на лунных пилотируемых КА, но и на пилотируемых орбитальных КА.

Это же относится и к наземному комплексу «Сатурн-МС (Л1)», который с момента создания использовался для управления как лунными КА «Зонд», так и орбитальными пилотируемыми КА «Союз» и «Салют».

КИС «Сатурн-МС (Л1)» обеспечивала следующие режимы работы:

- приём телеметрической информации,
- траекторные измерения,
- выдачу команд управления,
- обмен телефонной информацией,
- приём телевизионной информации.

С целью обеспечения необходимого энергетического потенциала радиоканалов и повышения точности траекторных измерений для работы комплекса был выбран дециметровый диапазон:

- радиолиния Земля — борт — 770 МГц;
- радиолиния борт — Земля — 920 МГц.

Структурная схема КИС «Сатурн-МС (Л1)» представлена на рис. 3.4.

В комплексе использовались параболические антенны РС-10-2М с диаметром зеркала 16 м (см. рис. 3.5), за исключением КИС в Евпатории, в которой использовались антенны КТНА-200.

Мощность передатчика — составляла 20 кВт. В качестве малошумящих усилителей были применены охлаждаемые параметрические усилители с шумовой температурой менее 30 К.

Для совмещения различных видов информации в радиоканалах использовалось частотное уплотнение.

Выбор номиналов поднесущих частот информационных каналов был произведён таким образом, чтобы свести к минимуму возникновение межканальных переходных помех, вызываемых нелинейностями характеристик модулятора — демодулятора в радиоканалах.

Парциальные индексы модуляции информационных поднесущих частот были выбраны таким образом, чтобы эффективно использовать бортовые и наземные передатчики, при минимуме перекрёстных помех.

Для обеспечения устойчивой работы наземной системы ФАП в радиоканале борт — Земля при передаче информации гарантированный остаток несущей частоты должен быть не менее 5 % от общей мощности.

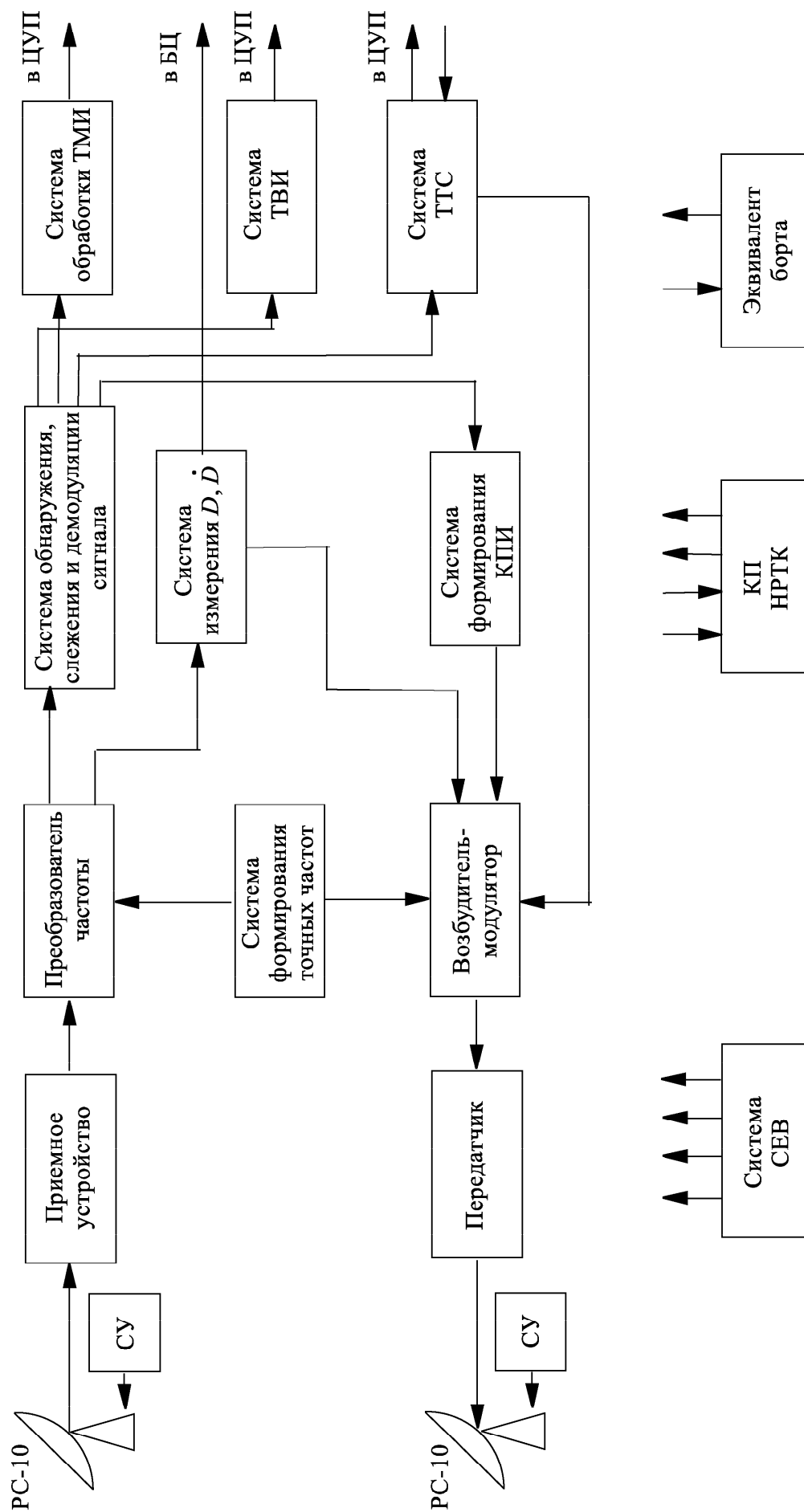


Рис. 3.4. Структурная схема КИС «Сатурн-МС (Л1)»

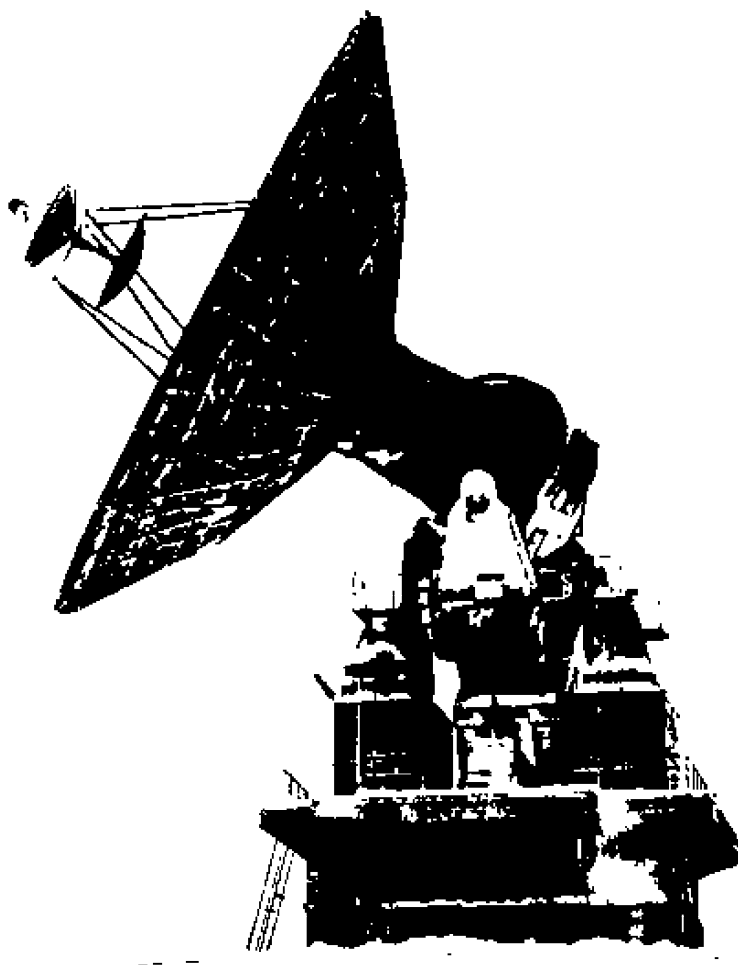


Рис. 3.5. Антенна РС-10-2М

На рис. 3.6 представлены спектры сигналов в радиолиниях КА с «Сатурн-МС (Л1)».

Измерение дальности производилось фазовым методом путём измерения задержки сигнала запроса дальности при его прохождении по трассе Земля — борт и борт — Земля.

Сигнал запроса дальности формировался путём перемножения меандра с частотой повторения 75 кГц с сигналом РN-последовательности с символьной частотой 30 кГц и длиной $L = 1024$ символа.

Полученный групповой сигнал манипулировал по фазе несущую частоту запросного сигнала с индексом $\pm 60^\circ$.

При этом точное измерение дальности производилось на частоте 75 кГц, а разрешение неоднозначности велось по корреляционному пику РN-последовательности.

В обратном канале ответный сигнал дальности передавался путём фазовой модуляции с индексом $\pm 60^\circ$ поднесущей частоты $f_{\text{пб}} = 4,86$ МГц, которая использовалась для доплеровских измерений радиальной скорости.

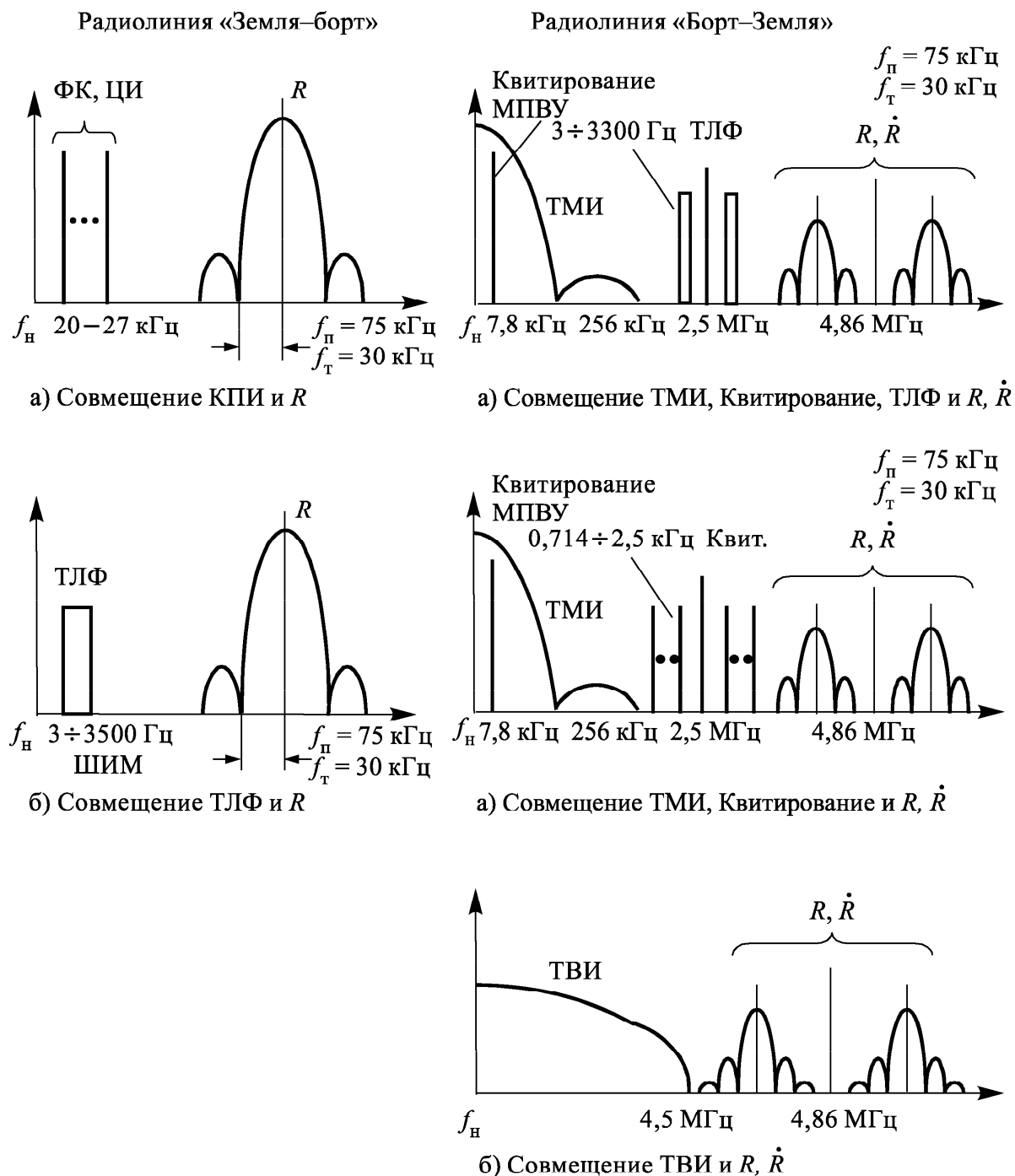


Рис. 3.6. Спектры сигналов КИС «Сатурн-МС (Л1)»

Чтобы обеспечить бесподстроечное вхождение в связь бортового приёмника в КИС «Сатурн-МС (Л1)» использовался режим «когерентная Земля». В этом режиме частота сигнала, излучаемая наземной станцией, подстраивается под частоту принимаемого с борта сигнала.

Измерение доплеровского смещения частоты производится в этом случае следующим образом.

Исходная несущая частота борта f_0 формируется из частоты задающего генератора (рис. 3.7). Сигнал с этой частотой при-

нимается наземной станцией и ретранслируется на борт КА.

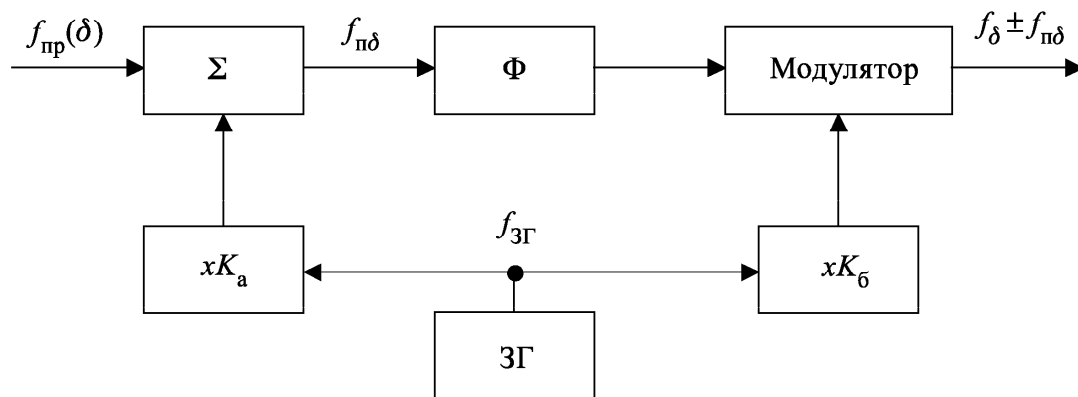


Рис. 3.7. Функциональная схема бортового приёмопередчика

На борту частота принятого сигнала (с доплеровским смещением) гетеродинируется до промежуточной частоты $f_{пб}$, которая содержит в себе информацию о радиальной скорости КА.

Частота $f_{пб}$ передаётся на Землю путём модуляции ею несущей частоты борта. На борту гетеродинная частота формируется из той же частоты задающего генератора, что и несущая частота передатчика.

Принятая на Земле частота $f_{пб}$ несёт информацию о доплеровском смещении частоты запросного и ответного каналов.

Определение радиальной скорости производится в аппаратуре траекторных измерений.

Следует отметить, что при измерении радиальной скорости КА, совершающего перелёт к Луне, необходимо учитывать влияние гравитационных потенциалов Земли и Луны на движении КА, что усложняет формулу определения доплеровского сдвига частоты КА относительно станции слежения.

В канале приёма ТМИ система ФАП и фазовый демодулятор работали с аналоговым сигналом.

Поиск и захват сигнала производились оператором вручную по специальному индикатору.

ТМИ передавалась пословно методом «аккорда», когда каждое слово передавалось набором из нескольких частот.

Скорость принимаемой ТМИ могла изменяться от 50 до 25 600 измерений (слов) в секунду.

После демодуляции «аккорда» производилась регистрация ТМИ на магнитофонах и на бумажной ленте.

Впоследствии метод передачи ТМИ «аккордом» был заменён на фазовую модуляцию несущей частоты сигналом ТМИ, перемноженным по модулю 2 на тактовую частоту этого сигнала.

Дешифровка ТМИ производилась вручную.

Передача ТЛФ — информации в запросном канале производилась широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) несущей частоты. В обратном канале передача ТЛФ — информации производилось частотной модуляцией поднесущей частоты 2,5 МГц.

Командно-программная информация в запросном канале передавалась амплитудной модуляцией несущей частоты набором частот в диапазоне 20–25 кГц.

В обратном канале «квитанции» на принятые команды передавались фазовой модуляцией поднесущей частоты 2,5 МГц частотами в диапазоне 714–2500 Гц. Специальный маркер сверки времени (МПВУ) передавался частотой 7,8 кГц.

Принятые на борту разовые команды ретранслировались на Землю в виде «квитанций» и после сравнения на правильность на борт отдельной командой передавалось разрешение на исполнение принятой команды. Аналогично передавались и числовые команды.

Сигнал ТВИ передавался фазовой модуляцией несущей частоты сигнала, причём спектр его был ограничен 4,5 МГц.

Разработанная в ЦУП'е программа выдачи команд передавалась оператору, который во время сеанса связи выдавал вручную в заданное время запланированные команды, нажимая соответствующие кнопки командного пульта.

Вся аппаратура КИС «Сатурн-МС (Л1)», выполненная на транзисторах, была достаточно громоздка и для своего обслуживания требовала значительного числа операторов.

Наземный комплекс управления КА программы Л1 включал в себя Центр управления полётом, располагавшийся в г. Евпатории, и пять КИС «Сатурн-МС (Л1)», установленные на ОКИК'ах в Евпатории, Щёлково, Сары-Шагане, Уссурийске и Петропавловске-Камчатском.

На борту КА «Зонд» также были установлены экспериментальные комплексы для передачи фототелевизионной информации, работавшие в сантиметровом диапазоне. Приём этой информации производился на 32-метровую антенну на ОКИК в Симферополе.

В конце выполнения программы Л1 были введены в строй и вошли в состав НКУ корабельные комплексы, созданные для выполнения программы Л3.

После прекращения работ по программе Л1 с 1970 г. КИС «Сатурн-МС (Л1)» начали использоваться только для управления орбитальными пилотируемыми КА «Союз» и долговременными орбитальными станциями «Салют», оснащёнными бортовым радиокомплексом ДРС.

Программа ЛЗ.

В отличие от американской программы исследования Луны, по которой пилотируемый облёт Луны и высадка человека на Луну производились одними и теми же средствами, в советской программе облёт Луны и посадка на Луну планировалось производить различными средствами — различными были космические аппараты, ракеты-носители и, соответственно, должны были быть различными радиотехнические средства управления КА, что должно было ускорить выполнение программы Л1.

Лунная экспедиция по программе ЛЗ выглядела следующим образом.

Перелёт Земля — Луна лунный орбитальный модуль (ЛОК) и лунный модуль (ЛК), который должен был совершить мягкую посадку на поверхность Луны, совершали в состыкованном виде.

На этом этапе связь с экипажем и управление КА должны были производиться через радиоаппаратуру ЛОК'а.

После выхода на орбиту Луны, ЛОК и ЛК расстыковывались, ЛОК оставался на орбите Луны, а ЛК совершал посадку на Луну.

На этом этапе необходимо было обеспечивать одновременную связь с ЛОК и ЛК, обеспечивая обмен всеми видами информации.

С момента посадки на Луну, во время пребывания космонавта на Луне и до старта с Луны управление необходимо было вести тремя КА — ЛОК, ЛК и Луноходом, который в точку посадки ЛК должен был быть доставлен заранее и, с его помощью, предусматривалась транспортировка космонавта по поверхности Луны.

Разработанная по программе Л1 КИС «Сатурн-МС (Л1)» не могла обеспечить выполнение второго этапа лунной программы по ряду причин, основными из которых являлись:

- недостаточный энергетический потенциал радиолинии;
- недостаточная пропускная способность (одноканальность);
- недостаточная информативность траекторных измерений;
- отсутствие автоматизации работы комплекса.

Поэтому необходимо было создать новую КИС, не имеющую указанных недостатков, и на её основе создать НКУ программы ЛЗ, способный обеспечить управление КА лунной экспедиции на всех этапах полёта и пребывания на Луне, а также соответствующий бортовой радиокомплекс.

Новая КИС получила наименование «Сатурн-МС (ЛЗ)», а бортовой радиокомплекс — ДРС — ЛЗ.

При создании комплекса «Сатурн-МС (ЛЗ)» были использованы ряд технических решений апробированных в КИС «Сатурн-МС (Л1)», таких как выбранный рабочий диапазон, использование частотного способа уплотнения информации в радиоканалах и др..

Однако эти решения были оптимизированы применительно к требованиям программы ЛЗ.

На рис. 3.8 представлена структурная схема КИС «Сатурн-МС (ЛЗ)».

Одновременное и независимое управление КА ЛОК и ЛК, находящимися в одной диаграмме направленности наземных антенн, производилось двумя рабочими стволами комплекса, каждый из которых включал в себя каналы «Земля — борт» и «борт — Земля».

Один ствол имел эти каналы когерентными и использовался для траекторных измерений, а второй ствол имел некогерентные каналы.

По обоим стволам передавалась командно-программная, телеметрическая и телефонная информация.

По радиоканалам когерентного ствола, кроме того, передавалась траекторная и телевизионная информация.

Рабочие диапазоны частот для когерентного ствола

— Земля — борт — 0,77 ГГц,

— борт — Земля — 0,92 ГГц.

В некогерентном стволе в запросном канале использовался метровый диапазон — 106 МГц, а рабочая частота ответного радиоканала была сдвинута относительно частоты когерентного ствола на 6,5 МГц.

Для обеспечения необходимого энергетического потенциала были разработаны новые эффективные приёмные и передающие антенные системы дециметрового диапазона с диаметром зеркала 25 м (см. рис. 3.9).

Мощность дециметрового передатчика была доведена до 40 кВт.

Мощность метрового передатчика — 20 кВт.

В качестве передающей антенны метрового диапазона использовалось антенное полотно с синфазными облучателями и эффективной площадью 100 м² (см. рис. 3.10).

В качестве малошумящих входных усилителей использовались мазеры с шумовой температурой ≤ 10 К.

Использование этих мер позволило поднять энергетический потенциал радиолиний «борт — Земля» в 5 раз, «Земля — борт» — в 4 раза по сравнению с КИС «Сатурн-МС (Л1)».



Рис. 3.8. Структурная схема КИК «Сатурн-МС (ЛЗ)»

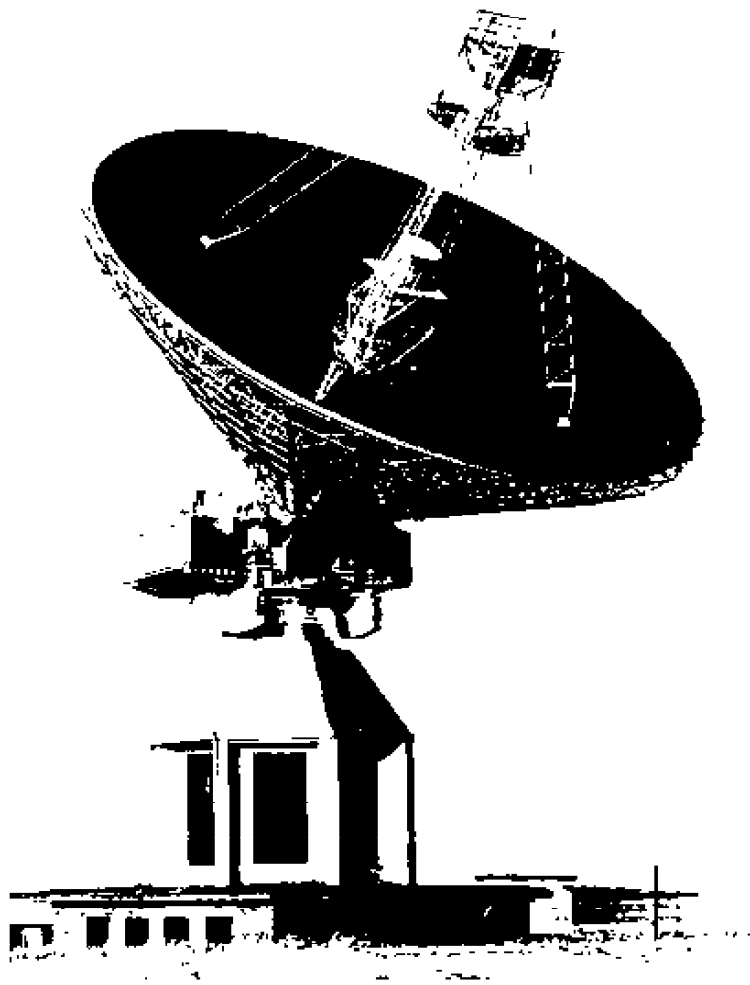


Рис. 3.9. Антенна П200П

При вхождении в связь с ПКА в начале сеанса связи пространственный поиск сигнала производился антенной с широкой диаграммой направленности (антенна — «гид» 21 А-01 с диаметром зеркала 2,5 м).

После захвата сигнала данные об угловом положении ПКА передавались в систему управления большой приёмной антенны КТНА-200 и производился захват сигнала этой антенной.

Дальнейшая работа в сеансе связи осуществлялась в режиме автосопровождения.

При частотном способе уплотнения информации выбор поднесущих частот передачи информации и индексов модуляции несущих частот этими поднесущими был оптимизирован таким образом, чтобы свести к минимуму возникновение межканальных переходных помех.

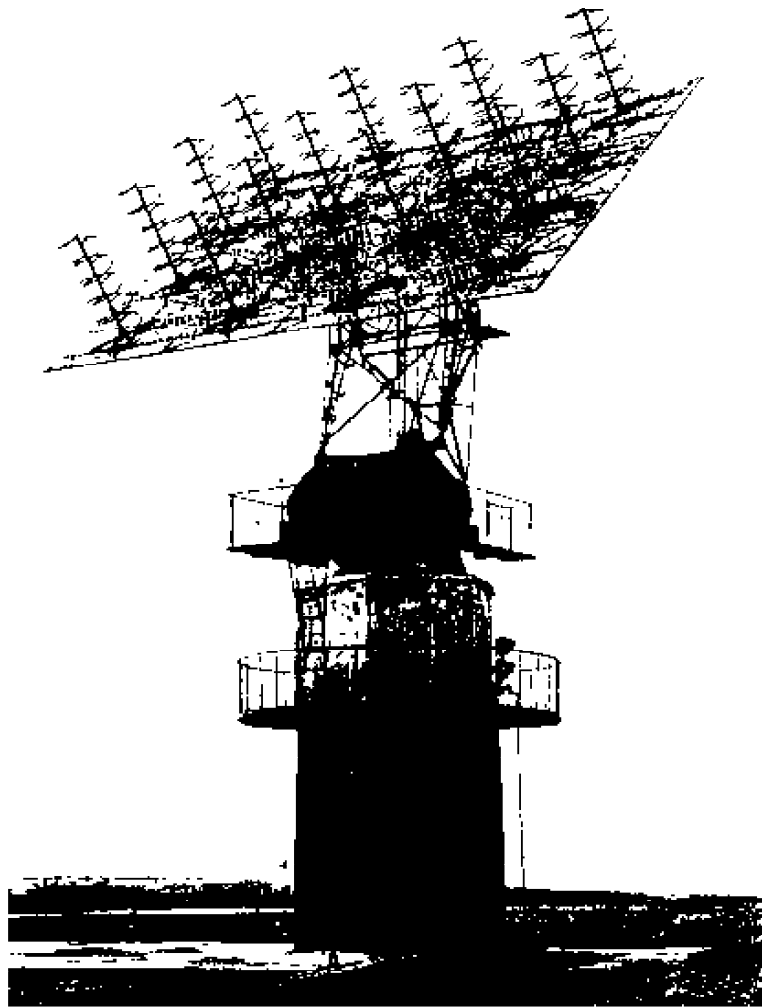


Рис. 3.10. Антенна K524

Суммарный коэффициент использования мощности передатчика определяется выражением:

$$K_{m\Sigma} = \sum_{i=1}^n K_{mi},$$

где K_{mi} — коэффициент использования мощности передатчика по i -му информационному каналу; n — число информационных каналов; $K_{mi} = P_{ci}/P_0$, где P_{ci} — мощность сигнала в i -м информационном канале на выходе когерентного детектора; P_0 — предельно-достижимая мощность сигнала на выходе когерентного детектора.

Для обеспечения «равнопрочности» информационных каналов в радиолиниях соотношение между коэффициентами использования мощности выбиралось пропорционально пороговым

информационным потенциалам каналов:

$$K_{m1} : K_{m2} : \dots : K_{mn} = \left(\frac{P_{c1}}{N_0} \right)_{\text{пор}} : \left(\frac{P_{c2}}{N_0} \right)_{\text{пор}} : \dots : \left(\frac{P_{cn}}{N_0} \right)_{\text{пор}} .$$

Под пороговым информационным потенциалом понимается отношение мощности поднесущей частоты данного канала к спектральной плотности шума, при котором ещё обеспечивается выделение информации этого канала с заданным качеством.

При этом подразумевается, что спектры сигналов отдельных информационных каналов при модуляции поднесущих частот информацией не перекрываются, и в каждом канале 100 % мощности сигнала поднесущей частоты используется для передачи информации.

В радиоканале борт — Земля K_{mi} в несовмещённом («чистом») режиме и $K_{m\Sigma}$ в совмещённом режиме для наиболее эффективного использования передатчика должны быть максимизированы, но при этом для обеспечения устойчивой работы наземной системы ФАП в любом режиме остаток несущей частоты должен составлять не менее 5 % от общей мощности передатчика.

На рис. 3.11 представлены спектры сигналов КИС «Сатурн-МС (ЛЗ)» в когерентном стволе.

В некогерентном стволе в связи с тем, что информация траекторных измерений и телевизионная информация не передаются, полоса пропускания приёмных устройств в запросном канале (бортовой приёмник) сужена ориентировочно на 220 кГц и в ответном канале (наземный приёмник) — на 4 МГц.

Способы измерения дальности и скорости в комплексе «Сатурн-МС (ЛЗ)» полностью идентичны способам, используемым в комплексе «Сатурн-МС (Л1)», за исключением номинала поднесущей дальности, который выбран 120 кГц вместо 75 кГц, что несколько повысило точность измерения дальности.

Командно-программная информация передавалась амплитудной модуляцией частотами в диапазоне 20–27 кГц.

Квитирование команд в обратном канале производилось фазовой модуляцией несущей частотами в диапазоне 256–260 кГц.

Программа выдачи командно — программной информации разрабатывалась в ЦУП'е и по каналам связи передавалась на КИС'ы, где с привязкой ко времени записывалась в память командной системы. При совпадении текущего и записанного в память времени команды автоматически выдавались на борт КА.

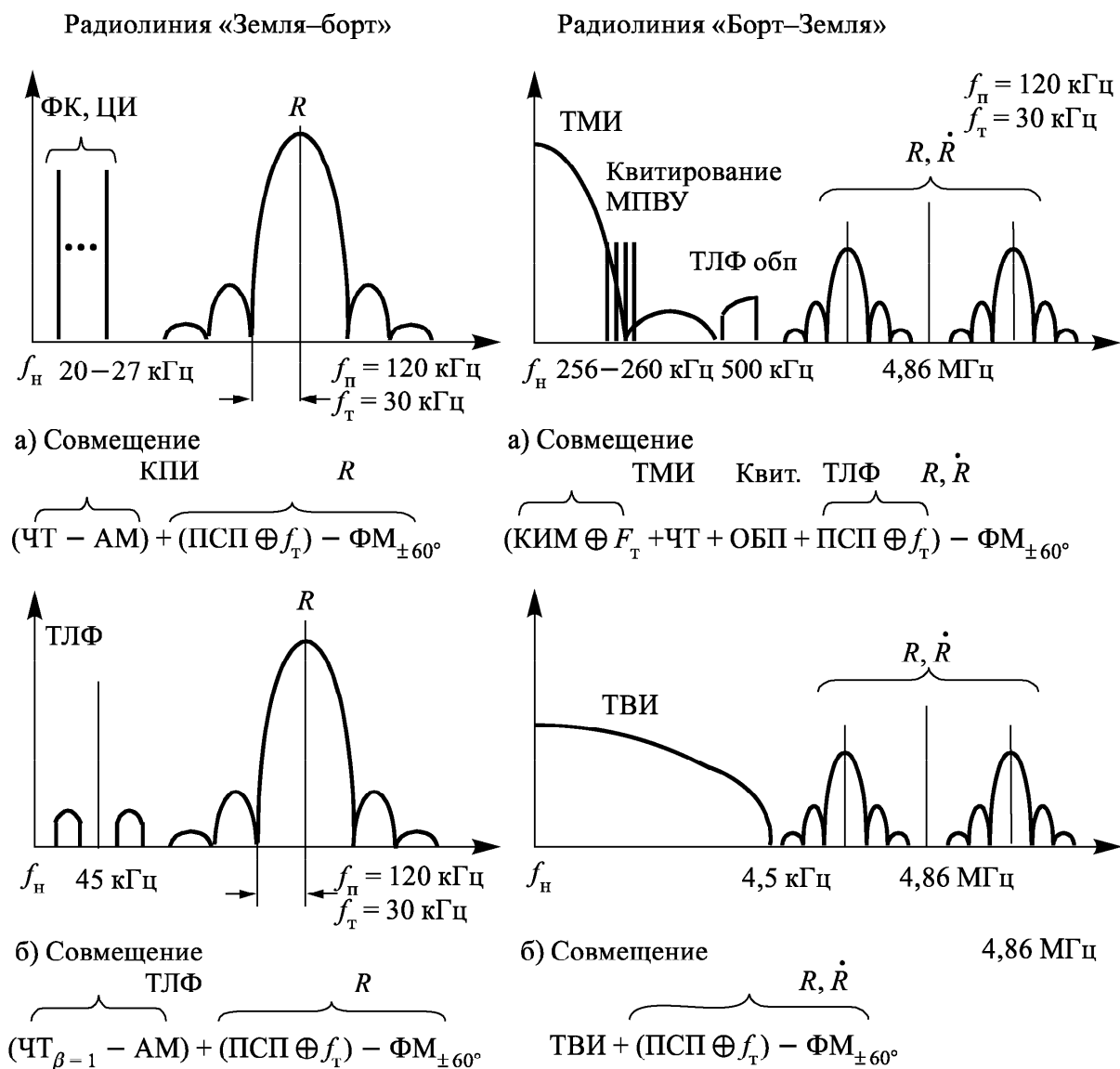


Рис. 3.11. Спектры сигналов КИС «Сатурн-МС (ЛЗ)»

ТМИ передавалась путём фазовой модуляции несущей частоты сигналом ТМИ, перемноженным по модулю 2 на тактовую частоту этого сигнала.

Сигнал ТВИ передавался так же, как в «Сатурн-МС (Л1)».

При перелёте КА программы ЛЗ к Луне, посадке на Луну, взлёте с Луны и стыковке ЛК с ЛОК, перелёте к Земле и посадке на Землю необходимо было проводить целый ряд коррекций траектории КА. Так как время для подготовки и проведения коррекции траектории при проведении Лунной экспедиции ограничено, необходимо было принять меры для повышения информативности траекторных измерений и, тем самым, сокращению времени на определение реальной траектории перед проведением коррекции.

Для этого в составе КИС «Сатурн-МС (ЛЗ)» была предусмотрена, в дополнение к системе измерений R, \dot{R} , система измерения разности радиальных скоростей $\Delta \dot{R}$.

Принцип измерения разности радиальных скоростей заключается в том, что когерентные измерения доплеровской частоты проводятся одновременно в трёх пунктах — главном (ГИП) и двух ведомых (ВИП) (см. рис. 3.12).

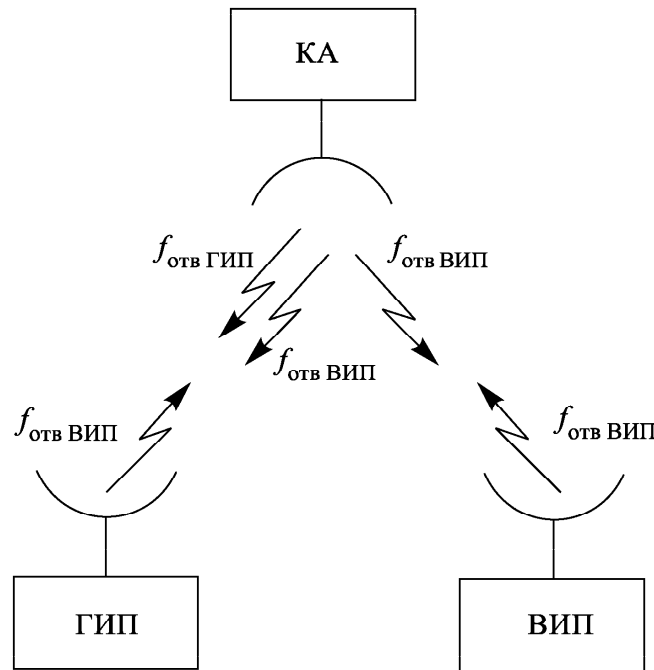


Рис. 3.12. Схема измерений $\Delta \dot{R}$

Пункты переизлучают сигнал на КА с отстройкой частоты, а на ГИП принимаются и измеряются частоты переизлученных сигналов.

Данные, полученные от системы измерения разности радиальных скоростей, эквивалентны угломерным измерениям радиоинтерферометра с базами, соответствующими расстояниям между пунктами.

Информационная ценность измерений разности радиальных скоростей тем выше, чем больше расстояния между измерительными станциями.

При использовании в качестве сигнала частотной синхронизации станций, участвующих в измерениях несущей частоты бортового передатчика, база измерений ограничивается общей зоной видимости КА станциями и может достигать нескольких тысяч километров. Использовались два «треугольника» — НИП'ы Евпатория, Щёлково и Байконур и НИП'ы Усурийск, Камчатка и Байконур.

Сигналы, излучаемые бортовым передатчиком, принимаются наземными станциями ВИП и ретранслируются с разными коэффициентами преобразования частоты, принимаются бортовым приёмо-ответчиком.

На борту принятые сигналы гетеродинируются, образуя промежуточные частоты $f_{пб I}$ и $f_{пб II}$. этими частотами модулируется несущая частота бортового передатчика, которая принимается основной измерительной станцией (ГИП).

Сигналы, ретранслированные бортовым приёмо-ответчиком и принятые ГИП'ом, несут информацию о разности радиальных скоростей КА относительно ГИП, $ВИП_I(\Delta \dot{R}_I)$ и $ВИП_{II}(\Delta \dot{R}_{II})$, которые определяются аппаратурой ГИП. Одновременно на ГИП обычным способом определяется R и \dot{R} КА, которые вместе с $\Delta \dot{R}$ передаются в БЦ для определения траектории полёта.

Следует отметить, что основные операции КИС «Сатурн-МС (ЛЗ)», выполняемые при проведении сеансов связи, такие как пространственный поиск КА и слежение за ним, поиск сигнала и вхождение в связь, выдача команд, были автоматизированы.

КИС «Сатурн-МС (ЛЗ)» был разработан в трёх модификациях:

- базовая модификация, которая включала в себя только когерентный ствол и могла работать во всех режимах. Эта модификация была также оснащена передатчиком и антенной метрового диапазона;

- двухствольная модификация;

- модификация для управления автоматическими КА для исследования Луны (программы Е8 и Е8/5).

НКУ пилотируемой программы исследования Луны имел следующую структуру:

- центр управления пилотируемыми КА с двумя секторами управления (ЛОК и ЛК) располагался в Евпатории;

- центр управления Луноходом располагался в Симферополе;

- двухствольные модификации КИС «Сатурн-МС (ЛЗ)» были установлены в Евпатории, Байконуре и Уссурийске;

- базовые модификации КИС были расположены в Щёлково и Петропавловске-Камчатском;

- модификация КИС для управления Луноходом была расположена в Симферополе.

Основные операции по управлению ЛОК и ЛК должны были производиться с помощью КИС, расположенной в Евпатории.

Вне зоны видимости Евпатории управление должно было вестись с помощью КИС в Байконуре и Уссурийске.

КИС в Щёлково и Петропавловске-Камчатском использовались для проведения траекторных измерений и как резервные в остальных режимах.

В состав НКУ программы ЛЗ входили морские станции слежения на кораблях «Космонавт Юрий Гагарин», «Академик Сергей Королёв» и «Космонавт Владимир Комаров», которые могли располагаться в выбранных точках мирового океана в западном полушарии (см. рис. 3.13, 3.14, 3.15)

Бортовой радиокомплекс ДРС был модернизирован для использования при управлении КА программы ЛЗ (ЛОК и ЛК). В дальнейшем этот комплекс устанавливался на пилотируемые орбитальные КА. Особая модификация бортового радиокомплекса ДРС ЛЗ была применена в КА программ Е8 и Е8/5.

Управление КА при доставке Лунохода на Луну и управление Луноходом на поверхности Луны должно было осуществляться с помощью КИС, установленной в Симферополе.

Остальные КИС НКУ привлекались для траекторных измерений и как резервные.

В составе НКУ использовались два баллистических центра — в ЦНИИМАШ'е и в ИПМ АН СССР.

По ряду причин Советская пилотируемая программа исследования Луны не была выполнена. В то же время программа исследования Луны автоматическими КА была успешно продолжена и полностью выполнена.

3.5. Программы Е8 и Е8/5

Программа Е8.

Программа исследования поверхности Луны движущимся аппаратом — Луноходом вначале возникла внутри программы ЛЗ с целью создания средства транспортировки космонавтов по поверхности Луны.

Затем она трансформировалась в самостоятельную научную программу.

По этой программе была разработана и в 1968 г. введена в Симферополе модификация КИС «Сатурн-МС (ЛЗ)», предназначенная для управления Луноходом. Структурная схема этой модификации КИС представлена на рис. 3.16.

За основу комплекса взята базовая модификация КИС, из которой исключены системы траекторных измерений, измерения разности радиальных скоростей и приёма телевидения.

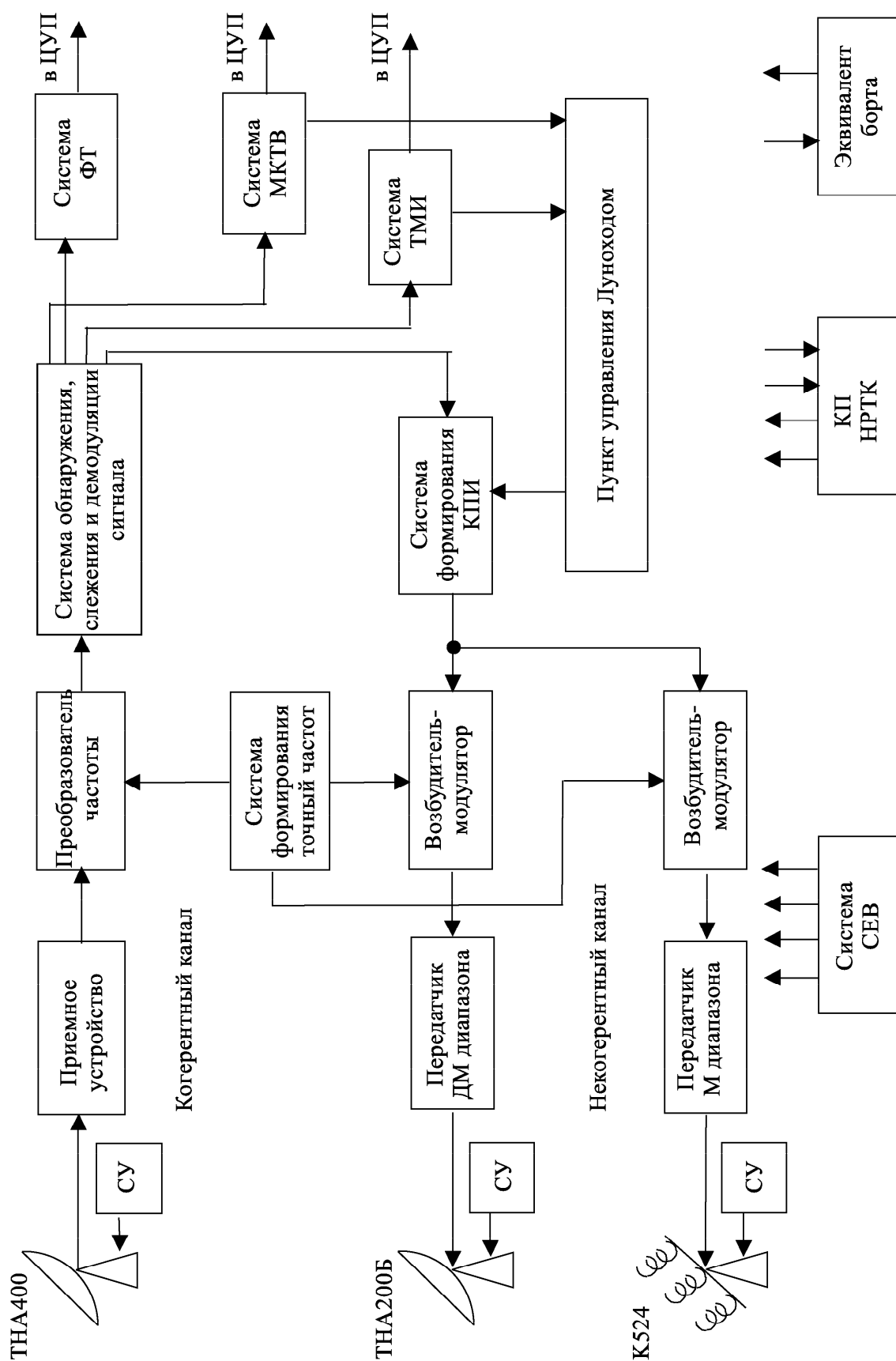


Рис. 3.16. Структурная схема КИС управления лунноходом «Сатурн-МС (Л3)»

В комплексе использовались следующие антенны:

- приёмная — ТНА400 с диаметром 32 м (рис. 3.20);
- передающая в дециметровом диапазоне — ТНА200Б с диаметром зеркала 25 м;
- передающая в метровом диапазоне — К524 с эффективной площадью 100 м^2 (см. рис. 3.10).

Дополнительно комплекс был оснащён аппаратурой управления Луноходом (ПУЛ), аппаратурой приёма малокадрового телевидения и аппаратурой приёма панорамных изображений поверхности Луны.

При управлении КА, доставляющими Луноход на поверхность Луны, приём ТМИ и выдача команд управления производились КИС в Симферополе, траекторные измерения производились другими КИС НКУ.

Управление Луноходом осуществлялось экипажем, состоявшим из командира, водителя, штурмана и оператора остронаправленной антенны Лунохода.

Соответственно в состав ПУЛ'а входили четыре рабочих места операторов, оснащённых необходимым оборудованием.

Рабочее место водителя Лунохода было оборудовано экраном, на котором представлялось изображение поверхности Луны перед Луноходом.

Это изображение с борта Лунохода передавалось методом малокадрового телевидения (МКТВ) в узкой полосе частот от 300 кГц до 800 кГц.

Периодичность смены кадра МКТВ варьировалась в зависимости от уровня сигнала в пределах от 20 до 2 в секунду.

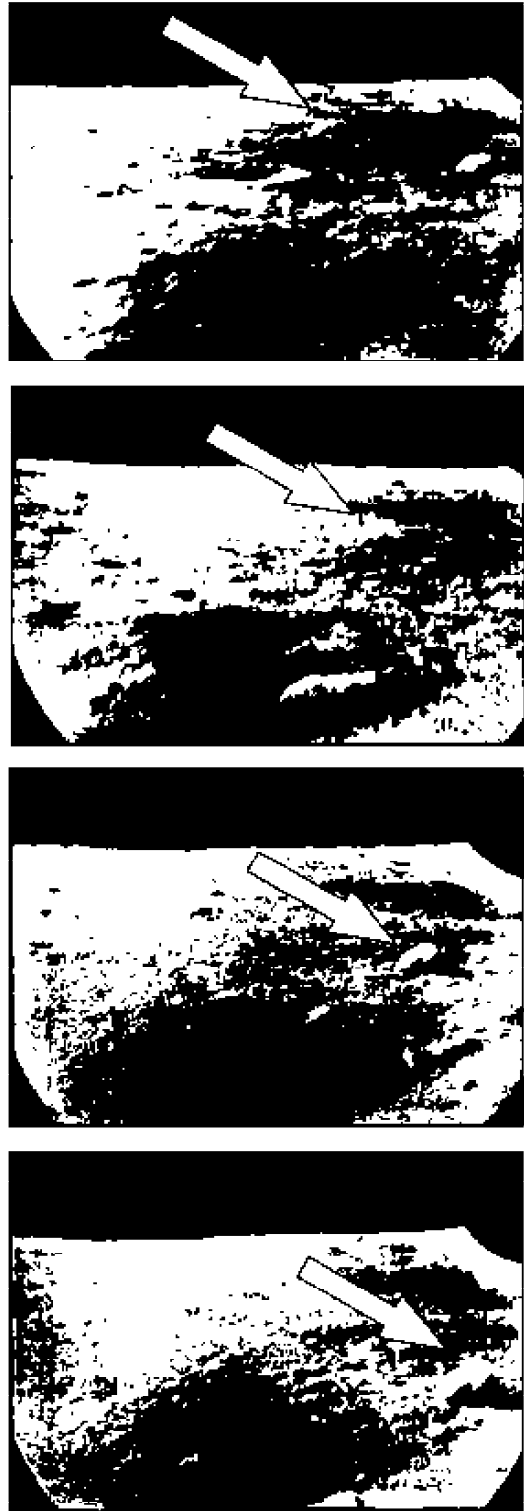


Рис. 3.17. Фотографии поверхности Луны с экрана системы МКТВ

Принятый на Земле сигнал обрабатывался системой МКТВ и преобразовывался в кадр вещательного чёрно-белого стандарта, который на видеоконтрольном устройстве представлялся операторам. Изображения поверхности Луны, переданные системой МКТВ, представлены на рис. 3.17.

Для оценки местности и решения штурманских задач по определению направления движения Лунохода штурману представлялись высококачественные изображения местности вокруг Лунохода, передаваемые на Землю во время остановки Лунохода с помощью системы фотопередачи изображения (ФТ).

Сигнал ФТ с целью резервирования передавался на двух поднесущих частотах одновременно (25 и 50 кГц)

Демодуляция сигнала, его обработка и регистрация производились системой ФТ.

Регистрация изображений проводилась одновременно на фотоплёнку (закрытая запись) и на электрохимическую бумагу (открытая запись). Две панорамы поверхности Луны приведены на рис. 3.18.

Рабочее место водителя имело рукоятку управления, соединённую с системой выдачи команд. В зависимости от положения рукоятки выдавались команды на Луноход: «движение вперёд», «движение назад», «поворот влево», «поворот вправо», «быстро», «медленно», «стой» и др.

По принимаемой ТМИ оценивалось прохождение и исполнение команд управления Луноходом.

Оператор остронаправленной антенны (ОНА) получал информацию о взаимном расположении Лунохода и Земли (по баллистическим расчётам) и на основании этой информации принимал решение о том, куда должна быть направлена ОНА. Правильность наведения ОНА контролировалась по изменению уровня сигнала, принимаемого с Лунохода на Земле.

Командир экипажа имел экран МКТВ, панорамы ФТ, а также получаемые после обработки ТМИ данные, в том числе данные по токам двигателей колёс, которые характеризовали параметры грунта, по которому двигался Луноход, наклон поверхности и др.

Был предусмотрен обмен телефонной информацией с космонавтом при его транспортировке.

Рабочие места операторов пункта управления Луноходом представлены на рис. 3.19.

Кроме экипажа, в управлении Луноходом принимали участие группы управления, планирования работы и анализа состояния систем Лунохода. Для тренировки экипажа и группы управления Луноходом в Симферополе вблизи от здания, где расположен

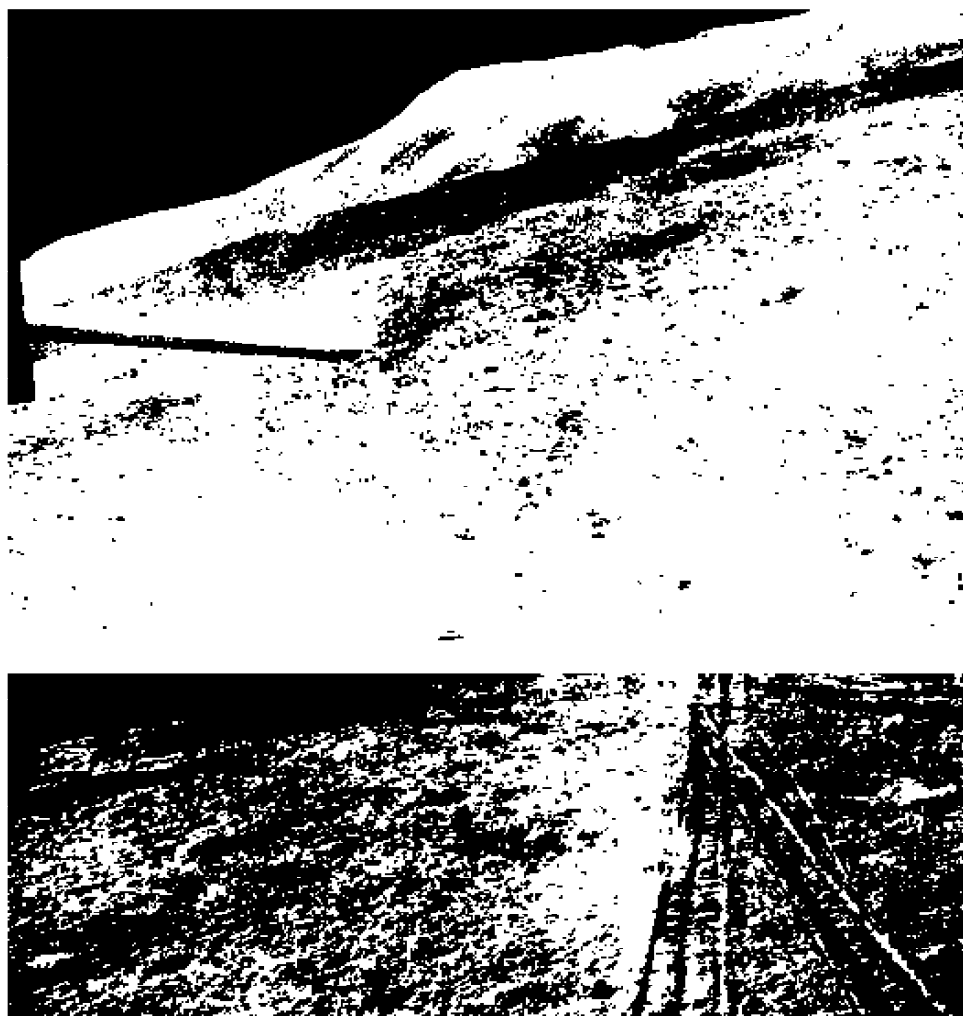


Рис. 3.18. Панорамы поверхности Луны



Рис. 3.19. Пункт управления «Луноходом»

ПУЛ, был сооружён так называемый «Лунодром» — макет лунной поверхности с кратерами и валунами. С помощью технологического экземпляра Лунохода на «Лунодроме» проводились тренировки экипажа.

При перелёте КА к Луне управление осуществляла ГОГУ (из Симферополя).

После посадки КА на поверхность Луны и спуске «Лунохода» с посадочной платформы управление передавалось экипажу Лунохода.

17 ноября 1970 г. ракетной системой «Луна-17» на поверхность Луны был доставлен «Луноход-1». С его помощью в течение 11 лунных дней (10 месяцев) проводились научные исследования в Море дождей на поверхности Луны. При этом «Луноходом-1» было пройдено расстояние 10,5 км.

8 января 1973 г. ракетной системой «Луна-21» на поверхность Луны был доставлен «Луноход-2». При проведении исследований в течение 4 лунных дней «Луноход-2» прошёл расстояние 37 км.

Программой Е8 также было предусмотрено исследование Луны с помощью спутников.

В период с 1970 по 1974 гг. на орбиту спутника Луны были выведены автоматические станции «Луна-18», «Луна-19» и «Луна-22», с помощью которых в течение длительного времени проводились научные исследования гравитационного поля Луны и поверхности планеты по телевизионным изображениям и др.

Программа Е8/5.

Параллельно с программой Е8 проводились работы по программе Е8/5. Эта программа предусматривала доставку на Луну платформы, оборудованной механизмом для бурения поверхности и забора лунного грунта, упаковки его в герметичный контейнер, а также стартовым устройством с ракетой для доставки лунного грунта на Землю.

Правильность работы механизмов бурения поверхности Луны и закладки лунного грунта в возвратную ракету контролировались по ТМИ.

При полётах «Луны-20» и «Луны-24» дополнительно контролировалась лунка, образованная в месте бурения, с помощью передачи на Землю телевизионного изображения.

Из-за весовых ограничений для радиотехнического комплекса возвратной ракеты был выбран метровый диапазон волн.

Для работы с возвратной ракетой КИС «Сатурн-МС (ЛЗ)» в Симферополе был дооборудован аппаратурой, аналогичной использовавшейся при выполнении программы Е6. В качестве приёмной использовалась 32-метровая антенна КИС (рис. 3.20). Для

запросного канала использовались антенны и передатчики метрового диапазона волн.

При полёте возвратной ракеты регулярно проводились измерения радиальной скорости и дальности, по которым рассчитывалось место «посадки» спускаемого аппарата на Землю. На заданном расстоянии от Земли выдавались команды на расстыковку и отделение спускаемого аппарата с лунным грунтом от возвратной ракеты и совершение им мягкой посадки на парашюте в заданном районе Земли.

Спускаемый аппарат был оборудован приводным радиомаяком, который включался после посадки и облегчал обнаружение спускаемого аппарата.

По программе Е8/5 было осуществлено три успешных эксперимента:

- 12.09.1970 г. — «Луна-16»,
- 14.02.1972 г. — «Луна-20»,
- 09.08.1976 г. — «Луна-24».

В этих экспериментах на Землю был доставлен лунный грунт из разных районов Луны, причём «Луна-24» произвела бурение поверхности Луны на глубине 2 метра.

После окончания программ Е8 и Е8/5 НКУ был использован для управления КА программы астрофизических исследований «Прогноз». По этой программе в период 1972–1985 гг. было запущено 10 спутников серии «Прогноз».

Сразу после ввода КИС «Сатурн-МС (ЛЗ)», размещённые в Евпатории, Щёлково, Байконуре и Петропавловске-Камчатском, использовались, одновременно с управлением КА, программы Е8 и Е8/5 для управления пилотируемыми орбитальными КА.

Глава 4

НАЗЕМНЫЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ КА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ДАЛЬНОГО КОСМОСА

4.1. Особенности построения радиотехнических систем для управления ДКА

Основной особенностью радиолиний дальней космической связи является необходимость осуществлять радиосвязь на гигантских расстояниях — сотен и тысяч миллионов километров. Время распространения радиосигналов на эти расстояния может достигать нескольких десятков минут, а при полёте к дальним планетам — и нескольких часов.

В связи с этим отсутствует возможность оперативного вмешательства с Земли в работу аппаратуры при возникновении на борту КА нештатных ситуаций.

Необратимость событий в дальнем космосе связана с необходимостью обязательного выполнения операций в заданное время и в заданной области пространства (старт, выведение КА, коррекция траектории, торможение для вывода на орбиту вокруг планеты, вход в атмосферу и посадка и т. д.).

Поэтому бортовые системы дальних космических аппаратов (ДКА) должны строиться таким образом, чтобы целевые задачи (навигационные, научные и т. д.) могли решаться бортовыми автономными системами без помощи наземных средств. Это требование также относится к парированию возникающих на борту нештатных ситуаций.

При этом на бортовые системы ДКА накладываются требования по минимизации их энерго-весовых характеристик при высоких требованиях к их надёжности и долговечности.

Уникальный, неповторимый характер космических миссий, единичность ДКА и полезной нагрузки, отсутствие этапов лётных испытаний накладывают особые условия на этапы отработки КА, подготовки наземных средств и управления полётом.

Управление полётом ДКА — процесс управления в течение длительного времени большой наземно-космической системой,

совмещающий одновременно этапы лётных испытаний и выполнение целевых задач миссии.

При создании бортовых комплексов ДКА постоянно приходится устранять противоречия между желанием увеличить размеры бортовых остронаправленных антенн и требованиями по точности стабилизации ДКА в пространстве.

Потенциал радиолинии в дальнем космосе должен обеспечиваться максимально высоким за счёт использования больших наземных антенн, мощных передатчиков, чувствительных приёмников, узкополосной фильтрации сигналов и использования наиболее эффективных помехоустойчивых кодов.

Бортовой комплекс управления. При управлении российскими ДКА используется командно-программный метод управления, при котором применяются как команды прямого действия, направленные на непосредственное исполнение в бортовых системах в реальном времени, так и цифровые массивы, закладываемые в память бортовых процессоров для обеспечения работы ДКА в автономном режиме полёта и программирования режимов работы служебных и научных систем.

В процессе проектирования ДКА производится прогнозирование нештатных ситуаций на борту и путей выхода из них с учётом возможностей бортовой диагностики и функционального резервирования с помощью бортовых и наземных средств.

Комплекс бортовой аппаратуры должен включать в себя программно-временное устройство с обширной памятью, позволяющей запрограммировать работу бортовых систем в автономном режиме, без связи с Землёй, и алгоритмы выхода из аварийных ситуаций в случае их возникновения.

В состав бортового радиокомплекса входят приёмные устройства для приёма команд управления и сигналов траекторных измерений, система сбора и формирования телеметрической информации и передающие устройства для передачи на Землю телеметрической и научной информации и сигналов траекторных измерений.

Бортовые приёмники должны иметь весьма узкие полосы пропускания для повышения потенциала запросных радиолиний и иметь высокие пороговые характеристики.

При исследовании планет и других объектов солнечной системы с помощью спускаемых аппаратов (СА) орбитальный или пролётный блоки ДКА используются в качестве ретрансляторов сигналов СА для передачи их на Землю по радиолинии с высоким потенциалом.

Бортовые системы работают в двух режимах:

— дежурном, когда работают только дежурные приёмники для приёма команд управления и ряд служебных систем, поддерживающих жизнедеятельность ДКА. При этом могут работать также научные приборы по автономной программе. Результаты исследований записываются в бортовое запоминающее устройство (ЗУ). В этом режиме потребления электроэнергии бортовой аппаратурой минимально;

— сеансом, когда работают все приёмные устройства, передатчики и осуществляется обмен информацией с Землёй. При этом на Землю передаётся служебная и научная информация, получаемая в процессе сеанса, и информация, записанная ранее в ЗУ.

4.2. Наземный комплекс управления ДКА

Средства НКУ ДКА для обеспечения управления полётом ДКА должны выполнять следующие задачи:

— осуществлять угловое (пространственное) сопровождение ДКА, находящегося в полёте;

— приём с борта, выделение, обработку и представление телеметрической информации о работе бортовых систем ДКА;

— получение научной информации (целевая задача космических миссий);

— проведение траекторных измерений и определение траектории полёта ДКА;

— формирование и передачу на ДКА командно-программной информации управления бортовой служебной и научной аппаратурой для обеспечения выполнения целевой задачи полёта ДКА на основе принятой телеметрической информации и определения положения ДКА в пространстве;

— обмен всеми видами информации, необходимыми для управления ДКА между элементами НКУ — ЦУП, БЦ и КИС, размещёнными в Центрах дальней космической связи;

— обеспечение времени радиоконтакта с ДКА, необходимого для проведения операций по управлению ДКА на всех этапах полёта;

— контроль работы технических средств НКУ ДКА.

Для управления полётом ДКА необходимы как минимум два центра дальней космической связи (ЦДКС), с размещёнными на них КИС ДКА, максимально разнесёнными по долготе.

Ввиду того, что ось вращения Земли отклонена от вертикали к плоскости эклиптики и плоскости орбит планет солнечной системы не лежат полностью в плоскости эклиптики, зоны ви-

димости наземными антеннами ДКА зависят от взаимного положения Земли и ДКА, перемещающегося в плоскости движения планеты.

В зависимости от широты размещения наземной антенны в разные периоды полёта ДКА длительность сеанса связи имеет разное значение, определяемое максимальным углом места, под которым виден ДКА в сеансе связи (рис. 4.1). Чем ближе к эк-

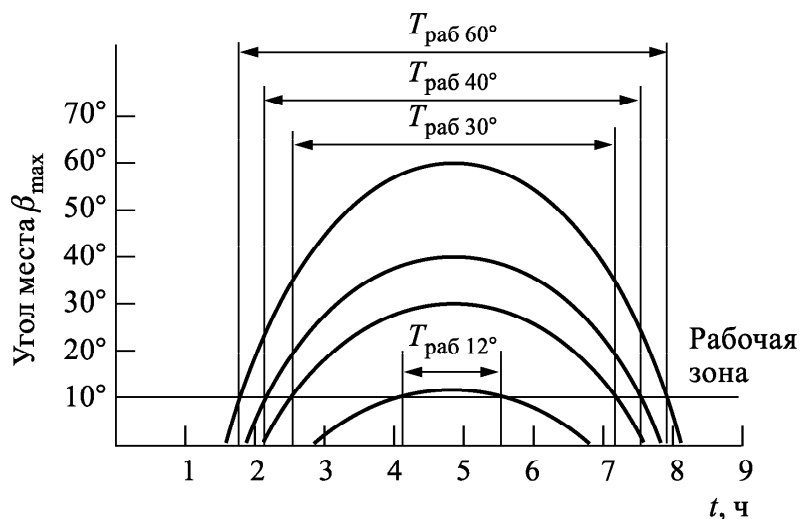


Рис. 4.1. Время видимости ОКА с ОКИК

ватору, тем под большим углом места виден ДКА, тем длиннее сеансы связи и тем меньше их длительность меняется в зависимости от времени года. Поэтому для размещения центров дальней космической связи НКУ ДКА выбираются максимально разнесённые по долготе точки на юге страны: на западе — Евпатория, Крым, на востоке — Уссурийск (42–43° с.ш.). Расстояние между ними (долготная база) составляет 9600 км.

С точки зрения оптимального построения системы траекторных измерений, особенно в начале полёта, на приземном участке, в составе НКУ ДКА требуется организация широтной базы между станциями, производящими траекторные измерения, то есть необходимо использование третьего ЦДКС.

Местом расположения третьего ЦДКС был выбран г. Щёлково, где была размещена КИС ДКА. Широтная база между Щёлково и Евпаторией составила 1200 км.

Зоны видимости Евпатории и Уссурийска в сумме составляют от 12 до 20 часов в течение года, что вполне достаточно для проведения операций по управлению ДКА на всех участках полёта.

Состав основных средств НКУ ДКА представлен на рис. 4.2.

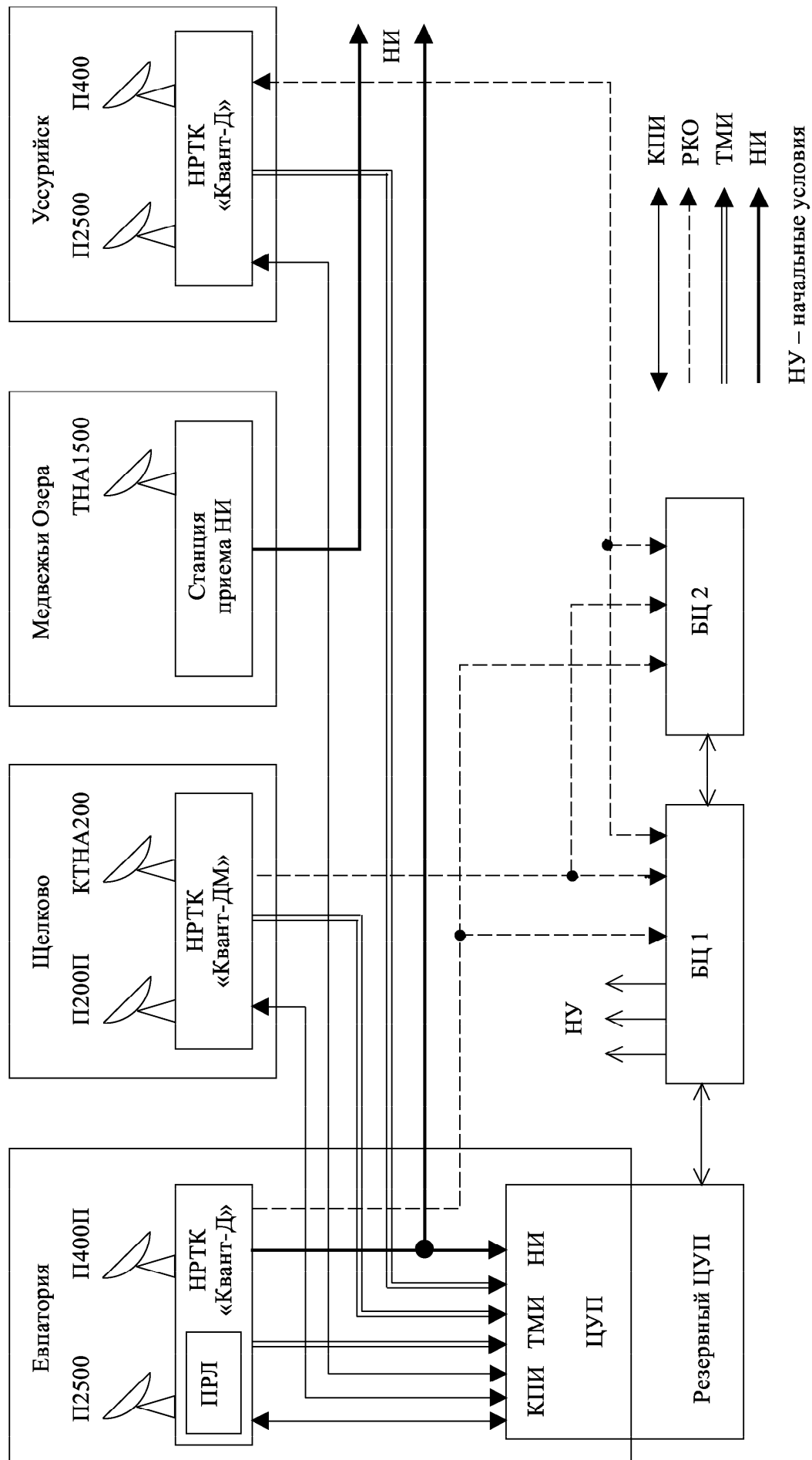


Рис. 4.2. Структурная схема НКУ ДКА

Это три центра дальней космической связи с КИС ДКА. Центр управления полётом и резервный центр управления полётом ДКА, два баллистических центра и средства связи, обеспечивающие обмен всеми видами информации, необходимыми для управления ДКА, между средствами НКУ ДКА.

Станция в пос. Медвежьи Озёра, под Москвой, построенная на базе 64-метровой антенны ТНА 1500, использовалась в качестве дублирующей для приёма научной информации.

В таком виде НКУ ДКА был создан в 1986–1987 гг. при подготовке к выполнению космической программы «Фобос».

Центры управления полётом были размещены в г. Евпатории и г. Королёве, баллистические центры в г. Королёве и г. Москве в ИПМ РАН.

4.3. Командно-измерительная система «Квант-Д» для управления дальними КА

4.3.1. Особенности командно-измерительных систем для управления дальними КА. КИС ДКА должна обеспечивать решение тех же основных задач, что и КИС других космических систем:

- пространственный поиск и слежение за ДКА;
- приём с ДКА телеметрической (и научной) информации;
- проведение траекторных измерений;
- выдача на ДКА команд управления.

Но специфические особенности радиолиний дальней космической связи предъявляют к КИС ДКА такие дополнительные требования, которые делают их совершенно уникальными по техническим характеристикам и мало похожими на КИС других космических систем.

В связи с тем, что масса и возможности энергопитания дальних КА весьма ограничены, мощности бортовых передатчиков и размеры бортовых антенн невелики, для приёма информации с этих КА на Земле приходится строить гигантские антенны с диаметром параболических зеркал 30–70 м. Стоимость создания таких антенн очень велика. Поэтому эти антенны приходится делать совмещёнными, т. е. работающими одновременно на приём и передачу.

Необычно высокие требования предъявляются к точности наведения этих антенн при слежении за ДКА (доли угловых минут).

И чувствительность приёмных устройств должна быть предельно достижимой для современного уровня техники.

Мощность передающих устройств также должна быть достаточно большой (десятки и сотни киловатт мощности в непрерывном режиме).

Для улучшения отношения сигнал–шум путём сужения полосы пропускания в бортовых и наземных приёмных устройствах приходится принимать меры для исключения влияния доплеровского смещения частоты принимаемого сигнала.

Из-за большого времени распространения радиосигнала, для обеспечения необходимой точности траекторных измерений, необходимо в системе эталонных частот использовать задающие генераторы с очень высокой стабильностью частоты (водородные стандарты частоты с относительной нестабильностью 10^{-13} – 10^{-14}).

В связи с уже упоминавшимися жёсткими ограничениями по энерго-весовым характеристикам при создании ДКА отсутствует возможность иметь на борту отдельными радиосистему управления КА и целевую систему сбора и передачи на Землю научной информации, как это делается в других космических системах.

Поэтому радиолинии дальних КА выполняются совмещёнными.

По ним передаётся как служебная телеметрическая информация, так и целевая научная информация, ради которой выполняется космическая миссия.

При этом объём научной информации обычно значительно превышает объём служебной телеметрической.

Приёмная аппаратура должна обладать предельными пороговыми характеристиками и работать в расширенном диапазоне информативности принимаемой информации — от единиц бит в секунду, до сотен килобит в секунду.

Большое время распространения сигналов в дальних радиолиниях не позволяет использовать принятые в других космических системах способы повышения достоверности передачи команд путём сравнения в наземной аппаратуре передаваемой на борт команды с командой ретранслированной с борта.

В дальних радиолиниях необходимая достоверность передачи команд достигается повышением потенциала в командной радиолинии путём узкополосной фильтрации командных частот и использования помехоустойчивого кодирования.

Число команд, выдаваемое на борт ДКА за время сеанса связи, очень велико (может достигать нескольких сотен). Поэтому командно-программная система должна в процессе сеанса работать в автоматическом режиме (без вмешательства человека).

В остальном к КИС ДКА предъявляются такие же требования, как и к станциям других типов — надёжность работы, минимизация обслуживающего персонала, простота и удобство в обслуживании и др.

Применительно к тем задачам, которые должна решать КИС ДКА, в её состав должны входить следующие системы:

- антенные системы с программным наведением;
- высокочувствительные приёмные устройства;
- мощные передающие устройства;
- аппаратура слежения за сигналом, демодуляции обработки и регистрации телеметрической и научной информации;
- аппаратура формирования и выдачи командной информации;
- аппаратура траекторных измерений;
- аппаратура точных частот, программируемых частот и привязки времени;
- аппаратура калибровки и проверки аппаратуры комплекса;
- система централизованного управления аппаратурой комплекса.

Стоимость создания станций слежения за дальними космическими аппаратами (КИС ДКА) очень велика, сроки эксплуатации таких комплексов должны быть достаточно большими — десятки лет.

Поэтому комплексы должны строиться таким образом, чтобы обеспечить возможность в процессе эксплуатации модернизировать любую подсистему комплекса без нарушения работоспособности других систем.

4.3.2. Структурная схема КИС ДКА. Комплекс «Квант-Д» в Евпатории и Уссурийске создавался в несколько этапов.

При подготовке к выполнению программы «Венера-13, 14» в 1979 г. в Евпатории была построена высокоэффективная антенна П2500 с диаметром зеркала 70 м, которая в то время была самой большой полноповоротной приёмопередающей антенной в мире.

Антенны американской сети DSN имели диаметр зеркала 64 м и только позднее были доведены также до 70 м.

В 1980 г. был введён в эксплуатацию дециметровый канал комплекса «Квант-Д».

Сантиметровый канал комплекса на приём был введён в эксплуатацию в 1985 г. при подготовке к выполнению программы «Вега». Сантиметровый канал на передачу был введён в 1986 г. для работы с КА «Фобос».

В Уссурийске антенна П2500 и дециметровый канал комплекса «Квант-Д» были введены в эксплуатацию в 1985 г. для обеспечения работ по программе «Вега».

Сантиметровый канал комплекса в полном объёме был введён в 1986 году.

При подготовке к выполнению программы «Интербол» комплекс аппаратуры «Квант-Д» был введён в г. Щёлково, с использованием антенн КТНА-200 и П200П, имеющих диаметр зеркала 25 м.

На рис. 4.3–4.5 представлены фотографии антенны КТНА-200, П2500 и технические здания, в которых размещена аппаратура комплекса «Квант-Д» в Евпатории и Уссурийске.

Антенна П2500 имеет следующие технические характеристики при положении в зените:

- работа на передачу в диапазонах 39 и 6 см. Эффективная площадь антенны 2000 и 2700 м², соответственно;

- работа на приём в диапазонах 32; 6; 5; 3,5 см. Эффективная площадь антенны в указанных диапазонах 2000, 2700, 2600 и 2300 м². Шумовая системная (вместе с малошумящим приёмным устройством) температура 35, 23, 24 и 23 К, соответственно;

- диапазон изменения углов наведения по азимуту ± 270 градусов, по углу места $+5 \div +90$ градусов;

- максимальная скорость сопровождения объектов по программе не менее 4 угл. мин/с по азимуту и не менее 1 угл. мин/с. по углу места.

- Точность наведения по азимуту и углу места не хуже 12 угл. секунд.

Режимы наведения — программное и программное с дополнительной коррекцией по углу места.

При работе в качестве радиотелескопа антенна может дополнительно оснащаться облучателями на диапазоны 13, 18, 92 см.

Проведённые исследования показали, что при работе в составе перспективного комплекса «Юпитер» в диапазонах 4,2 см на передачу и 3,5 см на приём, параметры антенны могут быть доведены до следующих значений при угле места 30°:

- эффективная площадь 2500 и 2600 м²;

- системная шумовая температура 25 К.

На рис. 4.6 представлена структурная схема КИС ДКА «Квант-Д». КИС имеет две радиолинии: дециметровую — запрос 39 см, ответ 32 см; и сантиметровую — запрос 6 см, ответ 5 см (КИС в Щёлково имеет только ДМ-радиолинию).

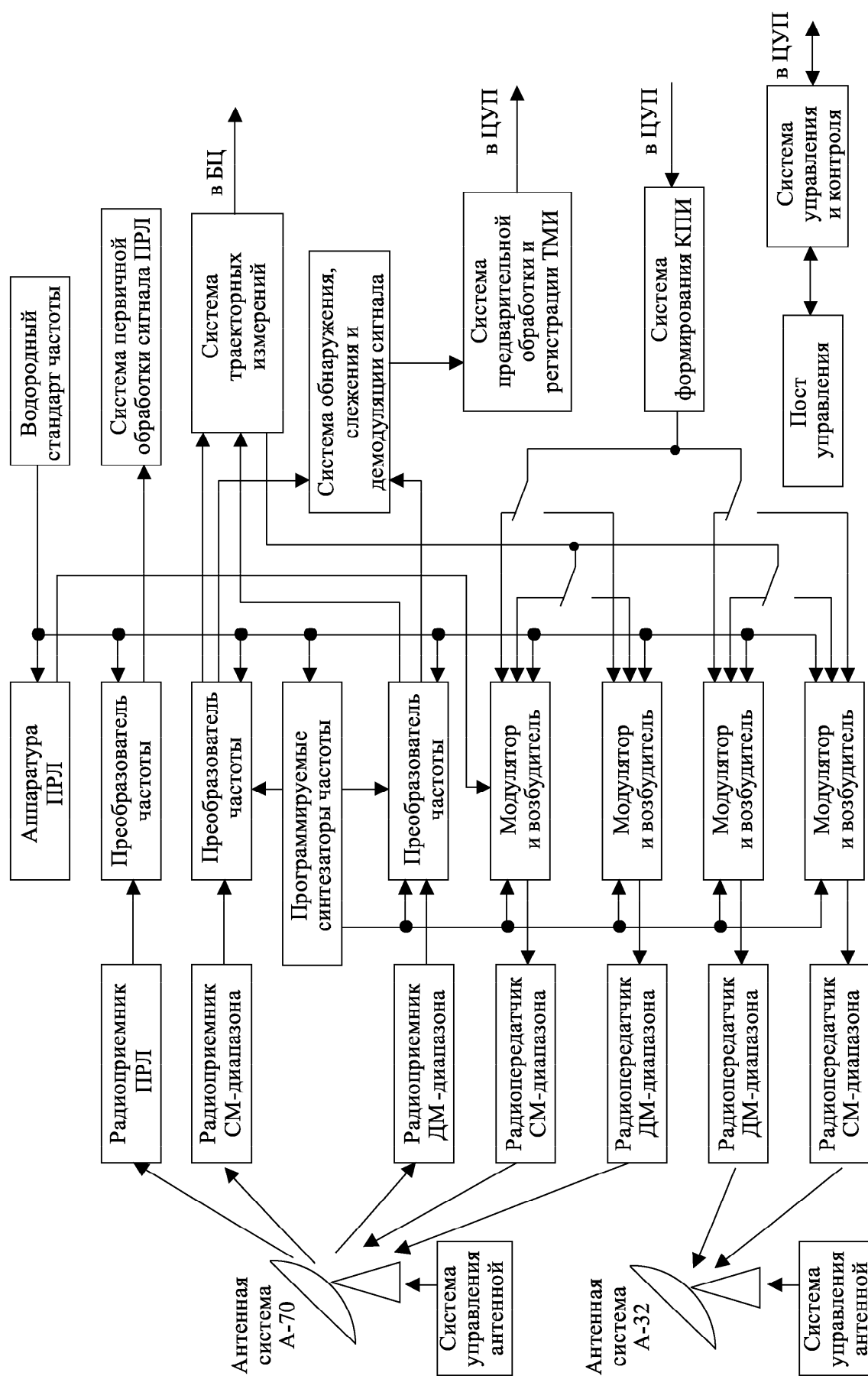


Рис. 4.6. Структурная схема КИС «Квант-Д» в г. Евпатории

Обе радиолинии когерентные и имеют одинаковую структуру сигнала и виды модуляции.

За счёт этого дециметровая и сантиметровая радиолинии могли дублировать одна другую, что обеспечивает повышение надёжности управления КА. При необходимости на борту ДКА могла устанавливаться аппаратура одной радиолинии, что давало большую экономию веса и энергопотребления.

Схема частотных формирований комплекса и аппаратура, реализующая эту схему, разрабатывались таким образом, чтобы сохранить стабильность частоты задающего генератора при формировании выходных и гетеродинных частот.

В качестве задающего генератора используется водородный стандарт частоты, имеющий долговременную относительную нестабильность $5 \cdot 10^{-14}$.

Комплекс имеет трёхкратное преобразование частоты сигнала в сантиметровом канале и двукратное — в дециметровом канале.

При втором преобразовании частоты в сантиметровом канале и при первом в дециметровом канале осуществляется разделение частотных литеров, для чего в комплексе используются каналные синтезаторы частоты в каждом канале.

После второго преобразования частоты в сантиметровом канале (и после первого в дециметровом) сигнал промежуточной частоты ($f_{\text{пр}} = 48$ МГц) поступает на систему траекторных измерений. После следующего преобразования частоты сигнала $f_{\text{пр}} = 3$ МГц поступает на цифровую программируемую систему обнаружения, слежения и демодуляции сигнала.

В составе КИС используется приёмопередающая антенна П2500 с диаметром зеркала 70 м и антенна П400П с диаметром зеркала 32 м, которая может использоваться либо в приёмном, либо в передающем режимах. Входные малошумящие усилители (МШУ) приёмных устройств обоих диапазонов построены на охлаждаемых НЕМРТ-транзисторах.

Эти усилители размещены в криостате.

Криостат конструктивно объединён со второй ступенью криогенно-газовой машины (КГМ), работающей от компрессора. В качестве хладагента используется газообразный гелий.

Эта система охлаждения позволяет охладить малошумящий усилитель до 20 К («Водородный» уровень).

Шумовая температура усилителей при этом составляет $9 \div 10$ К.

При шумовой температуре антенны 13 К, суммарная температура системы (антенна + приёмник) составляет 22–23 К.

Эффективность антенной системы $\mathcal{E} = S_{\text{эф}}/T_{\text{ш}\Sigma}$, где $S_{\text{эф}}$ — эффективная площадь антенны, $T_{\text{ш}\Sigma}$ — шумовая температура системы, достигает в сантиметровом диапазоне $\mathcal{E}_{\text{max}} > 100 \text{ м}^2/\text{К}$.

Криостаты с МШУ, конструктивно объединённые с КГМ в криоблоки вместе с первыми преобразователями частоты приёмников, размещены в зеркальной кабине антенны в непосредственной близости от облучателей. Криогенное оборудование приёмных устройств (компрессоры) размещено в кабине на вращающейся азимутальной платформе антенны.

Охлаждающие машины замкнутого цикла, конструктивно объединённые с криостатом, соединены с компрессорами гелиоводами.

Так как работа антенны в совмещённом режиме не позволяет реализовать предельно возможную эффективность, предусмотрена возможность работы антенны только в режиме приёма (в так называемом «чистом» режиме) через отдельный («оптимальный») облучатель.

Кроме работы в диапазонах, предназначенных для управления ДКА, антенна может принимать сигналы в диапазонах 3,5 и 18 см через соответствующие облучатели.

Переключение рабочих диапазонов (замена облучателей) производится с помощью поворотной-зеркальной системы антенны (ПЗС), имеющей шесть положений, что позволяет иметь необходимый набор режимов работы комплекса — «чистых» и «совмещённых».

Передатчики комплекса сантиметрового и дециметрового диапазонов имеют выходную мощность в непрерывном режиме 200 кВт.

Чтобы уменьшить потери мощности в волноводном тракте, выходные каскады сантиметрового передатчика размещены в зеркальной кабине антенны, на близком расстоянии от облучателей. При этом пришлось решить целый ряд технических проблем, связанных с доставкой охлаждающей жидкости высокого давления и высоковольтного напряжения питания к этим каскадам передатчика на большую высоту.

Остальное оборудование сантиметрового передатчика и дециметровый передатчик размещены в обстройке пилон антенны. Там же размещены система наведения антенны и ряд других систем комплекса.

Основная аппаратура комплекса размещена в специальном техническом здании.

В радиолиниях комплекса используется частотное уплотнение информации с фазовой (либо амплитудной) модуляцией несущей частоты.

Спектральная структура сигналов в радиолиниях представлена на рис. 4.7.

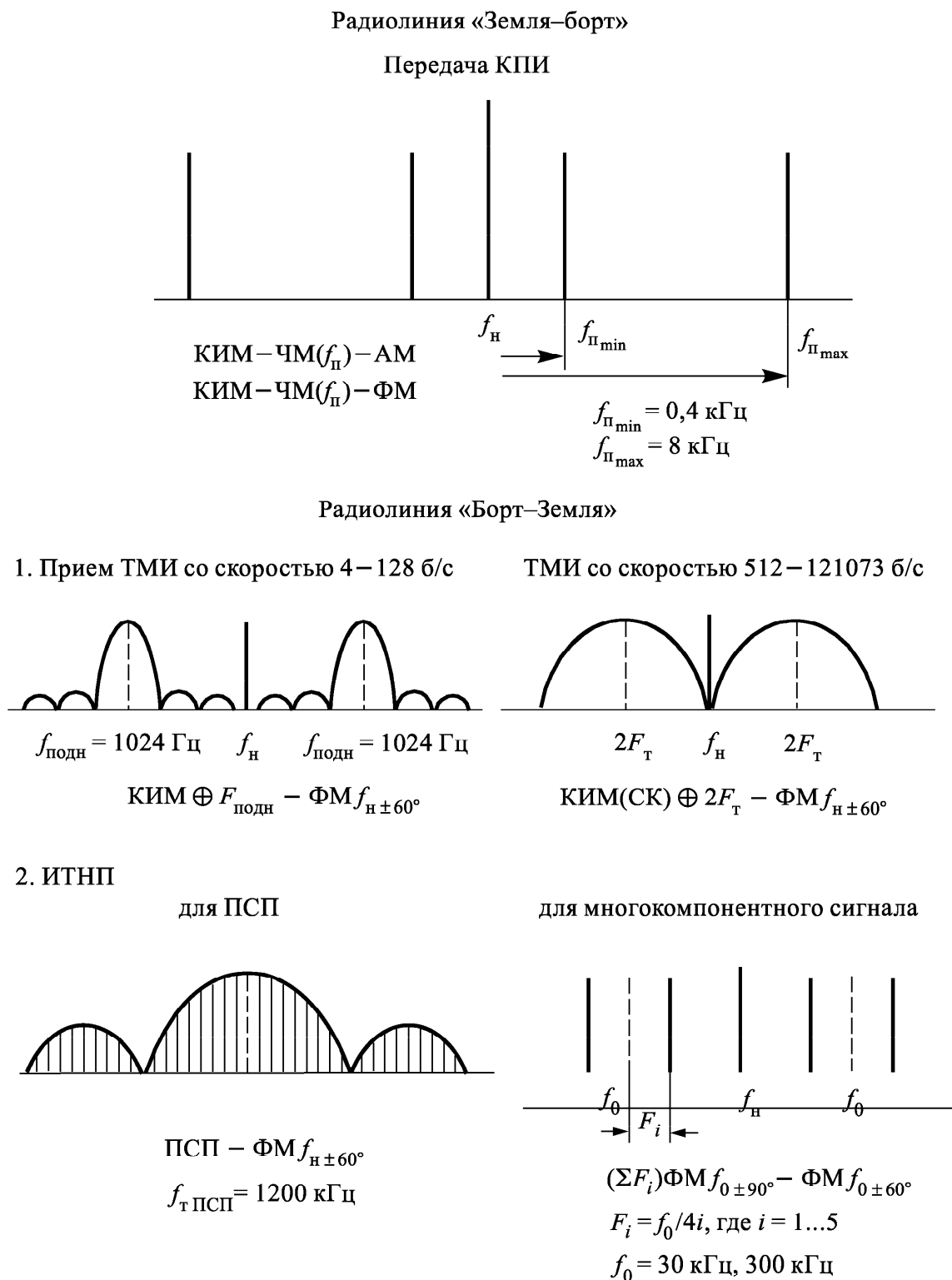


Рис. 4.7. Спектры сигналов КИС «Квант-Д»

В запросных радиоперелиниях (при передаче командно — программной информации) предусмотрены два режима работы:

- с амплитудной модуляцией с индексом 100 %;
- с фазовой модуляцией с индексом 0–120°.

Диапазоны командных поднесущих частот — 0,4 ÷ 8 кГц.

При передаче запросного сигнала дальности используется только фазовая модуляция с индексом 0 ÷ 120°. (При передаче РN-посылки фазовая манипуляция.)

В ответных радиоперелиниях используется только фазовая модуляция с индексом 0 ÷ 120° (коэффициент использования передатчика 0,65) и индекс 0 ÷ 150° (коэффициент использования передатчика 0,85).

Работа с индексом 0 ÷ 150 производится при передаче больших объёмов информации. При этом происходит перераспределение мощности передатчика в пользу боковых полос и уменьшение доли остатка несущей частоты.

4.3.3. Система обработки сигналов. В КИС ДКА используется цифровая обработка сигнала, которая обладает рядом известных преимуществ по сравнению с аналоговой — повышенная стабильность характеристик аппаратуры, функциональная гибкость и др.

Но главным достоинством цифровой обработки является возможность реализации предельных пороговых характеристик в режиме обнаружения и демодуляции сигналов с большими диапазонами изменения уровня и частоты в реальном времени.

Система цифровой обработки сигнала решает следующие задачи:

- обнаружение, захват и слежение за сигналом;
- демодуляция фазомодулированного сигнала;
- определение «весовых» коэффициентов демодулированного сигнала для реализации «мягкого» решения при последующем декодировании.
- измерение энергетического потенциала радиоперелинии.

Функционирование системы цифровой обработки происходит следующим образом.

Принимаемый сигнал с помощью АЦП преобразуется в цифровые отсчёты в полосе входного сигнала.

Дискретизация и квантование входного процесса в широкой полосе позволяют получить цифровые отсчёты, содержащие информацию целиком обо всём сигнале.

Эти отсчёты проходят предварительную корреляционную обработку с помощью синхронных цифровых фильтров, которые

осуществляют свёртывание (сжатие) исходного широкополосного сигнала до ширины спектра информационного сигнала и, тем самым, сжимают цифровой поток, поступающий на специально разработанный быстродействующий программируемый вычислитель, в котором программным путём производится решение всех задач — обнаружение, слежение, демодуляция сигнала, причём каждое значение выделенного символа телеметрического сигнала (0 или 1) сопровождается «весовыми» коэффициентами, необходимыми для последующего декодирования.

Система цифровой обработки сигнала (ЦОС) в общем виде может быть разделена на две части: входной цифровой коррелятор и программируемое вычислительное устройство (центральный процессор).

Во входном корреляторе аппаратным путём происходит преобразование спектра сигнала с промежуточной частоты 3 МГц в область нулевых частот, синхронная фильтрация фазомодулированного сигнала с остатком несущей частоты, демодуляция сигнала и выделение телеметрической информации (ТМИ) с выдачей на свёрточный декодер 4-х разрядного кода оценки достоверности принятого символа для обеспечения «мягкого решения».

В центральном процессоре реализуются алгоритмы быстрого преобразования Фурье (БПФ) (в режиме поиска сигнала по частоте), фазовой автоподстройки частоты (ФАП) по несущей и символьной частотам (в режиме синхронизма), а также измерения соотношения сигнал/шум, что позволяет осуществлять автоматическое вхождение в синхронизм и слежение за сигналом несущей частоты адаптивной цифровой системой ФАП в широком диапазоне частот без прогноза доплеровского изменения частоты.

Кроме того, при разработке системы было предусмотрено решение задач измерения текущих навигационных параметров (скорости и дальности, а также скорости на фоне принимаемой ТМИ). Однако в станциях слежения за ДКА эти задачи решались специализированной системой траекторных измерений. Решение задачи измерения скорости на фоне принимаемой ТМИ было реализовано системой ЦОС только при проведении экспериментальных сеансов по программе «Вояджер» в 1992–1993 годах.

Система ЦОС была разработана на передовой элементной базе конца 70-х годов — микросхемах малой и средней интеграции (серии ТТЛ-133, 130, 585, ЭСЛ-100, 597). Постоянное запоминающее устройство для хранения программ реализовано на

электрически перепрограммируемых (многократно) микросхемах памяти серии 558, что позволило изменять программы работы под конкретные задачи в течение всего срока службы системы.

Структурная схема системы ЦОС представлена на рис. 4.8.

Система ЦОС состоит из входного аналогового усилителя промежуточной частоты 3 МГц, квадратурного цифрового приёмника, обрабатывающего сигнал в реальном времени, и персональной ЭВМ IBM PC.

В состав системы также входит имитатор сигнала, состоящий из модулятора сигнала частоты 3 МГц и синтезатора модулирующих сигналов (ТМИ и многокомпонентного сигнала измерения дальности).

Алгоритмы обработки сигнала приведены ниже и реализуются частично аппаратными средствами (АЦП, перемножитель отсчётов входного и опорного сигналов, входной интегратор, демодулятор, синтезатор кода фазы опорного сигнала, генераторы временных меток, блок вывода ТМ), частично в центральном процессоре, что позволяет отслеживать изменения структуры сигнала и его параметров без конструктивных доработок системы путём создания соответствующего математического обеспечения.

Сигнал промежуточной частоты через аналоговый усилитель 3 МГц поступает на аналого-цифровой преобразователь (АЦП) с частотой дискретизации $f_{\text{дискр}} = 12,5$ МГц. После АЦП отсчёты входного сигнала перемножаются с отсчётами опорного сигнала, формируемые цифровым синтезатором кода фазы. Перемножитель отсчётов выполняет функции цифрового фазового детектора. Синтезатор кода фазы в режиме обнаружения сигнала выполняет функцию поискового, а в режиме слежения — управляемого генератора контура ФАП по сигналу несущей частоты.

С выхода перемножителя квадратурные компоненты сигнала поступают на накопительный сумматор со сбросом (входной интегратор). Сигналы сброса формируются генератором временных меток (ГВМ). Накопление производится на интервале $T_c/4$, где T_c — длительность символа ТМИ или периода многокомпонентного сигнала измерения дальности. Обоснование количества циклов суммирования и величины интервала накопления на каждом цикле приведено ниже при рассмотрении алгоритмов работы системы ЦОС.

Информационный поток с выхода интегратора имеет существенно более низкую частоту, чем с выхода АЦП (порядка 1 МГц и 12,5 МГц соответственно). Поэтому далее обработка происходит в специализированном вычислителе с микропрограммным управлением — демодуляторе, основу которого состав-

ляет накопительный сумматор с регистровой памятью. Таким образом, цифровые отсчёты с выхода входного интегратора могут быть обработаны с высокой тактовой частотой (6,25 МГц) в старт-стопном режиме на интервале между их поступлениями в устройстве с жёсткой циклической структурой. Основной операцией по-прежнему остаётся накопление со сбросом (второй и третий циклы накопления).

Второй цикл накопления на периоде символа T_c ($n = 4$) происходит после перемножения (суммирования по модулю два) на сигналы символьной частоты, сдвинутые друг относительно друга на четверть периода (рис. 4.9). Результатом суммирования

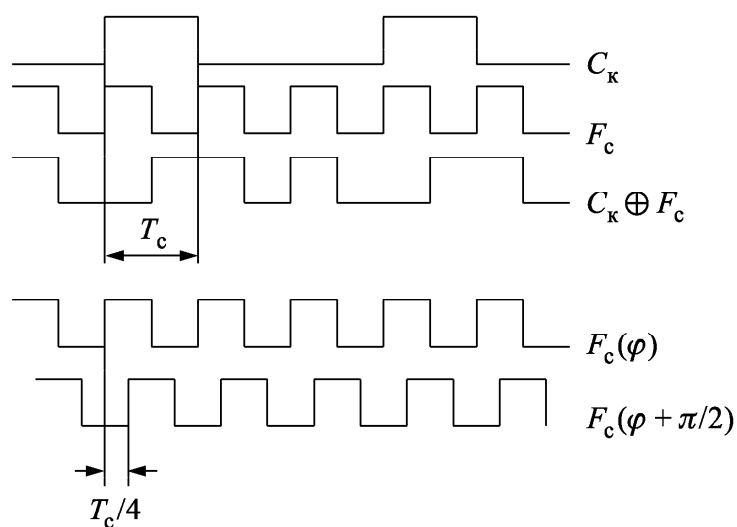


Рис. 4.9. Эпюры работы демодулятора системы ЦОС

во втором цикле является формирование оценки принятого символа C_k . Эта оценка представляет собой пятиразрядное число, старший разряд которого — знак принятого символа $\text{Sign } C_k$, а четыре младших отражают вероятность достоверности оценки.

Код C_k в сопровождении тактовой частоты принятого символа F_c поступает на декодер Витерби через блок вывода ТМИ.

Третий цикл накопления происходит после перемножения на знак выделенного символа $\text{sign } C_k$, его длительность определяется частотой обмена демодулятора с центральным процессором.

Всё вышесказанное относится к случаю демодуляции высокоскоростной телеметрии (скорость выше 1 кБод), так как частота обмена демодулятора с центральным процессором составляет 1 кГц. Алгоритмы демодуляции низкоскоростной телеметрии отличается от рассмотренных алгоритмов.

Символы низкоскоростной телеметрии независимо от её скорости перемножаются на опорный меандровый сигнал частоты

1024 Гц. При демодуляции такого сигнала окончательное решение о принятом символе выносится в центральном процессоре.

Для определения временных границ символов T_c необходимо понятие внутрисистемного текущего времени, код которого определяется хронизатором (многоразрядным двоичным счётчиком), работающим от источника тактовой частоты. Этим источником в системе является кварцевый генератор, работающий на частоте 25 МГц, который может быть синхронизирован эталонной частотой $f_{\text{эт}} = 5$ МГц. Синхронизация эталонной частотой необходима только при проведении измерения текущих навигационных параметров, в сеансах приёма ТМИ она необязательна.

С выхода демодулятора группа из четырёх отсчётов, сформированных согласно алгоритмам, представленным на рис. 4.10, с темпом 1 кГц поступает в центральный процессор, где первая

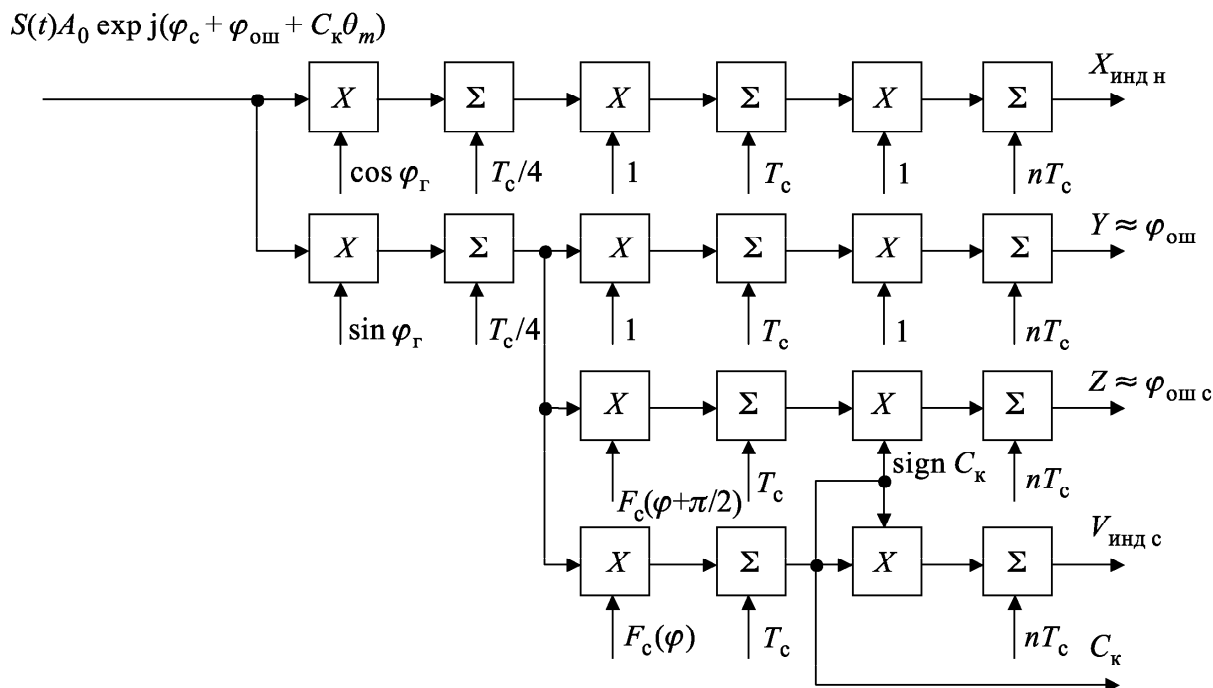


Рис. 4.10. Алгоритмы работы входного коррелятора и демодулятора системы ЦОС

пара (X и Y) используется для формирования кода частоты КФ цифрового управляемого генератора, а также для вычисления соотношения сигнал/шум, а вторая пара (Z и V) — для формирования кода времени четверти символа $T_c/4$.

Контур ФАП по несущей частоте замыкается через код частоты КФ цифрового управляемого генератора (синтезатора), контур ФАП по символам замыкается через код $T_c/4$ ГВМ.

Код КФ поступает на многоразрядный накапливающий сумматор без сброса (интегратор), выход которого (старшие разряды)

преобразуются в синусную и косинусную составляющие кода фазы (фаза есть интеграл от частоты).

Аналогично код $T_c/4$ поступает на многоразрядный накапливающий сумматор без сброса, старшие разряды которого поступают на схему сравнения кодов, в которой они сравниваются с кодом хронизатора (кодом текущего внутрисистемного времени). Результатом сравнения являются импульсы, передний фронт которых соответствует границам четверти символа модулирующей функции.

Формирователь сигнала запроса по дальности состоит из ГВМ, аналогичного тому, что применяется в демодуляторе. Отсчёты аппаратного времени, взятые в момент перехода запросного сигнала из «0» в «1» $t_{\text{запр}}$, поступают в процессор, где сравниваются с аналогичными отсчётами принятого и демодулированного ответного сигнала $t_{\text{отв}}$. Раскрытие неоднозначности обеспечивается многокомпонентностью измерительного сигнала дальности.

В центральном процессоре решаются следующие задачи:

1. Реализация 256-ти точечного преобразования БПФ в режиме обнаружения сигнала.
2. Реализация алгоритма адаптивной системы ФАП по несущей частоте с третьим порядком астатизма.
3. Реализация алгоритма системы ФАП по символам демодулируемого сигнала со вторым порядком астатизма.
4. Оценка приращения фазы сигнала несущей частоты на интервале времени 1 с (для измерения радиальной скорости КА)
5. Определение временной задержки между запросным и ответным измерительными сигналами дальности.
6. Измерение отношения сигнал/шум на интервале 4 с.

Центральный процессор — одноадресная машина с фиксированной точкой, тактовая частота — 6,25 МГц. Время исполнения коротких операций (сложение, операции с памятью) — 1,9 мкс, умножения и деления — 8,4 мкс.

Персональная ЭВМ IBM PC соединяется со спецпроцессором цифрового приёмника по стыку RS232.

В ПЭВМ решаются следующие задачи:

1. Управление системой ЦОС при:
 - выборе режима работы;
 - поиске сигнала по частоте.
2. Обработка полученных от системы ЦОС текущих параметров сигнала и их индикация:
 - приём от цифрового приёмника по интерфейсу RS232 отсчётов соотношения сигнал/шум и индикация;

— приём от цифрового приёмника по интерфейсу RS232 отсчётов измерений приращения фазы сигнала, вычисление и индикация измерений частоты принимаемого сигнала.

Алгоритмы работы системы ЦОС

Алгоритм работы входного преобразователя частоты. В теории цифровой обработки сигнала перемножитель отсчётов частоты входного и гетеродинного сигналов является аналогом фазового детектора.

Входной фазомодулированный радиосигнал можно представить вектором:

$$S(t) = A_0 \exp j(\varphi_c + \varphi_{\text{ош}} + C_k \vartheta_m),$$

где A_0 — амплитуда сигнала, φ_c — фаза сигнала, за которой следит система ФАП, $\varphi_{\text{ош}}$ — ошибка по фазе в контуре системы ФАП, ϑ_m — индекс модуляции, C_k — коэффициент модулирующей функции; $C_k = \pm 1$.

Сигнал гетеродина можно представить как вектор с единичной амплитудой и фазой, равной по величине и противоположной по знаку фазе сигнала при условии, что система ФАП находится в режиме синхронизма:

$$S_{\text{гет}}(t) = \exp(-j\varphi_c).$$

Результат перемножения двух сигналов:

$$\begin{aligned} S(t) \cdot S_{\text{гет}}(t) &= A_0 \exp j(\varphi_c + \varphi_{\text{ош}} + C_k \vartheta_m) \cdot \exp(-j\varphi_c) = \\ &= A_0 \exp j(\varphi_{\text{ош}} + C_k \vartheta_m). \end{aligned}$$

При реализации алгоритма перемножения цифровой сигнал гетеродина разбивается на синусную и косинусную составляющие и отсчёты входного сигнала перемножаются на каждую из них отдельно. Дальнейшая обработка сигнала происходит в двух каналах (в «квадратурах»).

Результат перемножения сигнала на $\cos \varphi_{\Gamma} = \cos(-\varphi_c)$:

$$A_0 \cos(\varphi_{\text{ош}} + C_k \vartheta_m).$$

Результат перемножения сигнала на $\sin \varphi_{\Gamma} = \sin(-\varphi_c)$:

$$A_0 \sin(\varphi_{\text{ош}} + C_k \vartheta_m).$$

В аналоговой системе ФАП результат перемножения (после фазового детектора) фильтруется фильтром нижних частот ФНЧ. При цифровой обработке сигнала аналогом ФНЧ является накапливающий сумматор со сбросом (интегратор со сбро-

сом). Его характеристика имеет вид $\sin x/x$. Результат цифровой фильтрации с помощью накапливающего сумматора зависит от интервала времени, на котором происходит накопление (т.е. от интервала накопления T_H).

Результат накопления на интервале T_H содержит действительную (X) и мнимую (Y) составляющие:

$$\begin{aligned} \sum_{t=0}^{T_H} S(t) \cdot S_{\text{рет}}(t) &= A_0 T_H \exp j(\varphi_{\text{ош}} + C_K \vartheta_m) = \\ &= A_0 T_H [\cos(\varphi_{\text{ош}} + C_K \vartheta_m) + j \sin(\varphi_{\text{ош}} + C_K \vartheta_m)], \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} X &= A_0 T_H \cos(\varphi_{\text{ош}} + C_K \vartheta_m) = \\ &= A_0 T_H [\cos \varphi_{\text{ош}} \cos(C_K \vartheta_m) - \sin \varphi_{\text{ош}} \sin(C_K \vartheta_m)], \quad (4.1) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Y &= A_0 T_H \sin(\varphi_{\text{ош}} + C_K \vartheta_m) = \\ &= A_0 T_H [\sin \varphi_{\text{ош}} \cos(C_K \vartheta_m) + \cos \varphi_{\text{ош}} \sin(C_K \vartheta_m)]. \quad (4.2) \end{aligned}$$

При индексе модуляции сигнала несущей частоты $\vartheta_m = \pm 60^\circ$ (режим приёма сигнала с остатком несущей частоты):

$$\vartheta_m = \pm \pi/3; \quad \cos(\pm \pi/3) = 0,5; \quad \sin(\pm \pi/3) = \pm 0,87.$$

В режиме слежения системы ФАП:

$$\begin{aligned} \varphi_{\text{ош}} &\cong 0; \quad \cos \varphi_{\text{ош}} \cong 1; \quad \sin \varphi_{\text{ош}} \cong \varphi_{\text{ош}}, \\ X &\cong A_0 T_H [0,5 \cos \varphi_{\text{ош}} \pm 0,87 C_K \sin \varphi_{\text{ош}}] \cong 0,5 A_0 T_H, \quad (4.3) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Y &\cong A_0 T_H [0,5 \sin \varphi_{\text{ош}} \pm 0,87 C_K \cos \varphi_{\text{ош}}] \cong \\ &\cong 0,5 A_0 T_H \varphi_{\text{ош}} \pm 0,87 A_0 T_H C_K. \quad (4.4) \end{aligned}$$

Из формулы (4.3) следует, что в канале X при любом времени накопления T_H накапливаются числа, пропорциональные амплитуде сигнала и времени накопления. Вторым членом в этой формуле можно пренебречь ввиду его малости по сравнению с первым членом ($\varphi_{\text{ош}} \cong 0$).

Первый член в формуле (4.4) на любом времени накопления пропорционален ошибке слежения системы ФАП. Второй член этой формулы зависит от знака модулирующей функции $C_K = \pm 1$ и интервала накопления. Этот факт используется при демодуляции сигнала.

При накоплении на большом количестве символов n :

$X \cong 0,5T_c n$ — канал индикации ошибки системы ФАП (число пропорционально $\cos \varphi_{\text{ош}}$, т.е. при $\varphi_{\text{ош}} = 0$ оно достигает максимального значения).

$Y \cong A_0 T_c n \varphi_{\text{ош}}$ — канал ошибки системы ФАП (при накоплении на $T_n = nT_c$ второй член формулы $0,87 A_0 n T_c C_k = 0$, так как $C_k = \pm 1$).

Таким образом, при приёме сигнала с остатком несущей частоты числа, накапливающиеся в обоих каналах на больших интервалах времени, не зависят от вида модулирующей функции и могут быть использованы для замыкания контура ФАП по несущей частоте.

Алгоритм демодуляции фазомодулированного сигнала. Для демодуляции сигнала алгоритм обработки сигнала разбивается на несколько циклов и определяется структурой модулирующей функции.

В линиях ДКС в качестве модулирующей функции используется взвешенный («манчестерский») код.

Взвешенным кодом называется последовательность символов, сложенных по модулю 2 с прямоугольным сигналом, который принимает значения 1 и 0 на символе. Этот сигнал называется символьной частотой F_c . При обработке сигнала, модулированного взвешенным кодом, не возникает смещения нуля фазового детектора.

При скоростях телеметрии 128 Бод и ниже символы перемножаются не на символьную частоту, а на фиксированную, равную 1024 Гц. В этом случае на один символ приходится несколько периодов взвешивающей функции (например, для режима КИМ128–8 периодов частоты 1024 Гц на один символ).

Сигнал модулирующей функции можно рассматривать как сигнал прямоугольной формы поднесущей частоты F_c , модулированный символами информации с индексом модуляции $\vartheta_m = \pi/2$. При этом синусная и косинусная составляющие сигнала гетеродина вырождаются в пару сдвинутых друг относительно друга (на $\pi/2$) меандровых сигналов (рис. 4.9).

При приёме сигнала с остатком несущей частоты и при условии накопления отсчётов на интервале, на котором модулирующая функция не меняет свой знак (при условии, что системы ФАП по несущей частоте и по символам находятся в синхронизме), числа, пропорциональные принятым символам, накапливаются в канале Y (формула (4.4)).

Алгоритм демодуляции сигнала взвешенной ТМИ определяется формулами (4.1) и (4.2) для $\vartheta_m = \pi/2$ (чтобы отличить

эти результаты от ФАП по несущей частоте, каналы ФАП по символам обозначены Z и V):

$$\begin{aligned} \vartheta_m &= \pi/2; \quad \cos(\pm\pi/2) = 0; \quad \sin(\pm\pi/2) = \pm 1 = C_k; \\ \varphi_{\text{ош}} &\cong 0; \quad \cos \varphi_{\text{ош}} \cong 1; \quad \sin \varphi_{\text{ош}} \cong \varphi_{\text{ош}}, \\ V &\cong A_0 T_c C_k, \end{aligned} \quad (4.5)$$

$$Z \cong -A_0 T_c C_k \varphi_{\text{ош}}. \quad (4.6)$$

Из рис. 4.9 видно, что канал V образуется при перемножении сигнала на опорную функцию $F_c(\varphi)$, а канал Z — при перемножении на опорную функцию $F_c(\varphi + \pi/2)$.

После накопления сигнала на интервале T_c в канале V результат накопления является оценкой выделенного символа. Старший разряд $\text{Sign } C_k$ определяет знак выделенного символа, младшие разряды — достоверность оценки.

На этом этапе накопления результаты в обоих каналах зависят от знака C_k (формулы (4.5) и (4.6)). Для того, чтобы сформировать сигналы в квадратурах для функционирования ФАП по символам (не зависящие от знака C_k), эти результаты необходимо умножить на $\text{sign } C_k$.

Тогда при накопления на интервале nT_c :

— $Z \cong -A_0 T_c n \varphi_{\text{ош}}$ — канал ошибки системы ФАП по символам;

— $V \cong A_0 T_c n$ — канал индикации ошибки системы ФАП по символам.

Таким образом, процесс демодуляции сигнала, использующего в качестве модулирующей функции сигнал взвешенной ТМИ, должен состоять из нескольких циклов обработки (см. рис. 4.10).

Первый интервал накопления определяется условием знакопостоянства модулирующей функции принимаемого сигнала и опорного сигнала, на который необходимо умножить результат накопления для снятия взвеси на F_c . Как следует из рис. 4.9, этот интервал равен $T_c/4$.

После перемножения результата накопления в первом цикле на опорные сигналы $F_c(\varphi)$ и $F_c(\varphi + \pi/2)$ и суммирования на интервале T_c в канале V выделяется символ C_k (второй цикл). Тем самым решается задача демодуляции сигнала.

Третий цикл состоит из перемножения результатов, полученных в каналах Z и V , на знак выделенного символа и накопления результатов на интервале nT_c .

Алгоритмы формирования передаточной функции корректирующего устройства системы ФАП со вторым (ФАП по

символам) и третьим (ФАП по несущей частоте) порядком астатизма. Системы фазовой автоподстройки частоты (ФАП) предназначены для отслеживания изменений частоты и фазы принимаемого сигнала, обусловленных эффектом Допплера, при наличии шума, искажающего сигнал. Таким образом, система ФАП является следящим фильтром, который характеризуется такими параметрами, как порядок астатизма, шумовая полоса и полосы захвата и удержания сигнала.

Оптимальная передаточная функция следящего фильтра минимизирует суммарную ошибку, состоящую из двух компонент:

$$\Sigma^2 = \sigma^2 + \lambda^2 E_d^2 = \min,$$

σ^2 — случайная ошибка, обусловленная действием шумов;

E_d^2 — динамическая ошибка, обусловленная переходным процессом при заданном входном воздействии;

λ — постоянная величина (множитель Лагранжа) — вес динамической ошибки.

Система ФАП считается оптимальной к данному воздействию, если в установившемся режиме ошибка по отработке воздействия равна нулю, $E_d = 0$.

Система ФАП со вторым порядком астатизма оптимальна для отработки воздействия в виде скачка частоты. При этом фаза входного сигнала $\varphi = \Delta\omega t$.

Передаточная функция для замкнутого контура ФАП 2-го порядка астатизма:

$$Y(p) = \frac{B_0^2 + \sqrt{2} B_0 p}{B_0^2 + \sqrt{2} B_0 p + p^2}, \quad (4.7)$$

$$B_0^4 = \frac{\lambda^2 (\Delta\omega)^2}{F_\varphi}, \quad \Delta F_{\text{ш}} = 1,06 B_0, \quad (4.8)$$

где B_0 — параметр ФАП; p — оператор Лапласа; $\Delta F_{\text{ш}}$ — шумовая полоса ФАП; F_φ — спектральная плотность фазовых флуктуаций (отношение дисперсии фазовых флуктуаций к энергетической полосе тракта, предшествующей фазовому детектору).

Система ФАП с третьим порядком астатизма оптимальна для отработки воздействия в виде линейно изменяющейся частоты. При этом фаза входного сигнала $\varphi = \alpha t^2/2$.

Передаточная функция для замкнутого контура ФАП 3-го порядка астатизма:

$$Y(p) = \frac{B_1^3 + 2B_1^2 p + 2B_1 p^2}{B_1^3 + 2B_1^2 p + 2B_1 p^2 + p^3}, \quad (4.9)$$

$$B_1^6 = \frac{\lambda^2 \alpha^2}{F_\varphi}, \quad \Delta F_{\text{ш}} = 1,66 B_1. \quad (4.10)$$

Передаточные функции разомкнутых систем для 2-го и 3-го порядков астатизма соответственно:

$$W_2(p) = \frac{B_0^2 + \sqrt{2} B_0 p}{p^2}, \quad (4.11)$$

$$W_3(p) = \frac{B_1^3 + 2B_1^2 p + 2B_1 p^2}{p^3}. \quad (4.12)$$

Структурная схема системы ФАП любого порядка астатизма состоит из следующих обязательных составных частей:

— фазовый детектор (элемент перемножения входного сигнала на сигнал управляемого генератора) с передаточной функцией $W_{\text{фд}} = K_{\text{фд}}$, где $K_{\text{фд}}$ — коэффициент передачи фазового детектора;

— управляемый генератор с передаточной функцией интегратора (фаза сигнала есть интеграл частоты):

$$W_{\text{уг}} = \frac{K_{\text{уг}}}{p}; \quad (4.13)$$

— корректирующее устройство, передаточная функция которого определяется как отношение расчётной передаточной функции системы к передаточной функции нескорректированной системы ($W_{\text{нс}}$):

$$W_{\text{нс}} = \frac{K_{\text{уг}} K_{\text{фд}}}{p} = \frac{K}{p}, \quad (4.14)$$

$$W_{\text{ку}}(p) = \frac{W(p)}{W_{\text{нс}}(p)}. \quad (4.15)$$

Из формул (4.11), (4.14) и (4.15):

$$W_{\text{ку2}}(p) = \frac{1}{K} \left(\sqrt{2} B_0 + \frac{B_0^2}{p} \right). \quad (4.16)$$

Из формул (4.12), (4.14) и (4.15):

$$W_{\text{ку3}}(p) = \frac{1}{K} \left(2B_1 + \frac{2B_1^2}{p} + \frac{B_1^3}{p^2} \right). \quad (4.17)$$

Полученным выражениям соответствует структура системы ФАП, представленная на рис. 4.11. Преимущество этой структуры заключается в том, что изменение шумовой полосы системы путём регулирования коэффициентов A_1 , A_2 , A_3 , а также переключение порядка астатизма (второму порядку соответствует

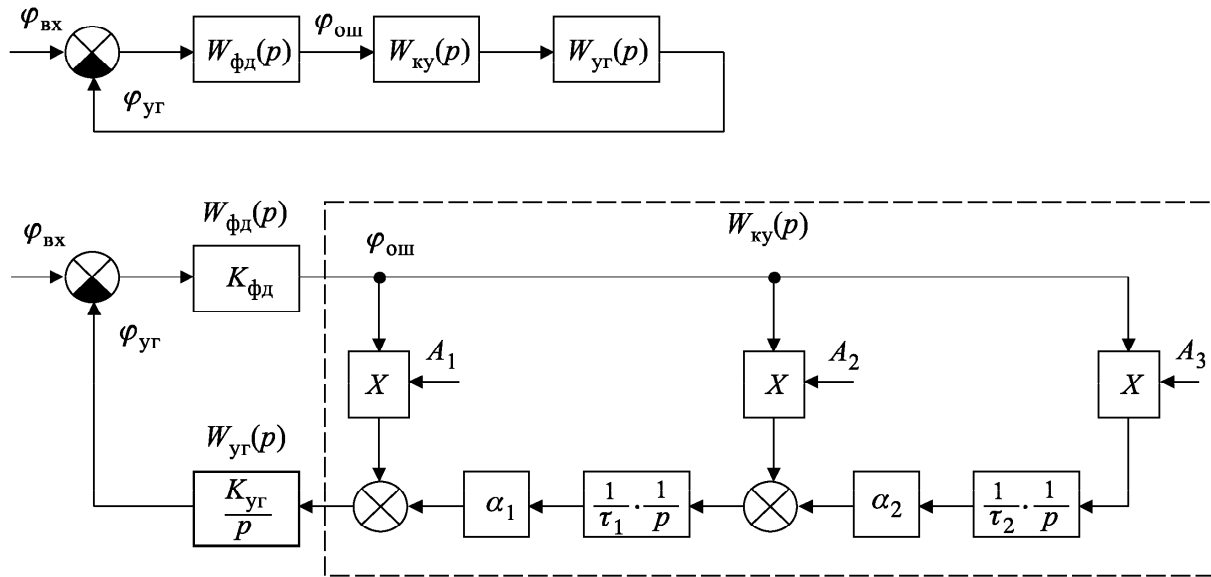


Рис. 4.11. Структурная схема системы ФАП и алгоритм её реализации в системе ЦОС

значение параметра $A_3 = 0$) не выводит систему из режима синхронизма.

Коэффициенты A_1, A_2, A_3 , как следует из формул (4.8), (4.16) и (4.10), (4.17), зависят от соотношения сигнал/шум. Если это соотношение постоянно вычисляется и коэффициенты корректируются в процессе работы в соответствии с вычисленным значением, то в этом случае система является адаптивной.

Цикличность структуры корректирующего звена при построении цифровой системы ФАП реализуется в цикличности работы процессора. Программа вычисления кода частоты состоит из нескольких (в зависимости от порядка астатизма) циклов интегрирования.

Алгоритм вычисления отношения сигнал/шум. Алгоритм вычисления соотношения сигнал/шум предусматривает вычисление оценок мощности сигнала P_c , мощности смеси сигнала с шумом $P_{\text{сш}}$, мощности шума $P_{\text{ш}}$ и соотношения сигнал/шум q :

$$P_c = \left(\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N Z_i \right)^2, \quad (4.18)$$

где $Z_i = \sqrt{X_i^2 + Y_i^2}$ (X_i и Y_i определяются формулами (4.3) и (4.4));

$$P_{\text{сш}} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N |Z_i|^2, \quad (4.19)$$

$$P_{\text{ш}} = P_{\text{сш}} - P_c, \quad q = \frac{P_c}{P_{\text{ш}}}. \quad (4.20)$$

Характеристики системы ЦОС. В системе ЦОС реализованы следующие технические характеристики:

- входной сигнал второй промежуточной частоты 3 МГц;
- диапазон частот обнаружения входного сигнала ± 65 кГц;
- диапазон частот слежения за сигналом ± 500 кГц;
- время поиска сигнала в зависимости от отношения сигнал/шум $5 \div 15$ с;
- диапазон скоростей выделяемой телеметрической информации:
 - в режиме КИМ от 1 до 128 Бод,
 - в режиме КИМ СК с кодированием от 512 до 131 кБод,
 - в режиме КИМ СК без кодирования от 512 до 256 кБод;
- диапазон измерения отношения сигнал/шум от 10 до 60 дБ;
- погрешность измерения отношения сигнал/шум $\pm 0,5$ дБ;
- диапазон изменения шумовой полосы адаптивной системы ФАПЧ от 1 до 30 Гц;
- частота дискретизации сигнала 12,5 МГц.

Следует отметить, что описанная система цифровой обработки сигнала разрабатывалась в конце 70-х годов и была введена в эксплуатацию в составе КИС ДКА в Евпатории в 1980 г. и в Уссурийске в 1985 г.

Система цифровой обработки сигнала является одним из важнейших элементов станции слежения за ДКА, определяющим её пороговые характеристики.

Аналогичная система в составе станций слежения американской сети DSN появилась только в начале 90-х годов.

4.3.4. Телеметрическая система. В состав телеметрической системы входят бортовая и наземная части.

Бортовая телеметрическая система обеспечивает сбор данных от большого числа датчиков, контролирующих состояние систем КА — температуру, давление, напряжения, прохождения и выполнение команд и др.

Полученные от датчиков данные преобразуются в цифровую форму и через систему опрашивающих коммутаторов поступают на устройство формирования цифрового потока, который через бортовые передатчики передаётся на Землю.

Имеется два режима передачи ТМИ:

- передача низкоскоростной информации, скорости от 1 до 128 бит/с. Эта информация передаётся без кодирования на несущей частоте 1024 Гц;

— передача ТМИ на скоростях от 512 бит/с до 131 бит/с. Эта ТМИ передаётся путём перемножения передаваемой информации на собственную тактовую частоту («взвешивания») и кодирования свёрточным кодом с длиной кодового ограничения 6 и кодовой скоростью $1/2$.

Передаваемая цифровая ТМИ имеет кадровую структуру, каждый кадр состоит из 128 восьмиразрядных слов (байтов).

В начале каждого кадра передаётся синхропосылка, затем передаются номер кадра, посылки бортового времени и затем, собственно, ТМИ. Последнее слово в кадре используется для передачи контрольной суммы, по которой судят о наличии или отсутствии сбоев в принятой информации.

Аналогично производится сбор данных и формирование цифрового потока для научной информации (НИ), которая в той же структуре, что и служебная ТМИ, передаётся на Землю.

Полученные на борту потоки ТМИ и НИ регистрируются бортовым запоминающим устройством (ЗУ) — магнитофонами.

Полученная информация может передаваться на Землю в реальном времени (в момент получения) — режим непосредственной передачи (НП), либо в режиме воспроизведения с магнитофона (ВП ЗУ).

На земле принятая и демодулированная ТМИ (либо НИ), декодируется свёрточным декодером и поступает на аппаратуру обработки ТМИ.

Эта аппаратура производит следующие операции:

- выделение кадровой и словной синхронизации, разбивка принятой информации на кадры и слова;
- проверка принятой информации «на чётность» (с использованием 128-го слова в кадре);
- передача принятой информации потребителям в реальном времени;
- регистрация всей принятой информации и воспроизведение её потребителями по мере необходимости.

4.3.5. Система формирования и выдачи командной информации. Управление полётом ДКА производится в автоматизированном режиме.

Формирование командной информации осуществляется в ЦУП. Содержание этой информации позволяет решить задачу данного сеанса связи по управлению ДКА: провести передачу на Землю полученной НИ, осуществить ориентацию ДКА, привести необходимые манёвры ДКА с целью коррекции траектории полёта и т. д.

Командная информация из ЦУП поступает на КИС ДКА, откуда в заданное время передаётся на ДКА, где сразу идёт на исполнительные органы либо запоминается для последующего исполнения.

Бортовая аппаратура ДКА может функционировать в двух режимах — дежурном и сеансном.

В дежурном режиме работают командные некогерентные приёмники, имеющие минимальное энергопотребление, постоянно готовые к приёму командной информации в режиме АМ. В этом режиме работа производится через малонаправленную бортовую антенну.

В сеансном режиме работают не только командные, но и когерентные приёмники, обеспечивающие приём как командной, так и траекторной информации. Работа ведётся через остронаправленную бортовую антенну.

Для управления ДКА используется два вида командной информации:

- функциональные команды (ФК), которые исполняются на борту немедленно после получения;
- числовые команды (ЧК), содержащие числовые значения каких-либо параметров, которые надо изменять в заданное время. Эти команды записываются в память ПВУ.

Правильность выдачи команд контролируется путём сравнения кода протектированной команды на выходе передатчика с кодом команды, выданной командной системой.

Правильность приёма команды на борту и её исполнение контролируются системой телеметрических измерений.

Командно-программная информация, поступающая на КИС ДКА из ЦУП, записывается в память командной системы с привязкой ко времени. При совпадении заданного и текущего времени команды выдаются на борт ДКА.

В радиолинии Земля — ДКА при передаче командной информации используется фазовая либо амплитудная модуляция несущей частоты поднесущими частотами в диапазоне $0,4 \div 8$ КГц.

Передаче 0 или 1 соответствует передача одной частоты, выбранной из имеющегося набора. На борту производится узкополосная фильтрация командных частот.

Для повышения надёжности прохождения команд каждый 0 или 1 передаются одновременно двумя частотами, причём информация на борту декодируется даже при прохождении одной частоты.

При работе с ДКА в дежурном режиме используется АМ несущей частоты, при которой в дежурных приёмниках исполь-

зуется асинхронная система вхождения в связь, обладающая небольшой инерционностью. Команды выдаются с низкой скоростью.

При переходе борта в сеансный режим резко повышается потенциал радиолинии, увеличивается скорость передачи командной информации и используется фазовая модуляция несущей частоты.

В командной системе используется две скорости передачи информации. В режиме «быстрых» команд скорость передачи составляет 2,5 бит/с при длительности символа 0,2 с.

В режиме «медленных» команд скорость передачи составляет 0,16 бит/с при длительности символа 3 с.

ФК передаются словами из десяти двоичных единиц, ЧК — из 39 двоичных единиц.

Для повышения надёжности прохождения командной информации она кодируется кодом Хемминга.

Система формирования и выдачи командной информации обеспечивает следующие технические характеристики:

- вероятность непрохождения команды — $1 \cdot 10^{-4}$ (одна команда из 10 тыс. выданных);
- вероятность трансформации команды — $1 \cdot 10^{-6}$ (одна команда из миллиона).

4.3.6. Система траекторных измерений. Система траекторных измерений производит измерение радиальной составляющей скорости ДКА и наклонной дальности до него.

В радиолиниях дальней космической связи информативная полоса частот передаваемой информации одного порядка или меньше максимального значения доплеровского значения смещения несущей частоты передаваемых сигналов.

Поэтому с целью повышения потенциала радиолинии предусмотрено исключение доплеровского смещения частоты на входе бортового приёмника, что позволяет значительно сузить его полосу пропускания и поднять потенциал радиолинии.

Исключение доплеровского смещения в запросном сигнале производится путём изменения его частоты на величину ожидаемого (прогнозируемого) доплеровского смещения с обратным знаком с помощью доплеровского синтезатора частоты.

Программа изменения доплеровской частоты рассчитывается заранее и, с привязкой ко времени, закладывается в память доплеровского синтезатора с дискретом 0,001 Гц.

Аналогично доплеровское смещение исключается из принимаемого сигнала путём перестройки частоты гетеродина приёмника.

Таким образом, в системе траекторных измерений измеряется суммарная величина ошибки в прогнозе доплеровского смещения частоты запросной и ответной радиолиний («неучтённое» доплеровское смещение частоты).

В баллистический центр вместе с результатами траекторных измерений передаются данные по прогнозу доплеровского смещения в запросной и ответной радиолиниях. Их совместная обработка позволяет определить истинное значение радиальной скорости ДКА.

Измерение дальности производится фазовым методом, основанным на измерении времени распространения дальномерного сигнала, модулирующего несущую частоту наземного передатчика и ретранслированного бортовым приёмоответчиком. При этом, поскольку положение ДКА априори известно достаточно хорошо, проводится только уточнение фактического значения дальности относительно априорной оценки полной дальности.

Для измерения дальности в дециметровом и сантиметровом диапазонах используется многошкальный дальномерный сигнал, при котором сигнал точной дальномерной шкалы модулируется по фазе последовательно пятью частотами разрешения неоднозначности, из которых каждая последующая в 4 раза меньше предыдущей.

В качестве точной дальномерной частоты используются частоты 30 кГц и 300 кГц.

Зона однозначного измерения дальности определяется выражением:

$$R_{\text{одн}} = C/2f_5, \quad f_5 = f_T/4^5,$$

где f_T — точная частота, f_5 — наименьшая частота.

При $f_T = 30$ кГц, $R_{\text{одн}} = 5000$ км; $f_T = 300$ кГц, $R_{\text{одн}} = 500$ км.

В сантиметровом диапазоне в качестве дальномерного сигнала для получения повышенной точности измерения дальности может использоваться псевдослучайная последовательность с тактовой частотой 1200 кГц и длиной кода 2047 элементов.

При этом $R_{\text{одн}} = 2047C/2f_T$, где $f_T = 1200$ кГц, $R_{\text{одн}} = 250$ км.

При работе в сантиметровом диапазоне бортовой приёмоответчик осуществляет приём, узкополосную регенерацию и ретрансляцию псевдослучайных дальномерных кодов. Приём, широкополосная фильтрация и ретрансляция многочастотных даль-

номерных сигналов производится как в дециметровом, так и в сантиметровом диапазонах.

Для минимизации систематических погрешностей измерения дальности, обусловленных фазовыми нестабильностями наземной и бортовой аппаратуры, проводится предполётная тарировка фазовых задержек дальномерного сигнала в бортовом приёмоответчике, которые учитываются при обработке результатов траекторных измерений.

В наземной аппаратуре производится предсеансная калибровка фазовых аппаратурных задержек через широкополосный ретранслятор сигнала, преобразующий частоту сигнала передатчика в частоту приёма.

В КИС ДКА «Квант-Д» совместно с бортовой радиосистемой реализованы следующие точности траекторных измерений:

По дальности при:

- $f_T = 30$ кГц, $\sigma R \leq 100$ м;
 - $f_T = 300$ кГц, $\sigma R \leq 20$ м;
 - $f_T = 1200$ кГц, $\sigma R \leq 10$ м,
- по скорости $\sigma \dot{R} \leq 1$ мм/с.

Указанные точности приведены для сантиметрового диапазона.

В дециметровом диапазоне комплекс имеет худшие точности траекторных измерений.

4.3.7. Навигационное обеспечение полётов ДКА с помощью радиоинтерферометрических измерений со сверхдлинной базой. В настоящее время основными видами измеряемых навигационных параметров при траекторных измерениях дальних КА являются измерения радиальной дальности R и радиальной скорости \dot{R} КА относительно наземных станций слежения.

Способ решения навигационной задачи по измеряемым R , \dot{R} при полёте КА к планетам предусматривает использование большого объёма измерений, разнесённых по времени и охватывающих достаточно протяжённые участки траектории, чтобы обеспечить необходимую для определения пространственного движения КА динамику изменения R , \dot{R} .

Такой способ навигации, хотя в принципе и позволяет решить поставленную задачу, но не позволяет решить её оперативно, что может потребоваться при проведении в течение короткого времени нескольких коррекций траектории ДКА, например, при формировании рабочей орбиты.

Поэтому для навигации ДКА, наряду с традиционными измерениями R и \dot{R} , применяются радиоинтерферометрические

измерения со сверхдлинной базой, при которых определяется угловое положение КА относительно космических источников (КИ) с известным с высокой точностью угловым положением на небесной сфере.

При использовании измерений R и \dot{R} с ошибками $\delta_R = 20$ м и $\delta_{\dot{R}} = 1$ мм/с точность определения траектории КА не хуже 100 км на расстояниях сотен миллионов километров может быть достигнута только через 4 месяца регулярных измерений. Если же к измерениям R и \dot{R} добавить высокоточные радиоинтерферометрические измерения, то та же точность определения орбиты может быть достигнута через 5–10 дней измерений. Кроме того, использование интерферометрических измерений в дополнение к измерениям R , \dot{R} при одинаковом времени измерений позволяет получить более высокую точность определения траектории КА.

Структурная схема радиоинтерферометра со сверхдлинной базой (РСДБ) представлена на рис. 4.12.

Сигналы от КА и КИ принимаются тремя приёмными пунктами, разнесёнными на расстояние в несколько тысяч километров (в г. Евпатории, г. Уссурийске и пос. Медвежьи Озёра). Длина баз Евпатория–Уссурийск — 6900 км, Евпатория–Медвежьи Озёра — 1200 км.

При таких расстояниях невозможно обеспечить когерентность сигналов гетеродинов приёмных устройств путём передачи опорного сигнала по кабелю, как в интерферометрах с малой базой.

Поэтому принятые приёмными пунктами сигналы преобразуются в цифровую форму, привязываются ко времени по меткам, полученным от высокостабильного стандарта частоты, и записываются на магнитную ленту.

Магнитные ленты с информацией доставляются в центр корреляционной обработки данных, где в результате корреляционной обработки зарегистрированных сигналов, принятых в разных пунктах, определяется взаимная (по каждой базе) временная задержка сигнала τ и частота интерференции $F(t) = f_0 \cdot d\tau(t)/dt$, соответствующая скорости изменения запаздывания (задержки) сигналов на данной базе. Частота интерференции характеризует дифференциальный доплеровский сдвиг частоты сигналов, принимаемых в разнесённых пунктах, вызванный вращением базы интерферометра относительно наблюдаемого источника.

Полученные данные (τ и F) передаются в баллистический центр, где используются при определении траектории полёта КА.

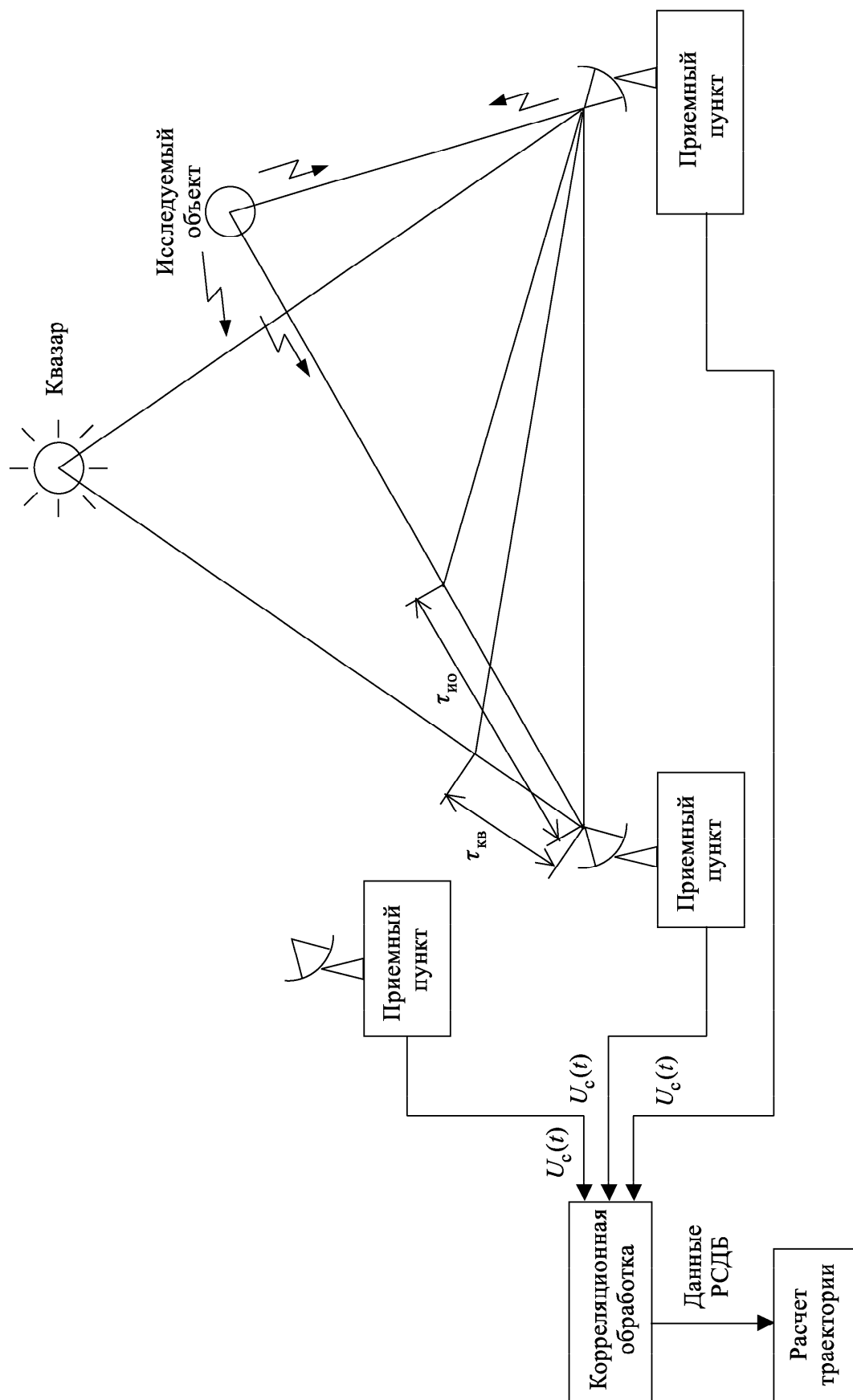


Рис. 4.12. Структурная схема радиointерферометра со сверхдлинной базой

На рис. 4.13 представлена структурная схема приёмного пункта РСДБ.

В начале сеанса интерферометрических измерений проводится работа с КИ, расположенными вблизи от проекции траектории КА на небесной сфере.

Эти измерения проводятся последовательно в двух частотных диапазонах (например, 5 и 32 см), что позволяет исключить погрешности, возникающие при распространении сигнала в межпланетной среде и ионосфере.

По этим измерениям определяется положение КИ. После этого проводятся измерения положения КА по сигналам, излучаемым бортовым передатчиком.

Несущая частота передатчика КА модулируется поднесущей частотой 7 МГц (разнос боковых частот 14 МГц).

Точность интерферометрических измерений тем выше, чем шире полоса принимаемого сигнала. Основным ограничением при этом являются возможности аппаратуры регистрации.

Принятый сигнал после усиления в широкополосном приёмном устройстве подаётся на систему синтеза полосы пропускания интерферометра. Это устройство имеет разные режимы при работе с КИ и КА.

При работе с КИ из общей полосы частот сигналов Δf , принимаемых приёмником, специальными фильтрами вырезаются четыре полосы по 500 кГц, либо по 2 МГц (в зависимости от вида используемого регистра).

Сигналы с выходов этих фильтров поступают на регистрацию. При обработке зарегистрированных сигналов точность измерений близка к точности, которая могла быть получена при обработке сигнала по всей полосе.

В режиме работы с КА в системе синтеза полосы пропускания интерферометра используются три фильтра — для несущей и боковых частот сигнала, принимаемого с КА. Полоса пропускания этих фильтров сужена до 300 Гц.

После фильтрации сигналы, принимаемые в режимах КИ и КА, с помощью гетеродинирования переводятся в видеодиапазон. Затем эти сигналы в формате проходят следующие преобразования:

- аналоговые сигналы преобразуются в цифровую форму путём бинарного квантования по амплитуде и дискретизации во времени;
- осуществляется привязка сигналов ко времени;
- сигналы преобразуются в кадровую структуру, позволяющую регистрировать их на магнитофоне.

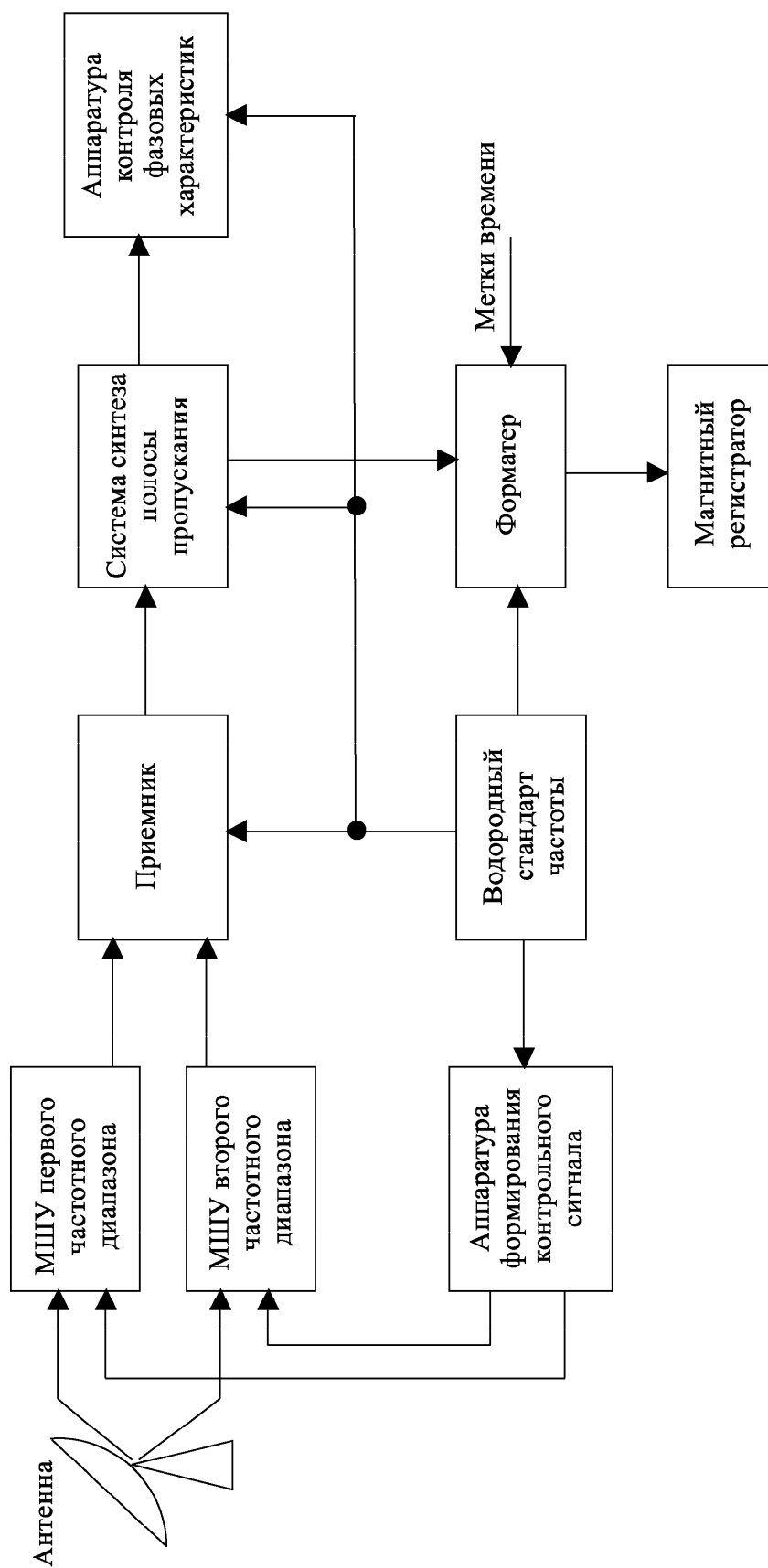


Рис. 4.13. Структура схемы приёмного пункта РСДБ

Точность интерферометрических измерений зависит от стабильности фазовых характеристик приёмных устройств и стабильности частот гетеродинов.

Оценка стабильности приёмного тракта осуществляется с помощью специально формируемого когерентного сигнала и устройства контроля фазовых характеристик.

При работе интерферометра контрольный сигнал проходит вместе с принимаемым сигналом через весь тракт приёма и вместе с принимаемым сигналом регистрируется на магнитофоне.

При обработке информации по зарегистрированному контрольному сигналу определяются фазовые уходы приёмных трактов и в результаты измерений вносятся соответствующие поправки.

Зарегистрированная на пунктах приёма информация, в виде магнитных лент, доставляется в центр обработки информации, где определяются точные значения разностей временных задержек между принятыми в приёмных пунктах интерферометра сигналами от радиоисточников (КА и КИ) и частотного сдвига между этими сигналами (частот интерференции)

Структурная схема центра обработки интерферометрической информации представлена на рис. 4.14.

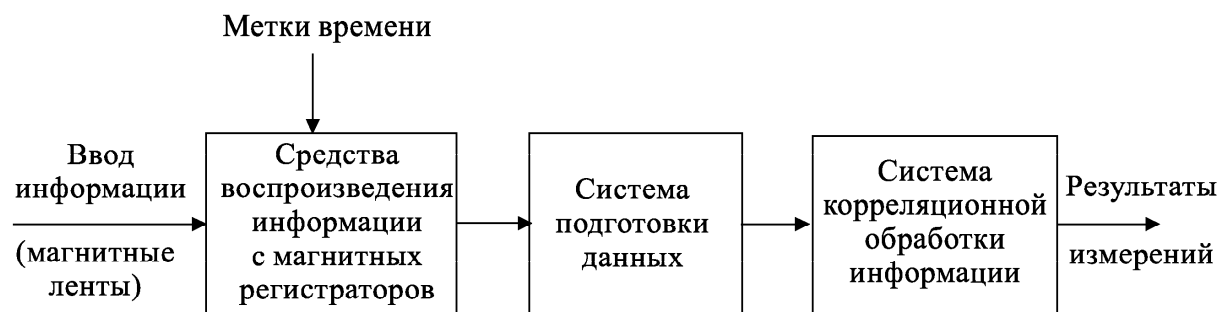


Рис. 4.14. Структурная схема центра обработки интерферометрической информации

Средства воспроизведения информации представляют собой три магнитофона, аналогичных используемых на пунктах приёма для регистрации.

С выходов всех магнитофонов сигналы одновременно поступают в систему подготовки данных, которая выравнивает скорость поступления информации от каждого магнитофона, учитывает геометрические поправки на расположение баз и доплеровские приращения частот сигналов, вызванные перемещением баз за счёт вращения Земли и движения КА, а также поправки на условия распространения сигнала в тропосфере с учётом реальных метеоусловий в пунктах приёма.

Система обработки информации выполняет корреляционную статистическую попарную обработку сигналов, принятых на каждой базе. При этом учитываются результаты обработки калибровочных сигналов для коррекции фазовых сдвигов в приёмных трактах интерферометра. В результате обработки определяются временные задержки для всех базовых линий интерферометра и соответствующие частоты интерференции.

Порядок обработки информации от КИ и КА практически одинаков, хотя и имеются определённые особенности.

При работе в дифференциальном режиме дополнительно вычисляются разности задержек между КА и КИ по каждой базе, которые передаются в баллистический центр для определения траектории КА.

Основные технические характеристики описанного интерферометра со сверхдлинной базой:

- точность измерения длины баз — 1 м;
- точность привязки времени в пунктах приёма — 1 мс;
- погрешность измерения взаимной задержки сигналов — 3–5 нс;
- погрешность измерения частоты интерференции — 10^{-3} Гц;
- точность угловых измерений — 0,05–0,1 угл. с.

Навигационные интерферометрические измерения использовались при выполнении программ «Вега», «Фобос», «Астрон», «Гранат».

4.3.8. Управление КИС ДКА. Управление аппаратурой КИС при подготовке и проведении сеанса связи с ДКА производится с командного поста станции, оборудованного средствами наглядного отображения состояния аппаратуры, конфигурации комплекса и основных характеристик передаваемого и принимаемого сигналов. Командный пост оборудован также средствами управления аппаратурой, позволяющими выбирать конфигурацию комплекса, устанавливать необходимые режимы работы.

При подготовке к сеансу связи аппаратура КИС проверяется на функционирование в основных режимах — выдачи командно-программной информации, приёма ТМИ и НИ, работы системы траекторных измерений.

Для этого используется входящая в состав комплекса аппаратура, имитирующая работу радиосистемы ДКА.

Кроме того, перед сеансом связи производится приём сигналов от радиоисточников с известным потоком радиоизлучения.

Эта проверка позволяет оценить эффективную площадь антенны, уровень шумов приёмных устройств и работу системы наведения антенны.

Аппаратура КИС построена таким образом, что основные операции в процессе сеанса связи выполняются автоматически — наведение антенны по ранее рассчитанным целеуказаниям, работа синтезаторов, прогнозирующих доплеровскую частоту, выдача команд управления в заданные моменты времени, поиск и «захват» принимаемого сигнала, слежение за ним, демодуляция и обработка ТМИ, проведение траекторных измерений. Это позволяет минимизировать влияние «человеческого фактора» (ошибки операторов) при проведении сеанса связи.

Основными задачами оператора поста управления является проверка аппаратуры при подготовке к сеансу связи, контроль работы аппаратуры комплекса в процессе проведения сеанса, выявление нештатных ситуаций в работе бортовой и наземной аппаратуры, принятие мер по выходу из нештатных ситуаций путём замены неисправной аппаратуры либо изменения режимов работы комплекса.

4.3.9. Сравнение технических характеристик КИС ДКА России и США. Аналогом российского наземного комплекса управления ДКА является американская сеть слежения DSN. В состав этой сети входят три станции слежения, оснащённые антеннами с диаметром зеркал 70, 34, 26 и 11 м.

Эти станции расположены в Голдстоуне (США), Мадриде (Испания) и Канберре (Австралия).

Такое расположение станций слежения обеспечивает кругло-суточную видимость ДКА хотя бы одной станцией.

Так как методы управления ДКА в России и США различны, различно и построение станций слежения. Однако основные технические характеристики станций слежения России и США достаточно близки.

На рис. 4.15 для иллюстрации приведены сравнительные характеристики станций слежения России и США по скорости приёма ТМИ в процессе развития и модернизации аппаратуры. Скорость приёма ТМИ напрямую зависит от энергетического потенциала радиолиний ДКА-Земля. Потенциал радиолинии определяется эффективной площадью бортовых и наземных антенн, мощностью бортовых передатчиков и чувствительностью наземных приёмников, эффективностью используемых кодов, рабочего диапазона.

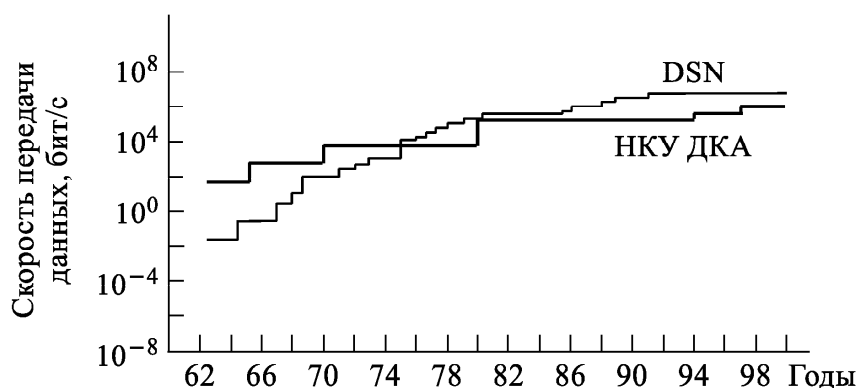


Рис. 4.15. Скорость передачи данных в радиолинии КА-Земля. Сравнительные характеристики Российского НКУ ДКА и Американского сети ДСН.

Из рис. 4.15 видно, что по мере совершенствования техники в России и США увеличение скорости ТМИ шло приблизительно синхронно.

Некоторое превышение параметра у США в последние годы объясняется использованием более высокочастотных диапазонов, суммирования сигналов с нескольких антенн, что в настоящее время в России не используется, а также применением более эффективного кодирования, что вызвано необходимостью работы на больших дальностях (исследования дальних планет).

4.4. Перспективный наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами «Юпитер»

Результаты исследований, проводимых в дальнем космосе, напрямую зависят от технических характеристик используемых наземных радиотехнических комплексов управления. По мере совершенствования технических характеристик этих средств расширяются возможности и растут результаты проводимых научных экспериментов.

Поэтому совершенствование технических характеристик наземных (и бортовых) радиосистем идёт постоянно, но главным образом при смене поколений этих систем.

Технические характеристики нового поколения наземного радиотехнического комплекса управления дальними КА должны соответствовать последним достижениям науки, техники и технологии на момент его создания.

Стоимость создания таких радиотехнических комплексов управления весьма велика, срок службы комплексов может достигать до 20-ти лет. Поэтому разработка аппаратуры должна вестись таким образом, чтобы обеспечить модернизационную гибкость комплекса, что позволит в процессе использования мо-

дернизировать отдельные системы без вреда для работы остальной части комплекса.

Сегодня Российский наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами построен на базе радиотехнических комплексов «Квант-Д», разработанных ФГУП «РНИИ КП» и введенных в эксплуатацию в 1980–1986 гг. в Центрах дальней космической связи Евпатории (Украина), Уссурийске и Щёлково (под Москвой).

Этими средствами было обеспечено выполнение программ исследования Марса, Венеры, кометы Галлея, а также научных исследований с использованием КА, находившихся на высокоапогейных орбитах («Астрон», «Гранат», «Интербол»),

Радиотехнический комплекс «Квант-Д» после ряда модернизаций и сегодня имеет удовлетворительные технические характеристики, однако аппаратура комплекса морально устарела, в значительной степени израсходовала свой технический ресурс и, главное, работает в неперспективных диапазонах частот.

Перспективные Российские аппараты для исследования дальнего космоса будут работать в X-диапазоне и иметь повышенные требования к наземным средствам управления.

Указанные обстоятельства явились основанием для разработки ФГУП «РНИИ КП» следующего поколения наземного радиотехнического комплекса управления дальними космическими аппаратами «Юпитер».

Учитывая большую стоимость создания антенн, а также большую длительность их жизненного цикла (до 25–30 лет), в радиотехническом комплексе «Юпитер» предполагается использовать существующие антенны П2500 и П400 с диаметром зеркала 70 и 32 метра соответственно, прошедшие необходимый восстановительный ремонт и модернизацию для работы в диапазоне 7,2 ГГц на передачу и 8,4 ГГц на приём.

Система управления антенной П2500 обеспечивает программное наведение с точностью до долей угловых минут. Система управления учитывает поправки на отклонение радиолуча за счёт деформаций опорно-поворотного устройства, поправки на рефракцию атмосферы и др. Имеется возможность оперативного поиска максимума сигнала и введения выявленных поправок. Впоследствии эти антенны могут быть заменены на новые с диаметром зеркала 80 и 34 м.

Структурная схема наземного радиотехнического комплекса управления «Юпитер» приведена на рис. 4.16.

В комплексе используются передатчики диапазона 7,2 ГГц, установленные на антенне П2500 с мощностью 20 кВт и на

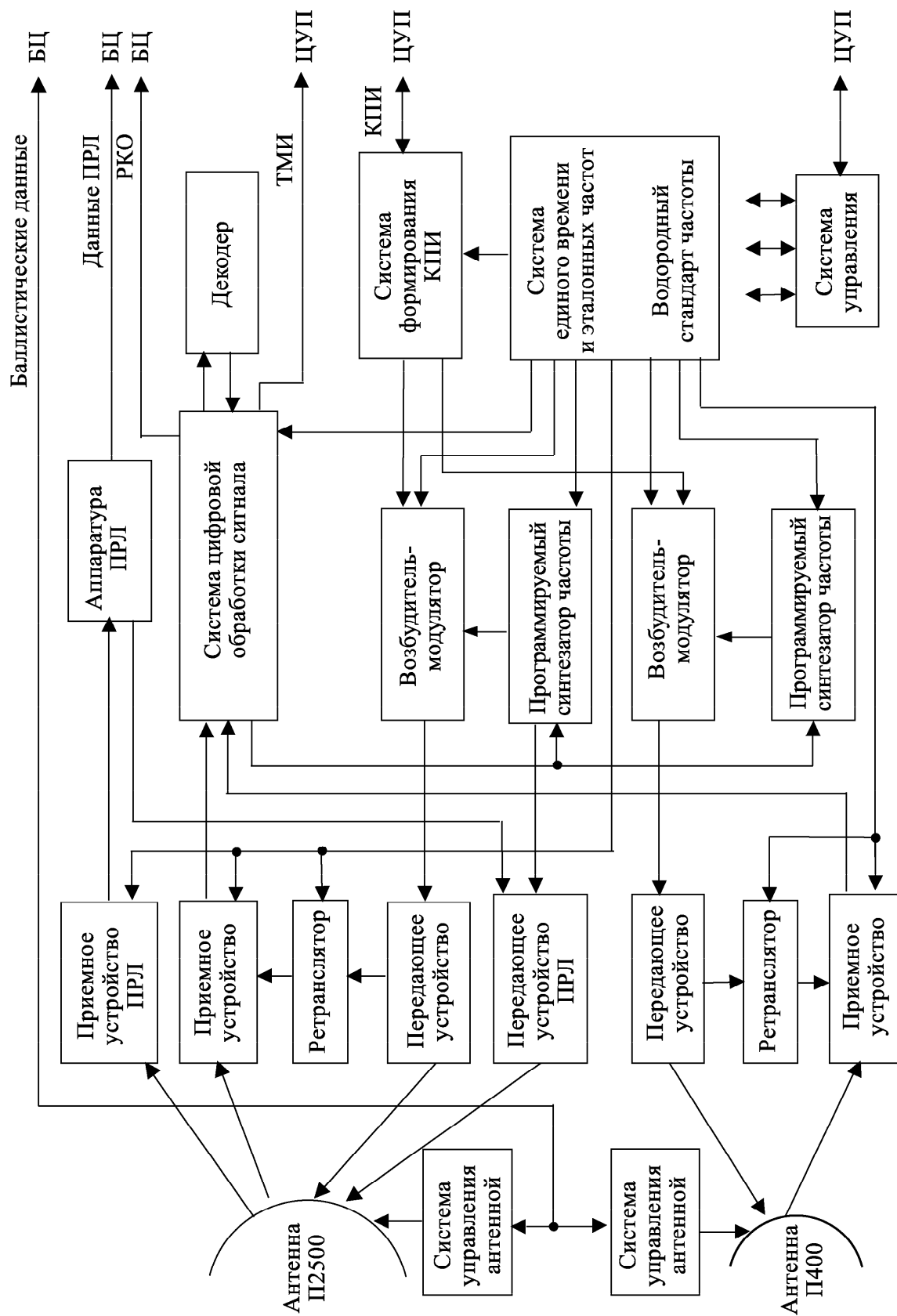


Рис. 4.16. Структурная схема перспективной КИС «Юпитер»

антенне П400 с мощностью 10 кВт. Охлаждение передатчиков воздушное. Для уменьшения потерь в волноводном тракте усилитель мощности передатчика располагается в зеркальной кабине антенны в непосредственной близости от облучателя.

Для осуществления радиолокации планет в составе комплекса «Юпитер» предусмотрен планетный радиолокатор, при этом будет сохранён существующий в составе КИС «Квант-Д» радиолокационный передатчик мощностью 200 кВт в диапазоне 5 ГГц. Впоследствии он будет заменён на передатчик мощностью порядка 1 МВт в диапазоне 8,4 ГГц.

Малошумящий входной усилитель диапазона 8,4 ГГц построен на основе НЕМРТ-транзистора. Усилитель охлаждается до водородного уровня (20 К) в криоохладителе замкнутого цикла с использованием в качестве хладагента газообразного гелия.

Шумовая температура охлаждаемого усилителя — 9 К, неохлаждаемого — 40 К.

Имеющаяся в составе антенны П2500 поворотной-зеркальная система позволяет поочерёдно включать в работу 6 облучателей. Поэтому, кроме работы в диапазонах 7,2 и 8,4 ГГц, а также 5,0 ГГц на приём и передачу (частота планетного радиолокатора), антенна П2500 может обеспечить работу в других диапазонах — 1,7 ГГц, 2,5 ГГц либо других.

Приёмная система имеет выходы на двух промежуточных частотах:

- широкополосный канал для приёма сигналов интерферометра со сверхбольшой базой 450 МГц при полосе 100 МГц;
- узкополосный канал для приёма телеметрической (научной) и траекторной информации — 12 МГц при полосе 10 МГц.

В качестве эталонного генератора для формирования запросной и гетеродинных частот используется водородный стандарт частоты Ч1-75 с долговременной относительной нестабильностью $5 \cdot 10^{-15}$.

Для компенсации доплеровского сдвига частоты в запросном канале используется программируемый синтезатор частоты, обеспечивающий изменение частоты без разрыва фазы с шагом 0,001 Гц. Этот же синтезатор производит канальную перестройку комплекса.

Обнаружение, слежение за частотой, демодуляция принятого с КА сигнала, а также выделение и первичная обработка ТМИ выполняются комплексной системой цифровой обработки сигнала.

Программируемый быстродействующий спецвычислитель в составе этой системы реализует программным путём систему

фазовой автоподстройки частоты с параметрами, автоматически адаптируемыми к соотношению сигнала к шуму. При этом эквивалентная шумовая полоса ФАП изменяется в пределах от 1 Гц до 100 Гц. Тактовая частота работы спецвычислителя — 33 МГц.

Полоса автоматического поиска сигнала 200 кГц.

Время поиска и захвата сигнала в зависимости от отношения сигнала к шуму лежит в пределах 5–15 с.

Пороговый потенциал обнаружения несущей частоты сигнала — 10 дБГц.

Кроме указанных операций, комплексная система цифровой обработки сигнала будет также производить измерение текущих параметров движения космического аппарата — радиальной скорости и дальности до него, проводить оценку энергетического потенциала в ответной радиолинии. При этом доплеровские измерения радиальной скорости КА проводятся методом оценки полной фазы принимаемого сигнала. Эти измерения могут проводиться одновременно с приёмом телеметрической информации.

Скорость принимаемой с дальних КА телеметрической или научной информации может изменяться от 1 бит/с до 256 кбит/с с кодированием либо без кодирования.

При работе с КА, находящимися на вытянутых орбитах (до 400 тыс. км), скорость принимаемой ТМИ может составлять 1 Мбит/с и больше.

При демодуляции ТМИ выделенные значения информационных посылок (0 или 1) сопровождаются «весовыми» коэффициентами, что позволяет при декодировании информации обеспечить «мягкое решение».

В комплексе «Юпитер» предусмотрено использование двух видов помехоустойчивого кодирования:

- каскадного (свёрточный код + код Рида–Соломона) с использованием перемежителя информации;
- турбо-кода.

Телеметрическая информация имеет кадровую структуру. После декодирования производится выделение кадровой и словной синхронизации, разбивка принятой ТМИ на кадры и слова, проверка «на чётность», передача принятой информации потребителям и регистрация всей принятой информации.

В запросной радиолинии при передаче командной информации используется фазовая модуляция с индексом 0–120 градусов. При передаче запросного сигнала дальности также используется фазовая модуляция.

В ответной радиолинии используется фазовая модуляция с переменным индексом модуляции. При малых отношениях сиг-

нала к шуму используется индекс 0–120 градусов, при больших соотношениях — 0–150 градусов, что увеличивает часть мощности, используемой для передачи информации.

Используемое в комплексе «Юпитер» прогнозирование доплеровской частоты в запросном канале позволяет исключить доплеровское смещение частоты на входе бортового приёмника и за счёт этого значительно сузить его полосу пропускания и, тем самым, увеличить энергетический потенциал запросной радиолинии.

При измерении доплеровской частоты в запросном канале измеряется только неучтённая при прогнозировании часть доплеровского смещения частоты. В Баллистический центр передаются, вместе с результатами траекторных измерений, данные по прогнозу доплеровского смещения частоты, которые учитываются при определении истинного значения радиальной скорости.

Измерение дальности производится фазовым методом путём измерения времени распространения дальномерного сигнала, модулирующего несущую частоту запросного сигнала от станции слежения до КА и обратно.

Для измерения дальности используется многокомпонентный дальномерный сигнал, при котором сигнал точной дальномерной шкалы модулируется по фазе последовательно пятью частотами разрешения неоднозначности, из которых каждая последующая в 4 раза меньше предыдущей.

В качестве точной дальномерной частоты используется 300 кГц. При этом зона однозначного измерения дальности составляет 500 км.

Для получения повышенной точности измерения дальности в качестве запросного сигнала используется псевдошумовая последовательность с тактовой частотой 1200 кГц и длиной кода 2047 элементов.

Для минимизации систематических погрешностей измерения дальности, обусловленных фазовыми нестабильностями наземной аппаратуры, производится предсеансная калибровка фазовых аппаратурных задержек через широкополосный ретранслятор сигнала со стабильными фазовыми характеристиками, преобразующий частоту сигнала передатчика в частоту приёма. Измеренные задержки учитываются при проведении измерений дальности.

Комплекс «Юпитер» в режиме траекторных измерений обеспечивает следующие случайные составляющие ошибок:

— по дальности при

$$f_T = 300 \text{ кГц}, \sigma R < 15 \text{ м},$$

- $f_T = 1200$ кГц, $\sigma R < 5$ м;
— по скорости $\sigma \dot{R} < 0,2$ мм/с.

В составе комплекса предусмотрено использование интерферометрических измерений со сверхдлинной базой на основе покупной аппаратуры «MARK V».

Командно-программная информация, подлежащая выдаче на борт КА, разрабатывается в ЦУПе и перед сеансом связи передаётся на комплекс «Юпитер», где записывается с привязкой по времени в память командной системы.

При совпадении текущего и запланированного времени соответствующая команда передаётся на борт.

Используются два вида команд:

- функциональные команды (ФК), подлежащие при приёме на борту немедленному исполнению;
- числовые команды (ЧК), записываемые в память бортового программно-временного устройства с указанием времени их исполнения и исполняемых при совпадении текущего и запланированного времени.

Командно-программная информация имеет кадровую структуру, одинаковую для ФК и ЧК.

Выдача команды начинается с передачи синхропосылки из 32 бит, заголовка из 8 бит, указывающего на вид команды (ФК или ЧК). Затем передаётся собственно информация команды от 512 до 2048 бит, защищённая кодом БЧХ.

Тактовые частоты командной информации могут изменяться от 8 до 4000 Гц, изменяя тем самым скорость передачи этой информации.

При необходимости команды могут выдаваться «транзитом» из ЦУП в реальном времени, минуя запоминающее устройство командной системы. Имеется также возможность оперативного запрета из ЦУП выдачи одной или серии ранее запланированных команд.

Командная информация модулирует по фазе поднесущую частоту (8 или 16 кГц), которая также по фазе модулирует несущую частоту запросного сигнала.

В составе комплекса «Юпитер» предусмотрена тестовая аппаратура, позволяющая оперативно осуществлять в автоматизированном режиме предсеансные проверки комплекса.

Аппаратные средства комплекса «Юпитер» создаются с использованием перспективных схемно-технических решений, современной элементной базы отечественного или зарубежного производства, в том числе и специализированных процессоров цифровой обработки сигналов, программируемых интегральных

схем. Это позволяет значительно сократить объём аппаратуры, обеспечить автоматизацию управления комплексом, сократить численность обслуживающего персонала и расходы по эксплуатации комплекса.

В комплексе «Юпитер» предусмотрена возможность выполнения рекомендаций международного консультативного комитета CCSDS в части структуры сигналов в радиоканалах, что облегчает использование комплекса в международных программах исследования дальнего космоса.

Комплекс «Юпитер» может использоваться при проведении радиоастрономических исследований объектов Солнечной системы и космического пространства в различных радиодиапазонах (дистанционные исследования).

Ввод в действие комплексов «Юпитер» в Уссурийске, Медвежьих Озёрах (с использованием антенн ТНА1500 и ТНА400) и в Евпатории (Украина) предполагается осуществить при подготовке к выполнению космической программы «Фобос-Грунт».

Основные технические параметры комплекса «Юпитер» представлены в табл. 4.1.

Таблица 4.1

№	Наименование параметра	Величина
1	Диапазон частот на передачу, ГГц	7,2 5,0 (ПРЛ)
2	Диапазон частот на приём, ГГц	8,4 5,0 (ПРЛ)
3	Эффективная площадь антенны П2500, м ² — на передачу — на приём	2500 2600
4	Шумовая системная температура, К	22
5	Эффективность антенной системы	>100
6	Максимальная излучаемая мощность, кВт — на 7,2 ГГц — на 5,0 ГГц (ПРЛ)	20 200
7	Среднеквадратичные ошибки траекторных измерений: — по R , мм/с — по R , м	0,2 5
8	Скорость принимаемой ТМИ, бит/с	$1-256 \cdot 10^3$
9	Система кодирования ТМИ	каскадный код турбо-код
10	Скорость передачи КПИ, бит/с	$8-4 \cdot 10^3$

Создание проекта перспективного радиокомплекса управления дальними КА «Юпитер» позволяет представить облик перспективного НКУ ДКА, построенного на базе применения этого комплекса (рис. 4.17).

В составе перспективного НКУ ДКА входят три Центра дальней космической связи, оснащённые комплексами «Юпитер»:

- западный Центр в пос. Медвежьи Озёра под Москвой;
- восточный Центр в г. Уссурийске;
- южный Центр — в г. Евпатория (Украина);
- два Центра управления полётом, основной в г. Химки и резервный в ЦНИИМАШ, г. Королёв;
- Два баллистических центра: в ЦУП ЦНИИМАШ и в ИПМ РАН.

Система обмена информацией между элементами НКУ ДКА должна быть построена на базе существующей волоконно-оптической сети связи (ВОЛС), включающей построенные магистральные каналы ВОЛС, проходящие с запада страны вплоть до Владивостока, обслуживаемый ЗАО «Транстелеком» в России и аналогичной сети обслуживания Укртелеком на Украине.

Входные и выходные интерфейсы элементов перспективного НКУ ДКА должны соответствовать рекомендациям протоколов, разработанных Международным союзом электросвязи (ITU-T — International Telecommunications Union–Telecommunication) для технологии MPLS (Multiprotocol Label Switching), позволяющей обмениваться через сеть ВОЛС сигналами различной информативности от 24 кбит/с до 8 Мбит/с, а при необходимости и сигналами большей информативности.

Это позволит при использовании в НКУ ДКА для навигационных определений сети РСДБ достаточно просто решить вопрос об обмене информацией РСДБ в реальном времени.

Сеть ВОЛС «Транстелеком» имеет выходы на зарубежные сети.

4.5. Управление дальними КА

4.5.1. Организация полёта ДКА. При выполнении космических миссий по исследованию объектов дальнего космоса целевой задачей является доставка комплекса научных приборов в заданную область космического пространства, проведение научных исследований в этой области и доставка полученной информации на Землю.

Областью космического пространства, в которой проводятся научные исследования, могут быть орбита спутника планеты, по-

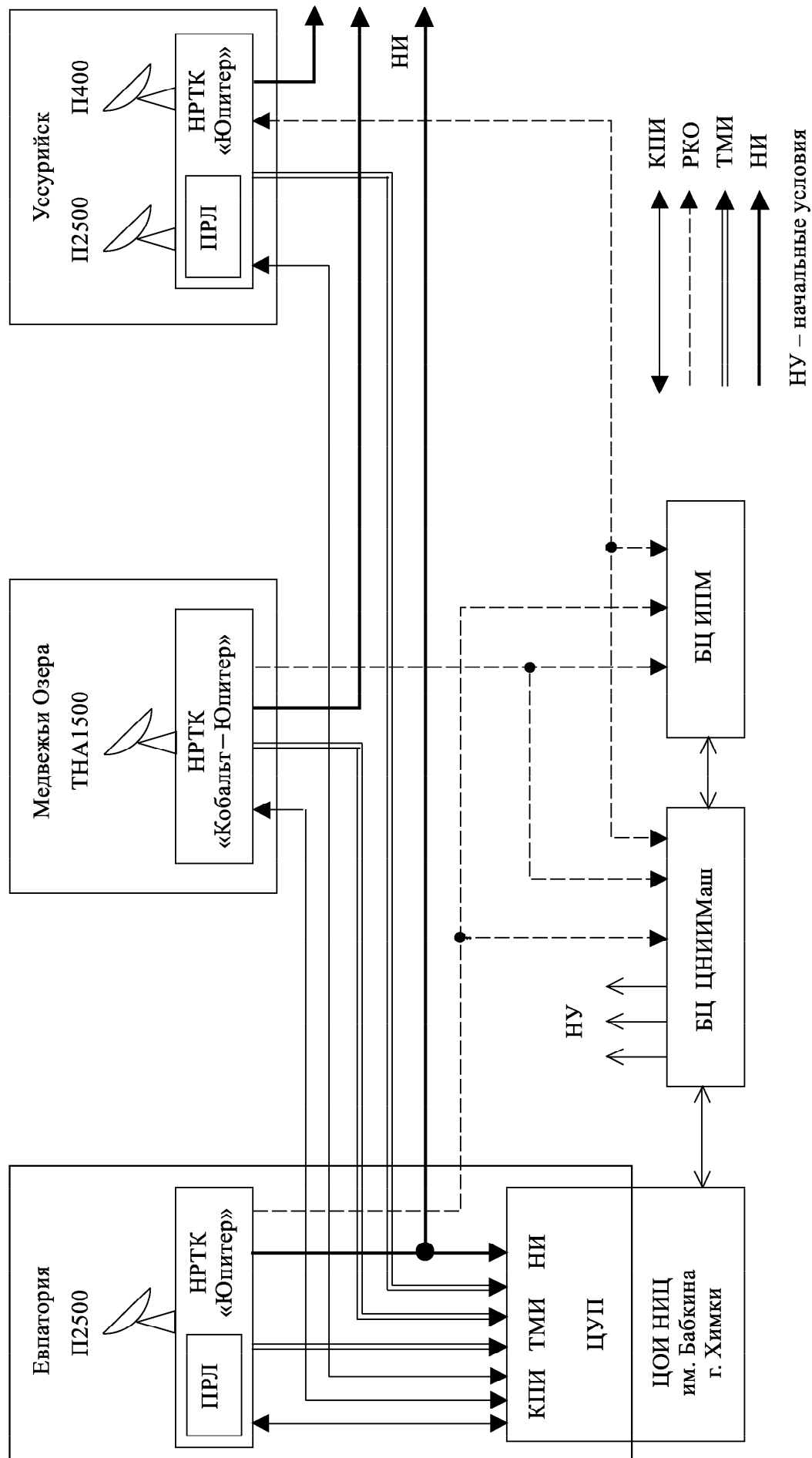


Рис. 4.17. Структурная схема перспективного НКУ ДКА

верхность планеты или её спутника, заданная траектория полёта ДКА, при которой обеспечивается пролёт на заданном расстоянии от исследуемых объектов (планет, их спутников, комет, астероидов).

Космическим сегментом космической системы исследования дальнего космоса является один или группа космических аппаратов, осуществляющих доставку комплекса научных приборов к исследуемому объекту.

Так, при исследовании Марса в 1973 г. в составе космического сегмента было четыре КА: Марс-4, Марс-5, Марс-6, Марс-7.

При исследовании магнитосферы Земли по программе «Интербол» в 1995–1996 гг. в составе космического сегмента также было 4 КА: Российские КА «Интербол-1», «Интербол-2» и чешские «Магион-4», «Магион-5». Однако чаще всего в космический сегмент входит один или два КА.

В наземный сегмент входят средства запуска КА космической системы, НКУ ДКА и комплекс обработки полученной НИ.

Управление КА при выполнении космической миссии осуществляет Главная оперативная группа управления (ГОГУ), размещаемая в ЦУП'е.

Её задачами являются обеспечение вывода ДКА на заданную траекторию перелёта, затем вывод его на рабочую орбиту спутника планеты, либо посадку на поверхность планеты, либо вывод его на рабочую траекторию исследования космического пространства; после доставки ДКА в область проведения исследований — управление служебной и научной аппаратурой ДКА для выполнения целевой задачи — проведения научных исследований, передачи на Землю и приём на Земле полученной научной информации.

Вывод ДКА на траекторию полёта к планете производится в несколько этапов (см. рис. 4.18), которым соответствуют различные режимы работы НКУ ДКА.

На первом этапе многоступенчатая ракета-носитель выводит ДКА вместе с разгонным ракетным блоком на промежуточную («опорную») низкую орбиту ИСЗ, по которой ДКА совершает пассивный полёт.

При выходе в заданную точку на орбите ИСЗ повторно включается двигатель разгонного ракетного блока и ДКА выводится на траекторию полёта к планете, получив вторую космическую скорость 11 км/с.

На практике ДКА выводится на траекторию полёта с погрешностями, что приводит к отличию реальной траектории полёта от номинальной.

Поэтому в процессе полёта необходимо проводить коррекции траектории, устраняющие ошибки выведения.

Обычно таких коррекций предусматривается две или три: первая на 7–15 сутки полёта, вторая — в середине, а третья в конце полёта, за 7–15 суток до подлёта к планете.

Время перелёта к Венере может составлять 120–180 суток, к Марсу — 200–300 суток и более.

Полёт к дальним планетам может длиться несколько лет.

В зависимости от задачи исследований последняя коррекция выводит ДКА на «падающую» траекторию для посадки его на поверхность планеты либо на «пролётную» траекторию с заданной величиной «промаха», то есть расстояния, на котором ДКА пролетит мимо планеты.

Посадка на поверхность планеты или вывод на заданную орбиту спутника планеты обеспечиваются соответствующим тормозным импульсом при выполнении манёвра торможения ДКА.

При выводе ДКА на орбиту спутника возможны несколько коррекций для формирования рабочей орбиты, наиболее подходящей для решения соответствующих научных задач.

С точки зрения особенностей управления траектория полёта ДКА к планете может быть условно разбита на несколько участков: выведения, приземный, перелёта, подлёта, формирования рабочей орбиты (рис. 4.18).

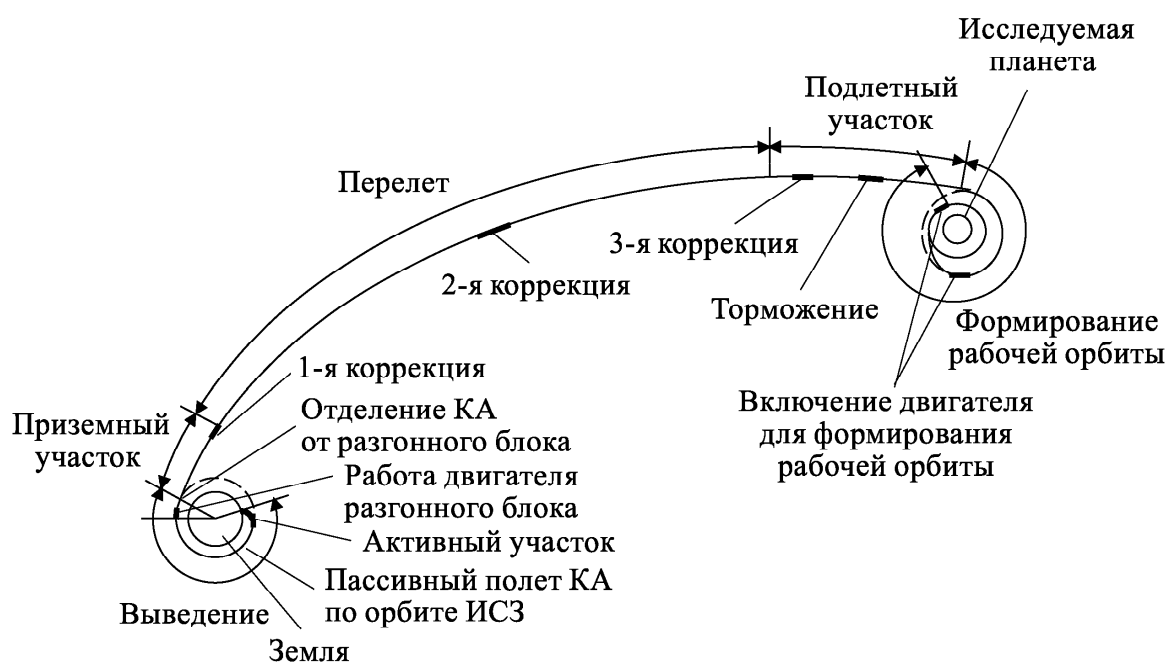


Рис. 4.18. Этапы полёта ДКА

Участок выведения начинается с момента старта ракеты-носителя и заканчивается отделением ДКА от разгонного блока

после его вторичного включения. Управление полётом ракеты-носителя на этом участке производится автономной системой управления ракеты-носителя и разгонного блока. Работа всех ступеней ракеты-носителя контролируется телеметрической системой с использованием на Земле приёмных телеметрических станций, расположенных вдоль трассы полёта, и корабельных телеметрических комплексов, располагаемых в точках мирового океана, над которыми происходит работа двигателя разгонного блока.

Приземный участок траектории начинается с момента отделения ДКА от разгонного блока и заканчивается проведением первой коррекции траектории полёта.

На этом участке вступает в управление ДКА НКУ ДКА, причём в работе участвуют все три центра дальней космической связи.

На приземном участке средства НКУ обеспечивают телеметрический контроль состояния бортовых систем ДКА после вывода. Время проведения первой коррекции определяется двумя обстоятельствами.

Отличие реальной траектории ДКА от номинальной, вызванное ошибками автономной системы управления на этапе выведения, с течением времени увеличивается (рис. 4.19), «трубка» возможных траекторий расширяется.

Поэтому чем позже будет проведена первая коррекция, тем больший импульс необходимо отработать двигательной установкой ДКА.

Импульс — это произведение тяги двигателя на время его работы $I = P \text{ [кг]} \cdot \Delta t \text{ [с]}$.

С точки зрения экономии топлива первая коррекция должна проводиться как можно раньше.

С другой стороны, к моменту проведения первой коррекции реальная траектория должна быть определена достаточно точно, что требует проведения значительного количества сеансов траекторных измерений всеми КИС НКУ ДКА.

На практике точное определение реальной траектории удаётся осуществить за 10–15 дней полёта. Это время и определяет момент проведения первой коррекции. Расстояния до КА на момент 1-й коррекции может составлять 1–3 млн. км.

После первой коррекции КИС, расположенная в Щёлково, оснащённая малыми антеннами, прекращает работу с ДКА и дальнейшая работа проводится двумя центрами дальней космической связи — Западным и Восточным.

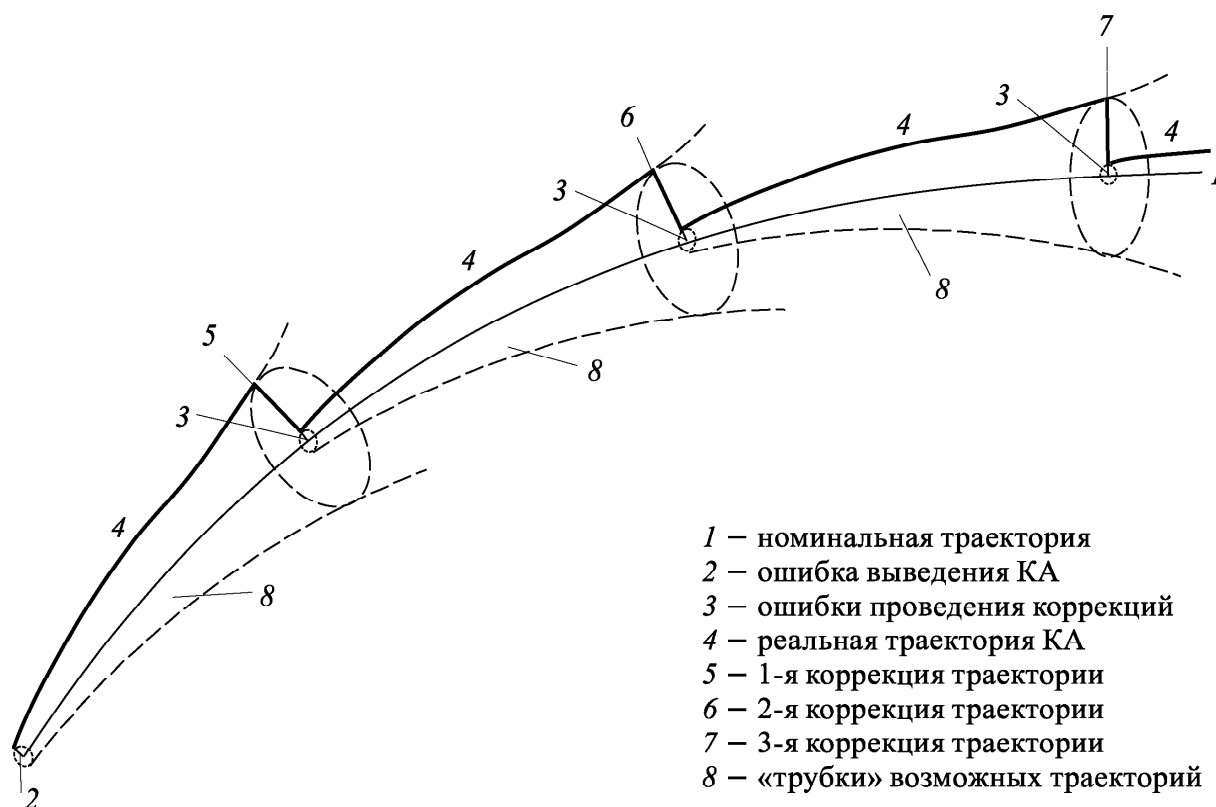


Рис. 4.19. Коррекции траектории полёта ДКА

Данные на манёвр ДКА во время первой коррекции, обеспечивающей перевод ДКА на номинальную траекторию полёта, рассчитываются БЦ в виде цифровых уставок, передаются на КИС, оттуда по командной радиолинии закладываются в ПВУ системы управления ДКА и в заданное время отрабатываются: ДКА ориентируется и стабилизируется необходимым образом в пространстве и на заданное время включается двигательная установка (ДУ) ДКА.

Сеансы связи на этом участке проводятся ежедневно. На участке перелёта сеансы связи с ДКА проводятся один раз в 3–5 суток.

Во время этих сеансов производятся телеметрический контроль работы служебных систем ДКА, приём информации с научных приборов, работающих на участке перелёта, и траекторные измерения.

По результатам траекторных измерений оцениваются отклонения реальной траектории полёта ДКА от номинальной и при необходимости проводится вторая коррекция траектории. Участок перелёта заканчивается третьей коррекцией.

На участке подлёта сеансы связи проводятся каждый день. Основной задачей на этом участке является уточнение траектории по результатам измерений, проведение баллистических

расчётов на проведение торможения и вывод ДКА на рабочую траекторию — посадочную, пролётную или орбиту спутника планеты.

Рабочая орбита формируется в несколько этапов путём проведения дополнительных коррекций. Стратегия работы с ДКА на рабочей орбите, при посадке спускаемого аппарата (СА) либо на пролётной траектории оптимизируется под выполнение научных задач.

КИС ДКА на этих участках при необходимости работают в течение всей зоны видимости ДКА, причём наиболее важные операции, например, посадка СА на поверхность планеты, планируется в общей зоне видимости Западного и Восточного Центров дальней космической связи. Этим резервируются наземные средства при выполнении наиболее ответственных операций с ДКА.

Время проведения научных исследований может составлять от нескольких часов, при посадке СА на поверхность планеты, до нескольких лет при проведении исследований с орбиты спутника планеты.

При передаче сигнала с КА на Землю пролётный аппарат или аппарат, находящийся на орбите спутника планеты, используется в качестве ретранслятора сигнала СА (через ОНА).

В зависимости от фазы полёта используются несколько режимов работы системы ориентации ДКА.

Режим постоянной солнечно-звёздной ориентации (ПСЗО). В этом режиме обеспечивается трёхосная стабилизация положения ДКА в пространстве с погрешностью не более 20 угл. мин.

В режиме ПСЗО остронаправленная антенна (ОНА) ДКА направлена на Землю, что позволяет принимать ТМИ и НИ с максимальной скоростью. Команды управления на борт ДКА выдаются также с максимальной скоростью.

Недостатком этого режима является наибольший расход «рабочего тела», затрачиваемого на стабилизацию ДКА.

Режим постоянной солнечной ориентации (ПСО): в этом режиме обеспечивается одноосная ориентация ДКА относительно оси, направленной на Солнце, при этом возникает случайное медленное вращение ДКА со скоростью не более 0,02 град/с.

Максимальная погрешность ориентации на Солнце оси ДКА не превышает 40 угл. мин. Этот режим используется на перелёте и работа с Землёй осуществляется через малонаправленную антенну (МНА).

Режим одноосной ориентации на Солнце, с вращением ДКА вокруг этой оси («закрутка на Солнце»).

Скорость вращения ДКА вокруг оси — постоянная — 2 град./с, погрешность ориентации — не более 15°.

Этот режим является самым экономичным с точки зрения расходования «рабочего тела» и используется на участках перелёта, когда не требуется связь с Землёй (дежурный режим). При этом солнечные батареи постоянно направлены на Солнце и идёт заряд аккумуляторов ДКА. Связь с Землёй осуществляется через МНА.

В случае полной потери ориентации ДКА связь с ним осуществляется через всенаправленные антенны (ВНА) при малых информативностях принимаемой ТМИ и передаваемых команд, при максимальной мощности наземных передатчиков.

Работа двигателя при проведении коррекций производится в режиме точной ориентации ДКА в пространстве с помощью гироскопической платформы. В этом режиме связь с Землёй отсутствует.

4.5.2. Управление ДКА. Общее руководство полётом ДКА выполняет из ЦУП Главная оперативная группа управления (ГОГУ), формируемая из специалистов предприятий и организаций, участвующих в разработке ДКА.

ГОГУ состоит из следующих основных подразделений (рис. 4.20):

- группы управления, осуществляющей реализацию программы полёта непосредственно в сеансе управления;
- группы оперативного анализа работы бортовых систем, оперативно анализирующей состояние систем ДКА в процессе сеанса по данным принимаемой ТМИ;
- группы полного анализа работы бортовых систем, анализирующей работу бортовых систем ДКА в процессе полёта;
- группы планирования, выполняющей оперативное и долгосрочное планирование полёта ДКА, формирование командно-программной информации управления;
- группы планирования и анализа работы средств НКУ ДКА, привлекаемых к управлению ДКА;
- баллистической группы, координирующей работу средств при выполнении траекторных измерений и доставке траекторной информации в баллистические центры (БЦ), определении траектории движения ДКА, разработке данных на манёвр ДКА при проведении коррекций траектории полёта;
- группы связи, контролирующей работу средств связи, обеспечивающих обмен информацией между элементами НКУ ДКА;

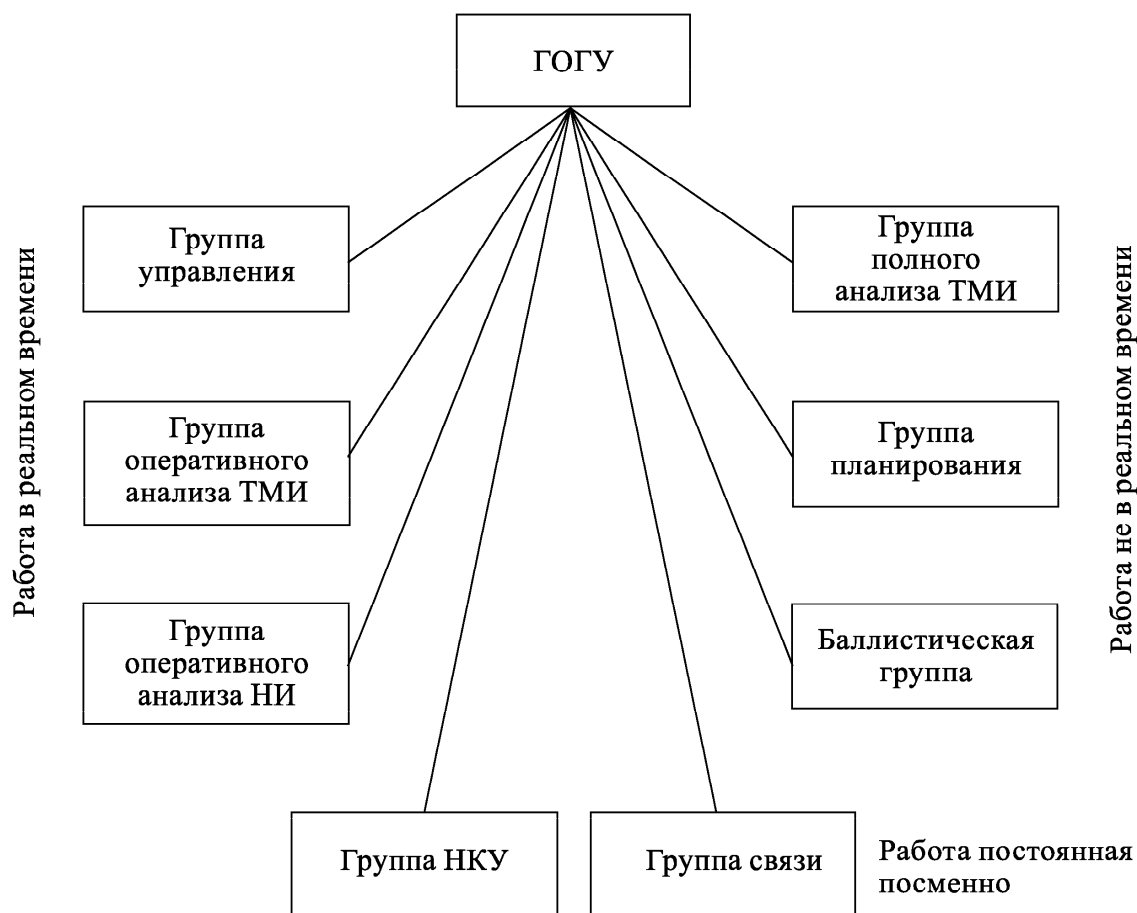


Рис. 4.20. Структура главной оперативной группы управления

— группы оперативного анализа научной информации, контролирующей исправность и правильность работы научных приборов по данным ТМИ и НИ.

Сбор, обработку и представление информации специалистам ГОГУ в объеме и виде, необходимом для принятия решений, выполняют средства и операторский состав ЦУП.

ЦУП должен максимально облегчить операторам ГОГУ процесс подготовки и проведения сеанса управления.

Поэтому средства ЦУП дают возможность моделирования поведения отдельных систем ДКА и позволяют оператору активно взаимодействовать с аппаратно-программным комплексом ЦУП в процессе подготовки и проведения сеанса управления, а также анализе нештатных ситуаций при их возникновении.

При подготовке сеанса управления ЦУП обеспечивает:

- поиск, выбор и представление необходимой информации по запросам операторов ГОГУ;
- автоматизированное планирование работы ДКА и сеансов управления;

— подготовку и передачу по линиям связи на КИС информации, необходимой для организации и проведения предстоящих сеансов связи;

— приём из БЦ и представление информации о траектории движения ДКА, необходимой для организации управления.

Средства ЦУП обеспечивают решение следующих основных задач в процессе сеанса управления:

— оперативный анализ состояния систем ДКА, включающий в себя обработку и представление полученной с КИС телеметрической информации, прогнозирование поведения бортовых систем и выявление отклонений их технических параметров от нормы;

— проверку подготовленных программ выдачи команд управления на соответствие состоянию систем ДКА на время проведения сеанса;

— автоматизированную передачу командно-программной информации на КИС и контроль её прохождения и исполнения на борту по телеметрической информации;

— отображения хода выполнения сеанса управления.

Кроме того, проводится документирование всей получаемой и выдаваемой из ЦУП информации. Важным условием успешного функционирования ЦУП, удалённого от станций слежения, является наличие надёжных каналов связи между ними.

Информационно-вычислительный комплекс ЦУП построен применительно к решению указанных задач (см. рис. 1.12).

Он состоит из трёх основных аппаратно-программных комплексов:

— автоматизированной обработки и анализа телеметрической информации;

— командно-программного обеспечения;

— отображения информации.

Аппаратно-программные комплексы построены на принципах разделения решаемых вычислительных задач между большими быстродействующими ЭВМ, работающими в реальном времени, и ЭВМ среднего быстродействия, типа персональных систем и персональных ЭВМ. Их взаимодействие обеспечивается специально разработанным общим математическим обеспечением, включающим операционные системы и системы программирования, функционирующие на ЭВМ.

Специальное математическое обеспечение комплекса обработки телеметрической информации решает следующие задачи:

— автоматизированный приём и обработку в реальном времени полных потоков телеметрической информации;

- анализ работы бортовых систем;
- математическое моделирование работы бортовых систем;
- подготовку и выдачу всех видов информации на системы отображения и регистрации.

Специальное математическое обеспечение командно-программного комплекса осуществляет следующие основные функции:

- автоматизированное долгосрочное и оперативное планирование работы ДКА (разработка программ сеансов управления);
- автоматизированное формирование командно-программной информации, проверку её на математической модели и передачу на КИС;
- автоматический контроль по результатам оперативной обработки телеметрической информации, прохождения и исполнения командно-программной информации на борту ДКА;
- автоматизированное планирование и контроль работы средств НКУ ДКА, привлекаемых к сеансу управления;
- подготовку и выдачу информации на системы отображения и регистрации.

Комплекс отображения информации состоит из управляющей ЭВМ с соответствующим программным обеспечением и средств отображения коллективного и индивидуального пользования.

Коллективные средства отображения предназначены для обеспечения персонала, осуществляющего управление КА, руководства и привлекаемых специалистов обобщённой информацией о выполнении программы полёта, состоянии КА или его отдельных систем.

Средства индивидуального пользования представляют собой цветные дисплеи, установленные на унифицированных рабочих местах операторов ГОГУ. На эти дисплеи по запросам операторов выводится телеметрическая, командно-программная, справочная и другая информация.

Средства связи ЦУП обеспечивают надёжный обмен информацией между ЦУП, Центрами дальней космической связи и баллистическими центрами (БЦ).

В составе НКУ ДКА имеется два ЦУП'а — основной и резервный.

Управление ДКА на наиболее важных этапах полёта, насыщенных динамическими операциями — вывод ДКА на траекторию полёта, проведение первой коррекции, посадка ДКА — проводятся из основного ЦУП'а, расположенного в Евпатории.

Управление ДКА на «спокойных» участках полёта, но наиболее длительных — между первой и третьей коррекцией —

проводятся из резервного ЦУП'а, расположенного в г.Королёве под Москвой.

БЦ решает следующие задачи:

- принимает траекторную информацию и проводит её предварительную обработку, проводит оценку качества информации и ведёт регистрацию;
- ведёт расчёты баллистическо-навигационной информации (БНИ), необходимой ГОГУ для планирования работы ДКА и разработки сеансов управления;
- рассчитывает и передаёт на КИС ДКА начальные условия (НУ), необходимые для расчёта целеуказаний.

Основной задачей БЦ является определение по результатам траекторных измерений, осуществляемых станциями слежения, траектории движения ДКА и прогноз его движения на период между циклами траекторных измерений. Расчёты ведутся в двух БЦ и результаты сравниваются между собой.

При подготовке коррекций траектории БЦ рассчитывают параметры манёвра, совершаемого ДКА для перехода с одной траектории на другую.

Результаты расчётов обоих БЦ сравниваются, и только после их совпадения рассчитываются данные на манёвр КА и в цифровом виде передаются в центры дальней космической связи на КИС ДКА, откуда по радиолинии закладываются в ПВУ системы управления для проведения коррекции движения ДКА в заданный момент времени.

Информационно-вычислительный комплекс БЦ состоит из следующих основных аппаратно-программных подкомплексов (см. рис. 1.13):

- обработки БНИ и проведения баллистических расчётов;
- обмена БНИ с дублирующим БЦ и ЦУП;
- доставки НУ на КИС ДКА;
- отображения БНИ.

4.5.3. Проведение типового сеанса связи с ДКА. Программа полёта ДКА разрабатывается задолго до его пуска. В ней предусматриваются все операции с ДКА, обеспечивающие выполнение целевой задачи: исследование поверхности планеты, встреча с кометой и её исследование и др.

Все определяемые программой полёта сеансы связи делятся на типовые, которые в процессе полёта проводятся многократно, и специальные, предназначенные для проведения динамических операций с ДКА, таких как коррекции траектории, выход на

орбиту вокруг планеты, посадка на поверхность и др. Каждый из этих сеансов в процессе полёта ДКА проводится только один раз.

Программа полёта предусматривает следующие виды типовых сеансов:

- приём НИ и закладка программ;
- перевод ДКА в режим ориентации «закрутка на Солнце»;
- перевод ДКА из режима «закрутка на Солнце» в режим ПСЗО и др.

При проведении типового сеанса связи «приём НИ» решаются основные задачи управления полётом ДКА: определение состояния бортовой аппаратуры, определение траектории движения ДКА, приём НИ, закладка на борт программы работы служебных систем ДКА и научных приборов на время до проведения следующего сеанса связи.

На основе программы полёта разрабатываются месячные и суточные программы работы с ДКА. Суточная программа поступает на КИС не позже, чем за сутки до начала первого сеанса связи суточной программы.

Кроме того, на КИС из БЦ поступают «начальные условия» (НУ) — данные, характеризующие траекторию полёта ДКА, определённую по последнему циклу траекторных измерений. По этим данным на ВЦ Центра дальней космической связи рассчитываются целеуказания для антенны и доплеровских синтезаторов частоты на предстоящие сутки полёта.

Управление аппаратурой КИС ДКА при подготовке и проведении сеанса связи производится ведущим оператором КИС ДКА с центрального поста управления. Этот пост оснащён средствами связи с оператором Группы управления (реализации) ГОГУ, ведущим сеанс управления из ЦУП.

На основании суточной программы работы оператор центрального поста управления проверяет работоспособность аппаратуры КИС ДКА (проводит предсеансные проверки), а затем формирует конфигурацию комплекса, необходимую для выполнения операций с ДКА, предусмотренных программой ближайшего сеанса.

Команды управления, подлежащие выдаче на борт ДКА в сеансе связи с данными о времени их выдачи, заранее передаются из ЦУП и записываются в память системы формирования командно-программной информации.

За 15 минут до начала сеанса антенны выводятся на программу слежения за ДКА. В это же время начинается отработка программы доплеровских синтезаторов частоты (рис. 4.21).

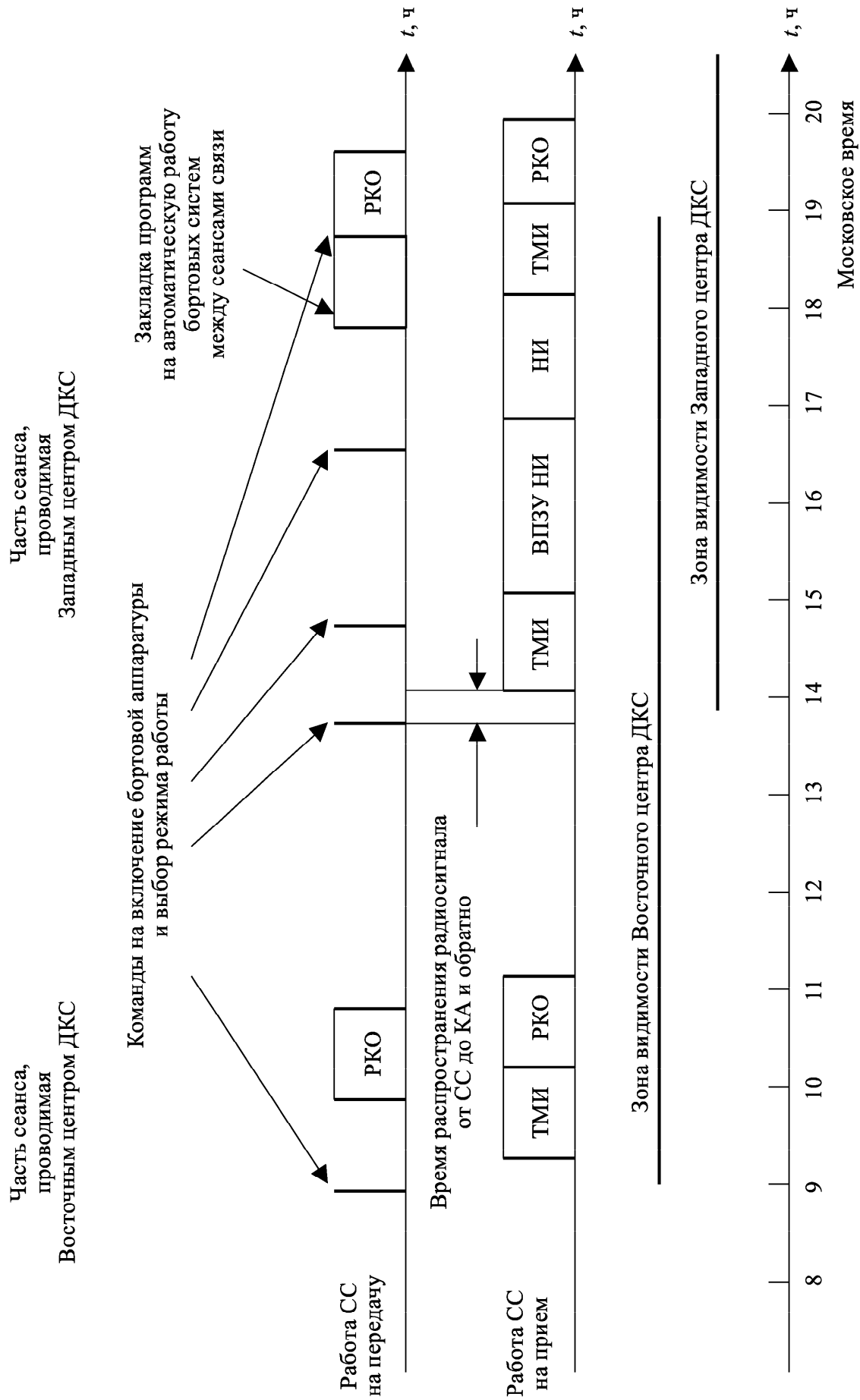


Рис. 4.21. Структура типового сеанса связи с ДКА

За 1 минуту до начала сеанса излучается запросный сигнал передатчика КИС ДКА.

Сеанс связи начинается с выдачи команд управления на включение бортового передатчика.

Через интервал времени, необходимый для прохождения радиосигналом расстояния до ДКА и обратно, на наземные антенны приходит ответный сигнал бортового передатчика, производится поиск сигнала по частоте, «захват» его системой слежения и выделение информации. При этом продолжается опережающая выдача команд на борт ДКА в соответствии с программой сеанса.

Как показано на рис. 4.21, в начале сеанса принимается служебная телеметрическая информация, которая передаётся в ЦУП для анализа специалистами ГОГУ. Если анализ ТМИ подтверждает правильность функционирования бортовой аппаратуры, то сеанс продолжается в соответствии с программой.

После окончания приёма ТМИ КИС переходит в режим траекторных измерений, результаты которых в реальном времени передаются в БЦ.

После проведения траекторных измерений начинает осуществляться целевая задача сеанса связи — приём научной информации, которая регистрируется на магнитных лентах и жёстких дисках ЭВМ, а также передаётся на терминалы оперативного контроля научной информации. Научная информация передаётся с ДКА в двух режимах:

- с приборов, работающих во время сеанса, — режим непосредственной передачи (НП);
- с бортового запоминающего устройства — информации, записанной между сеансами связи (режим ВП ЗУ).

Одновременно с приёмом научной информации на борт ДКА передаётся программа работы научных приборов на время до следующего сеанса приёма НИ. Это время может составлять несколько дней.

Сеанс начинается в зоне видимости Восточного центра дальней космической связи и ведётся его КИС. С окончанием зоны видимости Восточного центра его передатчик выключается и работу продолжает Западный центр дальней космической связи.

После окончания приёма НИ вновь передаётся служебная ТМИ, по которой определяется правильность приёма на борту программы работы научных приборов. Затем выдачей команд на выключение бортового передатчика сеанс связи с ДКА заканчивается.

Аппаратура КИС выключается и в ЦУП направляется отчёт о проведённом сеансе связи.

4.5.4. Сравнение методов управления ДКА в России и США. В настоящее время в мире созданы только две глобальные сети слежения (НКУ) за дальним космосом — российская и американская.

В принципиальном плане нет существенных различий в задачах, решаемых средствами российской и американской сетей слежения за ДКА.

Однако существуют отличия в технологии выполнения операций по управлению ДКА.

Таблица 4.2

№	НКУ ДКА, Россия	DSN, США
1	Состав: три станции слежения — Уссурийск, Евпатория, Медвежье Озёра (Щёлково). Время радиоконтакта с ДКА — 16–18 часов.	Состав: три станции слежения — Голдстоун (США), Мадрид (Испания), Канберра (Австралия). Время радиоконтакта с ДКА — 24 часа.
2	Работа с ДКА — сеансная. Между сеансами бортовые передатчики выключены, ориентация — «закрутка на Солнце» (подзарядка аккумуляторов). Сеанс начинается с ориентации ОНА на Землю.	Передатчики включены постоянно с момента вывода. ДКА постоянно находится в состоянии трёхосной ориентации. Сеанс связи может проводиться в любое время.
3	Программа работы ДКА закладывается на пять дней. Изменения в программу полёта могут вноситься за пять дней.	Программа полёта закладывается на борт на 6 месяцев. Изменения могут вноситься только с интервалом в 6 месяцев.
4	ЦУ для антенн и доплеровских синтезаторов частоты рассчитываются на ВЦ КИС по переданным из БЦ НУ, закладываются в память СУ и обрабатываются по времени.	ЦУ для антенн и доплеровских синтезаторов частоты рассчитываются в БЦ, запоминаются и в реальном времени передаются на КИС, где обрабатываются антеннами и синтезаторами.
5	Программа выдачи командно-программной информации (КПИ) рассчитывается в ЦУП'е, заранее передаётся в память командной системы КИС и обрабатывается по времени.	Программа выдачи КПИ рассчитывается в ЦУП'е, запоминается и в реальном времени передаётся на передатчик КИС и выдаётся на борт в реальном времени.
6	Одновременно может вестись работа с 6 ДКА (КИС имеют по 2 «нити» аппаратуры), теоретически.	Одновременно может вестись работа с 12 ДКА (КИС имеют по 4 «нити» аппаратуры), реально.
7	КИС ДКА сегодня удовлетворяет рекомендациям CCSDS.	КИС ДКА сегодня удовлетворяет рекомендациям CCSDS.

Эти отличия вызваны, главным образом, особенностями в построении логики работы ДКА России и США и исторически сложившимися по-разному организационными структурами, обеспечивающими управление ДКА. В табл. 4.2 приведены основные отличия сетей слежения России и США.

Стоимость выполнения космических программ исследования дальнего космоса постоянно растёт. Поэтому целесообразно наиболее дорогие программы выполнять совместно.

Для осуществления совместной работы по управлению ДКА России и США необходимо выполнение нескольких условий:

- обеспечение совместимости КИС ДКА по техническим характеристикам;

- выполнение ряда организационных мероприятий в части построения дополнительных структур, с помощью которых будет осуществляться взаимодействие НКУ.

В 1992 г. были проведены экспериментальные сеансы связи Уссурийского центра дальней космической связи с американским ДКА «Вояджер», находившимся на расстояниях от Земли более 5 млрд. км.

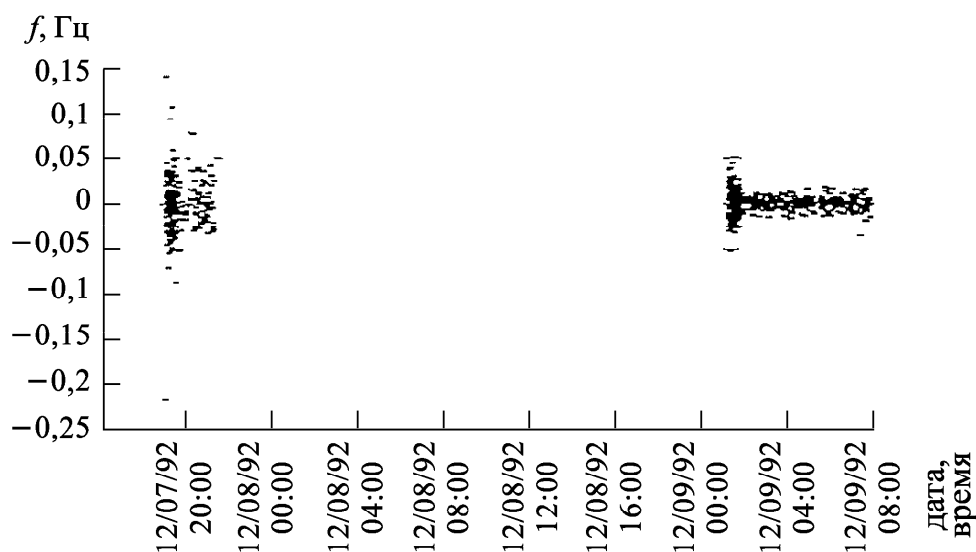


Рис. 4.22. Распределение флуктуационной составляющей погрешности доплеровских измерений при работе с КА «Вояджер»

Для этого аппаратура российской КИС ДКА в Уссурийске была доработана, чтобы обеспечить совместимость с сигналом ДКА «Вояджер» в режиме приёма ТМИ и измерения доплеровского смещения частоты.

На антенне П2500 была введена аппаратура приёма сигнала в Х-диапазоне, а также доработано оборудование и ПМО для приёма и регистрации ТМИ и доплеровского смещения частоты.

Было проведено 10 сеансов приёма ТМИ длительностью от 4-х до 11 часов и 5 сеансов доплеровских измерений длительностью от 0,3 до 4-х часов.

По оценкам американской стороны вся ТМИ была принята с высокой достоверностью, а по измерениям радиальной скорости ошибки не превышали 0,3 мм/с (рис. 4.22), что полностью подтвердило возможность проведения совместных работ по управлению ДКА России и США.

Глава 5

КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В ДАЛЬНОМ КОСМОСЕ

5.1. Космические исследования, проводимые прямыми методами

5.1.1. Роль КИС ДКА при проведении исследований в дальнем космосе. Научные исследования дальнего космоса — это важнейшее направление фундаментальных наук в области изучения небесных тел, процессов их формирования и эволюции в Солнечной системе и Вселенной в целом. Результаты этих исследований позволяют сделать важнейшие выводы о прошлом, настоящем и будущем Земли.

Методы исследований, используемые для получения информации о различных объектах Солнечной системы, можно условно разбить на две категории.

В первую очередь это прямые методы, при которых определение физических характеристик объектов производится с помощью приборов, установленных на борту ДКА.

В этом случае, целевой задачей космической миссии является доставка комплекса научных приборов (в составе космического аппарата) в заданную область космического пространства, проведение научных исследований в этой области и доставка полученной информации на Землю.

Областью космического пространства, в которой проводятся научные исследования, может быть поверхность планеты (или её спутника), орбита искусственного спутника планеты, заданная траектория полёта КА, при которой обеспечивается полёт на заданном расстоянии от исследуемых областей.

Решение целевой задачи космической миссии производится с помощью наземных радиотехнических комплексов дальней космической связи. Они проводят траекторные измерения КА, по которым определяется траектория его движения, получают с борта телеметрическую информацию о работе служебных систем и научных приборов КА, с помощью передаваемых на борт ко-

манд управления обеспечивают нормальную работу служебных систем и научных приборов КА, принимают с КА информацию, полученную в процессе проведения научных исследований.

Прямые методы обеспечили получение ценной информации о планетах Солнечной системы, а также о космической плазме, ионизированных и нейтральных оболочках планет и некоторых комет.

Естественно, что прямые методы могут быть использованы только в том случае, когда КА находится в непосредственном контакте с исследуемым объектом.

Однако к настоящему времени некоторые объекты Солнечной системы остаются недоступными для прямых методов.

Это солнечная корона, солнечный ветер на больших расстояниях от Солнца, кометы и астероиды, а также атмосферы некоторых планет и их спутников.

В этом случае для получения информации используются не прямые или дистанционные методы, основанные на связи между физическими свойствами объектов и характеристиками радиосигналов, распространяющихся через исследуемую среду или отражающихся от поверхности объектов исследования.

Результаты экспериментов при исследовании объектов Солнечной системы с помощью ДКА напрямую зависят от технических характеристик используемых радиосистем, включающих бортовой и наземный радиокомплексы.

Определяющими характеристиками являются энергетический потенциал радиолиний и, следовательно, скорость и объём передаваемой научной информации, точность и информативность траекторных измерений.

По мере совершенствования этих характеристик расширяются возможности и растёт результативность проводимых научных экспериментов.

В связи с этим идёт постоянное совершенствование технических характеристик бортовых и наземных радиосистем.

Рост технических характеристик КИС ДКА при смене поколений этих систем («Плутон», «Сатурн-МСД», «Квант-Д») иллюстрируется данными, приведёнными на рисунках:

- рост эффективности наземных приёмных систем и мощности передающих систем на рис. 5.1;
- увеличение точности траекторных измерений на рис. 5.2;
- уменьшение удельного расхода энергетического потенциала радиолиний и увеличение скорости передачи научной информации на рис. 5.3.

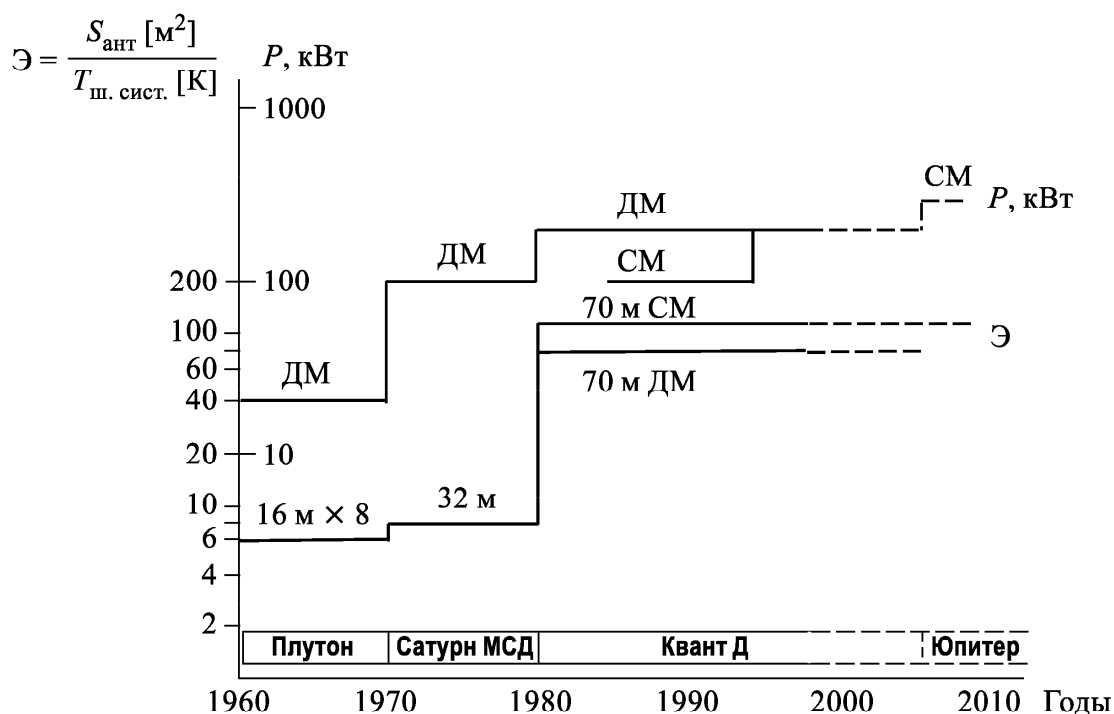


Рис. 5.1. Эффективность наземных приёмных систем и мощность передающих устройств

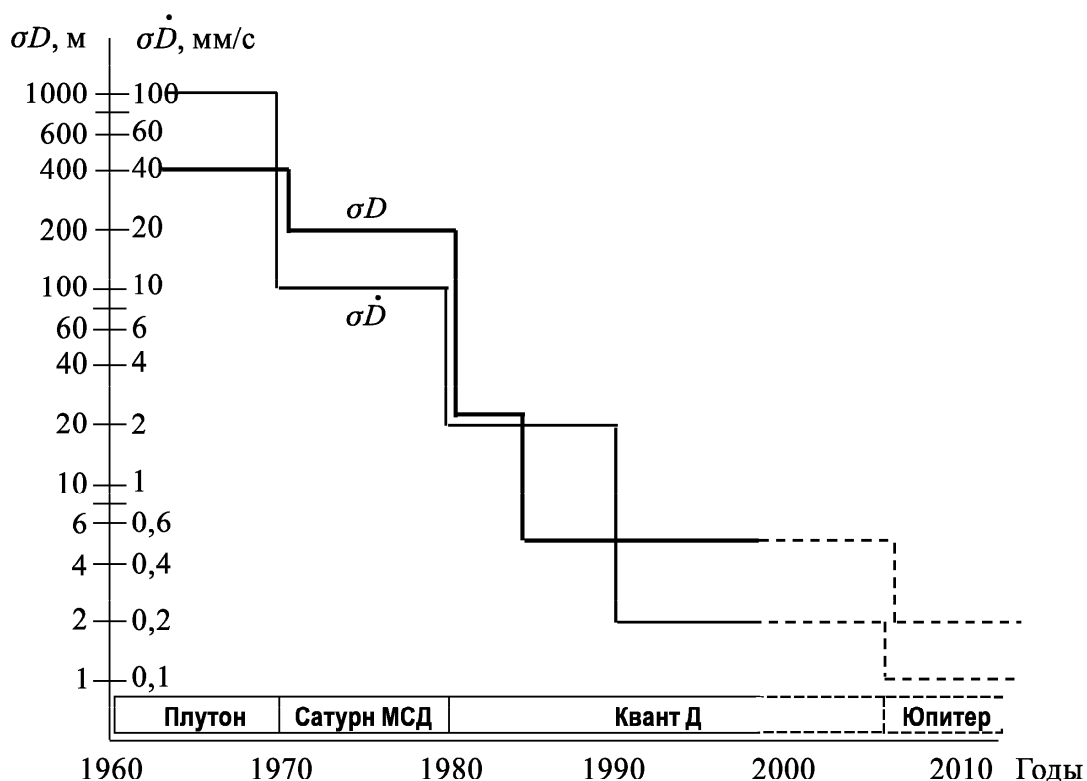


Рис. 5.2. Погрешности траекторных измерений

5.1.2. Исследования Венеры с помощью дальних КА.

Начало исследований дальнего космоса было положено запуском в 1961 г. космической станции «Венера-1» и в 1962 г. космической станции «Марс-1».

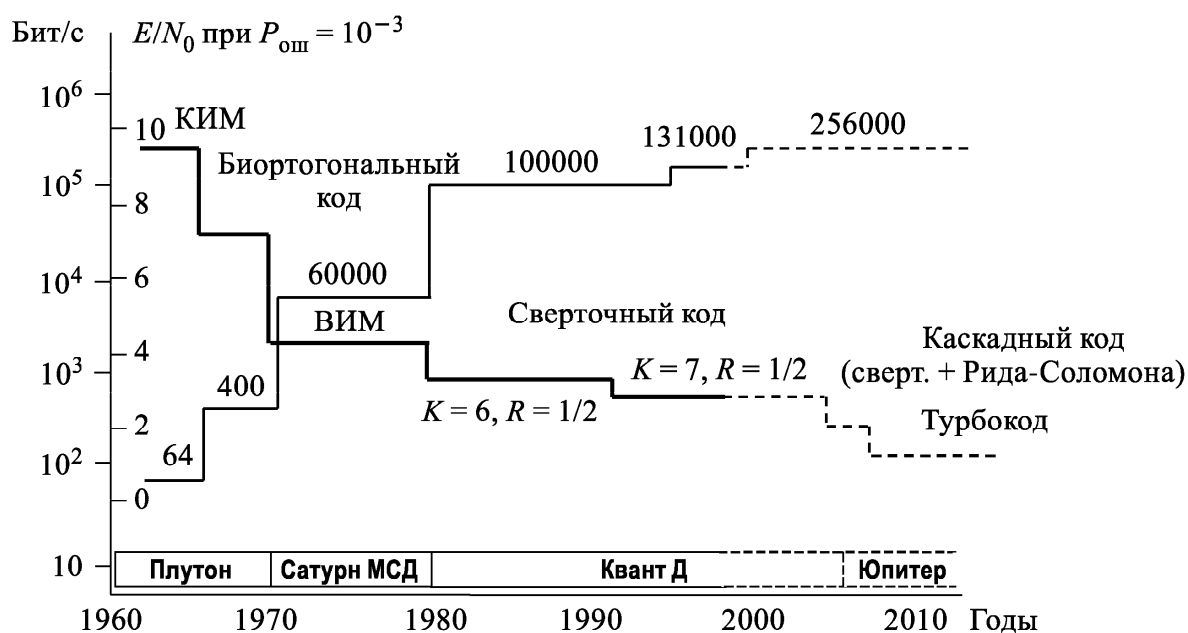


Рис. 5.3. Скорость передачи информации и удельный расход энергетического потенциала в радиолинии КА-Земля

Связь с этими станциями по не установленным причинам прекратилась задолго до подлёта к планетам, однако при этом был получен опыт связи с КА на сверхдальних расстояниях (связь со станцией «Венера-1» поддерживалась до 23 млн. км).

Для управления первыми дальними космическими аппаратами была разработана и введена в Евпатории первая командно-измерительная система «Плутон».

Для работы был выбран дециметровый диапазон радиоволн:

- запросная радиолиния 770 МГц,
- ответная радиолиния 921 МГц.

Так как для работы на межпланетных дальностях необходимо было использовать антенны с большой эффективной площадью, а создавать такие антенны с одним параболическим зеркалом промышленность в то время не умела, было принято решение построить антенны путём суммирования площади восьми шестнадцатиметровых зеркал, установленных на одной раме.

В составе комплекса «Плутон» было построено три таких антенны с эффективной площадью около 1000 м² (АДУ1000) — одна передающая и две приёмных (рис. 5.4).

Структурная схема КИС «Плутон» показана на рис. 5.5.

В качестве маломощных входных усилителей приёмных устройств использовались параметрические усилители с температурой 150 К.

Передающее устройство включало шесть передатчиков по 10 кВт с суммарной непрерывной мощностью 60 кВт.



Рис. 5.4. Антенна АДУ-1000

В состав комплекса входили следующие основные системы:

- приёмные устройства с многократными преобразованиями частот;

- система обнаружения сигнала, построенная на базе решётки из 100 узкополосных (40 Гц) камертонных фильтров, объединённая с системой слежения за сигналом на базе ФАП с механически перестраиваемым опорным генератором и фазовым демодулятором сигнала;

- система выделения телеметрической информации и регистрации её на бумажную ленту;

- система траекторных измерений, обеспечивавшая измерение радиальной скорости и наклонной дальности КА;

- система программируемых доплеровских синтезаторов, обеспечивавшая исключение прогнозируемого значения доплеровского сдвига частоты в запросном и ответном каналах, что позволило значительно сузить полосы пропускания бортовых и наземных приёмных устройств;

- система формирования команд, передаваемых путём амплитудной модуляции запросной частоты командными частотами;

- система точных частот в виде стабильных кварцевых генераторов с прецизионной системой термостатирования;

— сантиметровый канал для приёма научной информации (8 см).

В качестве приёмной антенны этого канала использовалось одно из зеркал антенны АДУ1000.

Для проверки работы комплекса использовался «Эквивалент борта», построенный с использованием аналогов бортовых приборов.

Управление комплексом осуществлялось с командного пункта, оснащённого приборами индикации работы аппаратуры комплекса и органов установки основных режимов комплекса.

С целью обеспечения биологической безопасности передающая антенна с передатчиками, размещёнными в подземном экранированном здании, была установлена на передающей площадке. В здании передатчиков были установлены также системы точных частот, точного времени и доплеровские синтезаторы частоты.

Приёмные антенны и другая аппаратура комплекса «Плутон» были размещены на приёмной площадке, на расстоянии 12 км от передающей, в нескольких технических зданиях. Обмен сигналами между площадками, производился по кабелям с использованием нескольких промежуточных усилителей.

Вся аппаратура комплекса была построена на радиолампах и управление аппаратурой осуществлялось операторами вручную.

Комплекс «Плутон» имел следующие основные характеристики:

- эффективность приёмных антенн — $6 \text{ м}^2/\text{К}$;
- скорость передачи ТМИ — $1 \div 64 \text{ бит/с}$;
- E_6/N_0 — 9,5, где E_6 — энергия, необходимая для передачи по радиоканалу 1 бита информации; N_0 — удельная спектральная плотность шума на 1 Гц полосы пропускания приёмного устройства;
- точность траекторных измерений $\sigma D = 400 \text{ м}$, $\sigma \dot{D} = 100 \text{ мм/с}$.

Для увеличения информативности траекторных измерений в составе комплекса «Плутон» имелась фазоизмерительная угломерная система.

В качестве большой базы использовались две приёмные антенны АДУ 1000 с расстоянием между ними 470 м. Для раскрытия неоднозначности измерений использовались малые базы между соседними зеркалами одной антенны.

Эта система обеспечивала ускоренное определение траектории движения ДКА на приземном участке полёта перед первой коррекцией траектории.

Кроме средств КИС «Плутон», на приземном участке полёта ДКА для проведения траекторных измерений использовались станции приземного контроля (СПК), установленные в Евпатории, Щёлково и Уссурийске, работавшие с антеннами диаметром 8 м.

Впоследствии станции СПК были заменены на комплексы «Сатурн», обеспечивающие не только траекторные измерения, но и приём ТМИ и выдачу команд.

Они также работали через 8-метровые антенны. Эти комплексы были установлены на тех же пунктах, что и СПК.

При первых пусках КА к Венере и Марсу для резервирования работы комплекса «Плутон» в Евпатории, в Симферополе был также создан комплекс для работы с этими КА.

Этот комплекс использовал метровый диапазон для управления КА и проведения траекторных измерений (291 см на передачу и 163 см на приём).

Для приёма научной информации использовалась импульсная радиолиния в диапазоне 5 см с антенной ТНА 400 с диаметром зеркала 32 м.

Эти средства использовались только при пуске первых межпланетных станций «Венера-1» и «Марс-1».

Комплекс «Плутон», постоянно совершенствуясь, использовался для управления ДКА более 20 лет.

Следующий запуск ДКА «Венера-2» и «Венера-3» был осуществлён в 1965 г. В составе станции «Венера-3» был предусмотрен спускаемый аппарат (СА) для исследований непосредственно в атмосфере Венеры.

Станция «Венера-2» прошла на расстоянии 24 тыс. км от Венеры, а станция «Венера-3» совершила «жёсткую» посадку на Венеру.

Впервые достигла планеты Венера и успешно осуществила исследование атмосферы спускаемым аппаратом космическая станция «Венера-4», запущенная в 1967 г.

18 октября 1967 г. станция «Венера-4» впервые передала телеметрические сигналы, несущие информацию о прямых измерениях в атмосфере другой планеты.

Сигнал со спускаемых аппаратов первых межпланетных станций принимался наземным комплексом непосредственно (без ретрансляции через станции). При этом уровень принимаемого сигнала был очень мал.

Для увеличения уровня принимаемого сигнала была разработана система суммирования сигналов с двух приёмных антенн

комплекса «Плутон». При этом суммарная эффективность достигла $11 \text{ м}^2/\text{К}$.

Телеметрическая информация с СА передавалась методом частотной манипуляции несущей частоты со скоростью 1 бит/с.

На земле производилась некогерентная обработка телеметрической информации с использованием параллельного частотного демодулятора на базе «гребенки» узкополосных фильтров, согласованных по полосе со спектром принимаемого сигнала. «Гребенка» включала 400 фильтров с полосой 1 Гц, расставленных по частоте через 1 Гц. Наземная аппаратура также выделяла несущую частоту сигнала, которая использовалась для измерения беззапросным доплеровским методом радиальной скорости СА при его спуске в атмосфере Венеры.

Информация передавалась в течение полутора часов. За это время СА прошёл путь в атмосфере Венеры в 25 км и был раздавлен приблизительно на высоте 20 км от поверхности, где давление превысило 18 атмосфер, а температура достигла 270°C .

В качестве малозумящих приёмников использовались мазерные усилители, охлаждаемые жидким гелием, имеющие шумовую температуру $\leq 8 \text{ К}$.

Передающая антенна П200П имела диаметр зеркала 25 м, передатчик «Гарпун» имел мощность 80 кВт.

Для получения высокой точности измерения радиальной скорости КА в качестве генератора эталонной частоты был применён водородный стандарт частоты Ч1-44 с долговременной нестабильностью $5 \cdot 10^{-13}$.

В запросном и ответном каналах предусмотрено исключение доплеровской частоты с помощью цифровых программируемых синтезаторов частоты.

Для измерения дальности был использован новый вид запросного сигнала, при котором несущая частота модулировалась по фазе точной частотой измерения дальности (30 кГц), которая, в свою очередь, модулировалась по амплитуде несколькими более низкими частотами, с помощью которых обеспечивалось раскрытие неоднозначности измерений дальности.

Для уменьшения аппаратурных ошибок и обеспечения стабильности работы аппаратура траекторных измерений была выполнена в цифровом виде.

Реализованные точности траекторных измерений составили:

$$\sigma \dot{D} = \pm 5 \text{ мм/с}, \quad \sigma D = \pm 100 \text{ м}.$$

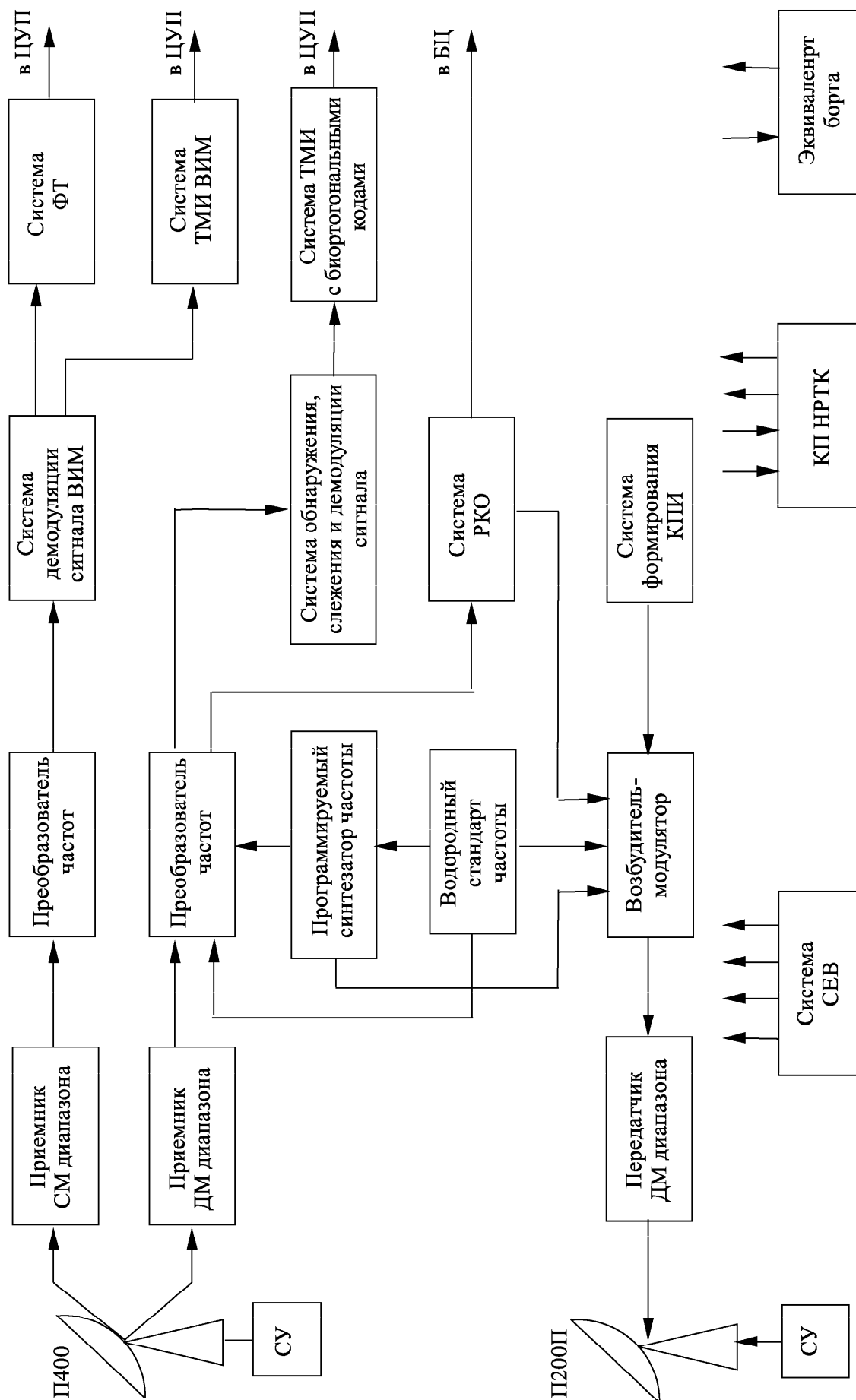


Рис. 5.6. Структурная схема КИС «Сатурн-МСД»

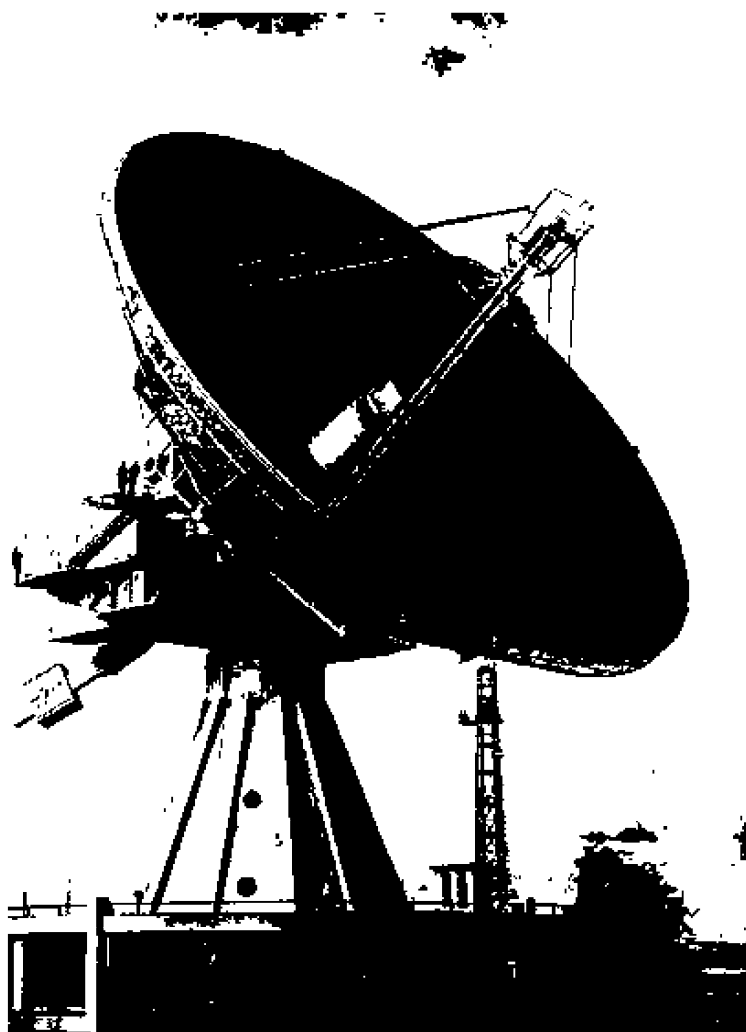


Рис. 5.7. Антенна П400

Для выделения телеметрической информации была разработана цифро-аналоговая система обнаружения, слежения и демодуляции сигналов.

Эта система позволила получить эквивалентные полосы анализа при обнаружении и слежении за сигналом (до 1 Гц) при большом диапазоне изменения входной частоты (до 100 кГц), а также реализовать большой диапазон изменения эквивалентной полосы ФАП применительно к изменению отношения сигнала к шуму — от 1 до 100 Гц.

При этом процесс поиска сигнала по частоте и вхождение в связь производились автоматически.

При передаче телеметрической информации по дециметровому каналу использовались ортогональные коды. Скорость приёма ТМИ по этому каналу была доведена до 400 бит/с.

Система выдачи команд оставалась ручной.

Сантиметровый канал работал в импульсном режиме. Для передачи по этому каналу научной цифровой и фототелевизион-

ной информации использовалась время — импульсная модуляция (ВИМ).

Скорость передачи цифровой (телеметрической) информации составляла 3000 бит/с.

При передаче фототелевизионных изображений скорость цифровой информации составляла 6,144 бит/с.

Аппаратура КИС «Сатурн-МСД» была выполнена на интегральных схемах, что позволило значительно сократить объём аппаратуры.

Комплекс «Плутон» в Евпатории был модернизирован. При этом большая часть его приборов была выполнена на микросхемах с сохранением основных технических характеристик.

В состав комплекса «Плутон-М» была введена аппаратура сантиметрового канала комплекса «Сатурн-МСД». Такая же аппаратура была установлена на пункте в Симферополе.

Первые станции нового поколения «Венера-9» и «Венера-10» были запущены в 1975 г. Эти станции впервые были выведены на орбиты искусственных спутников Венеры с высотой в перицентре 1600 км и периодом обращения около двух суток.

Спускаемые аппараты станций совершили мягкую посадку на невидимой с Земли освещённой стороне Венеры.

Совершенно новую задачу решили спускаемые аппараты, впервые передав на Землю изображения поверхности Венеры — вблизи места посадки (рис. 5.8).

В процессе спуска СА с большей точностью определялись параметры атмосферы (температура, давление, плотность), по доплеровским измерениям изучалась динамика атмосферы.

С орбиты спутников велись длительные исследования излучения поверхности планеты в различных диапазонах, была проведена фотосъёмка облачного слоя Венеры.

Исследования Венеры были продолжены запуском в 1978 г. межпланетных станций «Венера-11» и «Венера-12», которые также были выведены на орбиты спутников планеты.

В научном плане с помощью станций «Венера-11, 12» были подтверждены данные, полученные станциями «Венера-9, 10» (за исключением фотоизображений поверхности планеты).

На борту станций «Венера-9, 10, 11, 12» был установлен новый радиотехнический комплекс КИК 4В2, позволявший при передаче научной информации и панорамных изображений ретранслировать сигналы СА через аппаратуру и остронаправленную антенну ОА по сантиметровому импульсной радиолнии со скоростями 3,072 кбит/с и 6,144 кбит/с, соответственно.

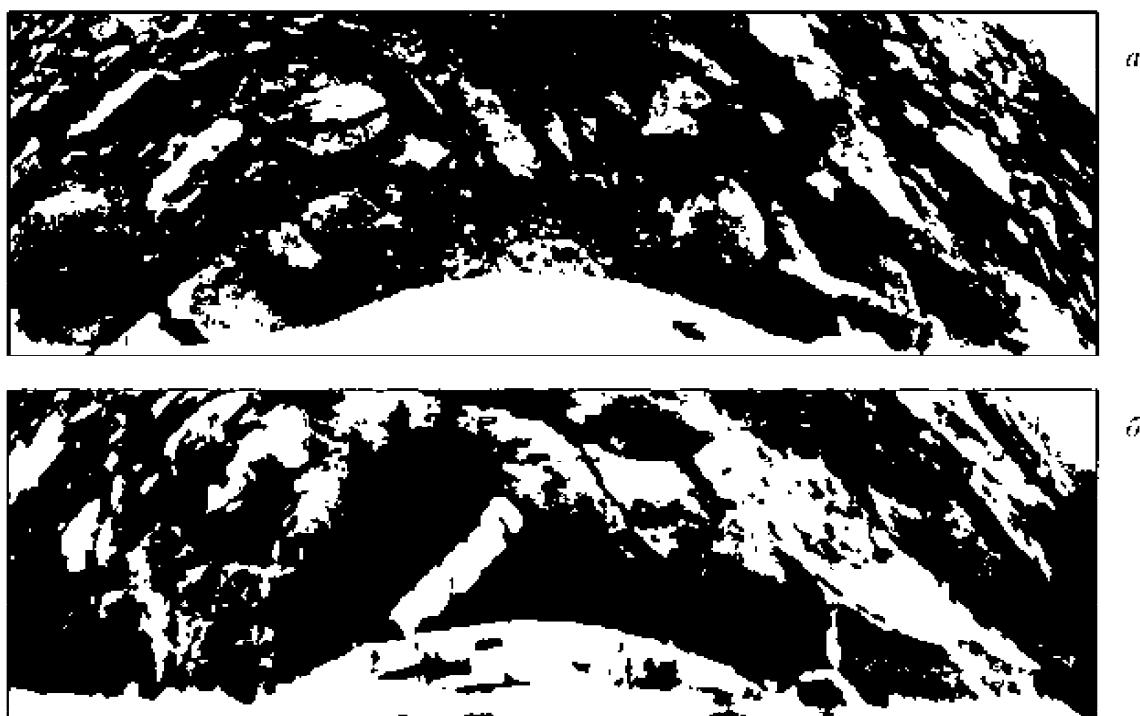


Рис. 5.8. Первые панорамы поверхности Венеры: АМС «Венера-9» (а), АМС «Венера-10» (б)

Эти сигналы принимались наземными комплексами «Плутон-М» в Евпатории, «Сатурн-МСД» в Уссурийске и «Сатурн-МС-ЛЗ» в Симферополе. Время посадки СА было выбрано в общей зоне видимости этих комплексов.

Новый вклад в изучение Венеры внесли космические станции «Венера-13» и «Венера-14».

Основной задачей полёта этих станций было получение цветных изображений поверхности Венеры.

Кроме того, значительно расширился диапазон исследований венерианского грунта и атмосферы планеты.

Для обеспечения программы «Венера-13,14» в Евпатории был введён в эксплуатацию новый командно-измерительный комплекс «Квант-Д» с уникальной высокоэффективной антенной П2500, имеющей диаметр зеркала 70 м.

Комплекс работал в дециметровом диапазоне и обеспечивал приём ТМИ со скоростями до 64 кбит/с.

Станции «Венера-13, 14» были оснащены новым бортовым радиотехническим комплексом МРК (магистральный радиокomплекс), обеспечивающим передачу научной и телеметрической информации со скоростью до 64 кбит/с с использованием свёрточного кода.

Космические станции «Венера-13» и «Венера-14» были запущены в 1981 г.

В марте 1982 г. СА станций совершили мягкую посадку на поверхность Венеры на расстоянии 1000 км одна от другой в районах с различными характеристиками рельефа, а станции были выведены на орбиты спутников Венеры.

Передача ТМИ при спуске СА и цветного панорамного изображения поверхности и научных данных после посадки происходила на скорости 64 кбит/с с ретрансляцией через орбитальные аппараты.

Увеличение скорости передачи информации с СА по усовершенствованной радиолинии на порядок по сравнению со станциями «Венера-9, 10» позволило не только реализовать цветное изображение поверхности, но и значительно увеличить чёткость панорамного изображения.

На Земле приём научной информации осуществлялся комплексом «Квант-Д» в Евпатории.

В процессе спуска СА производились с высокой точностью измерения параметров атмосферы. Были получены новые данные по распределению водяного пара в атмосфере, а также впервые были получены данные по температуре и давлению в стратосфере Венеры.

С помощью новых научных приборов, установленных на СА, был проведён сложный эксперимент по определению химического состава венерианского грунта, который оказался близким к некоторым земным базальтам.

Исследование физико-механических свойств грунта было произведено с помощью плотномера.

Наиболее интересные научные данные о строении поверхности Венеры были получены при анализе панорамных изображений (рис. 5.9).

Исследования, проведённые спутниками Венеры, позволили установить состав облаков Венеры, которые в основном состоят из концентрированной серной кислоты.

Задачей следующей экспедиции к Венере было радиолокационное картографирование планеты, получение детальной топографической карты приполярных областей северного полушария.

Для решения этих задач была значительно изменена конструкция космической станции. Вместо спускаемого аппарата был установлен радиолокатор бокового обзора.

Так как скорость потока передаваемой на Землю информации должна была значительно возрасти (до 100 кбит/с), необходимо было поднять потенциал радиолинии. Для этого почти на метр был увеличен диаметр бортовой остронаправленной антенны, повышена мощность бортового передатчика, из-за чего пришлось

увеличить площадь солнечных батарей. Для обеспечения вывода станции на заданную орбиту спутника Венеры пришлось увеличить ёмкость топливных баков, а также провести ряд других доработок.

Аппаратура наземного радиоконкомплекса «Квант-Д» в Евпатории была доработана с целью обеспечения приёма научной информации со скоростью 100 кбит/с. В состав комплекса была введена приёмная радиолиния сантиметрового диапазона (5 см), доработан ряд приборов. Было введено кодирование НИ перед её регистрацией на цифровом магнитофоне. При воспроизведении этой информации для последующей обработки за счёт декодирования исключались ошибки, возникающие при её регистрации. Принятые меры обеспечили высокую достоверность принимаемой по сантиметровой радиолинии НИ (не хуже $1 \cdot 10^{-4}$).

Космические станции «Венера-15» и «Венера-16» были запущены в июне 1983 г. и в октябре того же года они были выведены на вытянутые эллиптические орбиты искусственных спутников Венеры с высотой в апоцентре 66 тыс. км и высотой в перицентре (над северным полюсом Венеры) — 1000 км.

Съёмка поверхности производилась в перицентре орбиты в интервале высот от 1000 до 2000 км.

Упрощённая структурная схема радиолокатора бокового обзора (РЛБО) представлена на рис. 5.10.

РЛБО работал в двух режимах:

- радиолокационной съёмки поверхности;
- высотомера.

В зависимости от режима работы РЛБО работал через антенну бокового обзора с размерами отражателя в виде параболического цилиндра $6 \times 1,4$ м либо через антенну высотомера с диаметром зеркала 1 м.

Антенна высотомера всегда была направлена перпендикулярно к поверхности планеты, антенна бокового обзора была отклонена от перпендикуляра к поверхности на 10° в направлении, перпендикулярном движению КА (угол обзора).

Антенны подключались к РЛБО через антенный переключатель, обеспечивая тем самым либо режим картографирования, либо режим высотомера. Рабочий цикл составлял 40 мс.

Частоты передатчика и гетеродинов приёмника когерентно формировались от общего задающего генератора.

Длительность работы РЛБО на передачу составляла 15 мс. Сигнал передатчика модулировался по фазе РН-последовательностью с длительностью одной посылки 1,54 мкс и числом

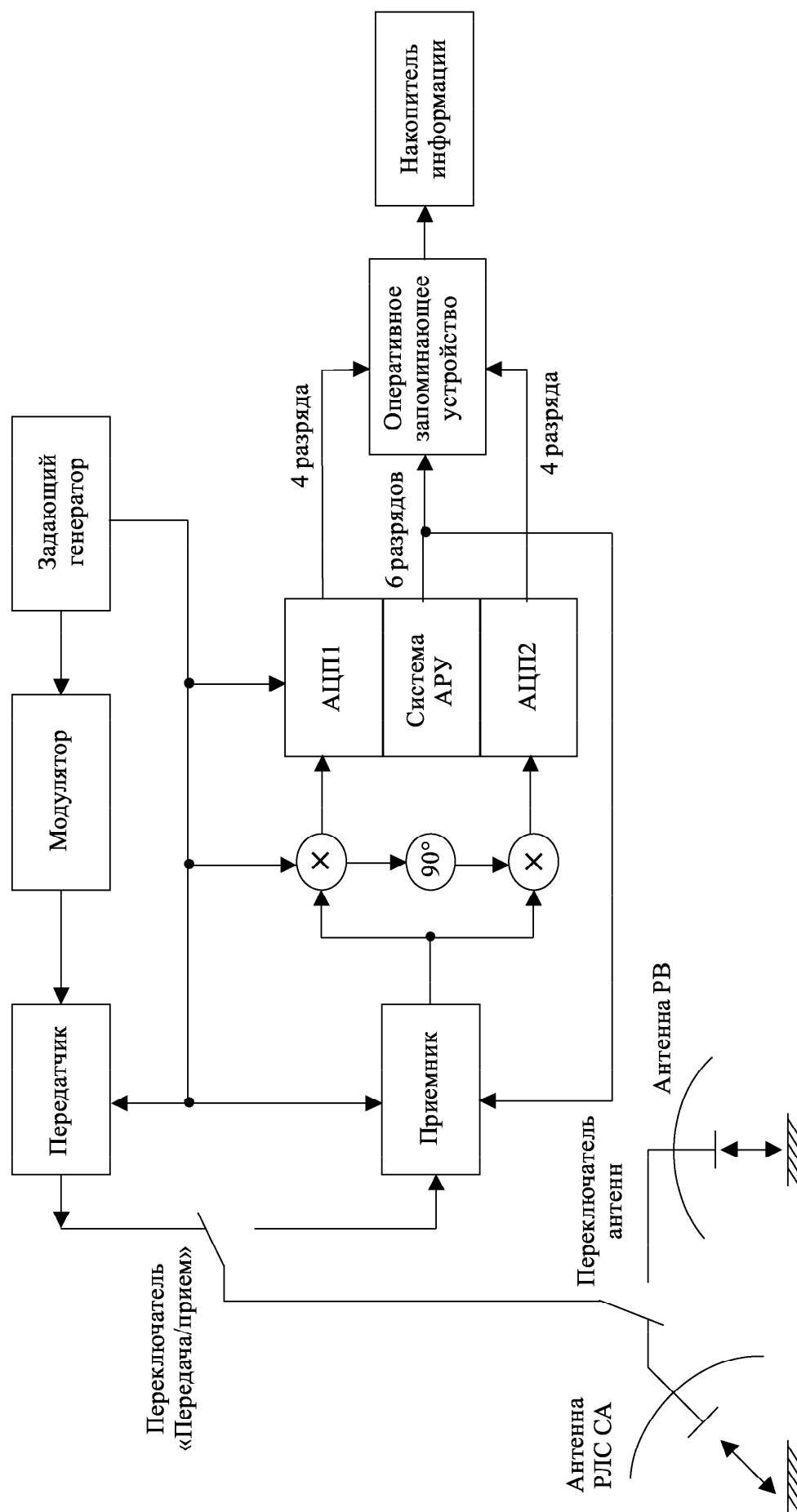


Рис. 5.10. Структурная схема радиолокатора бокового обзора

посылок в последовательности 127 в режиме бокового обзора и 31 в режиме высотомера.

На рис. 5.11 приведена циклограмма работы РЛБО.

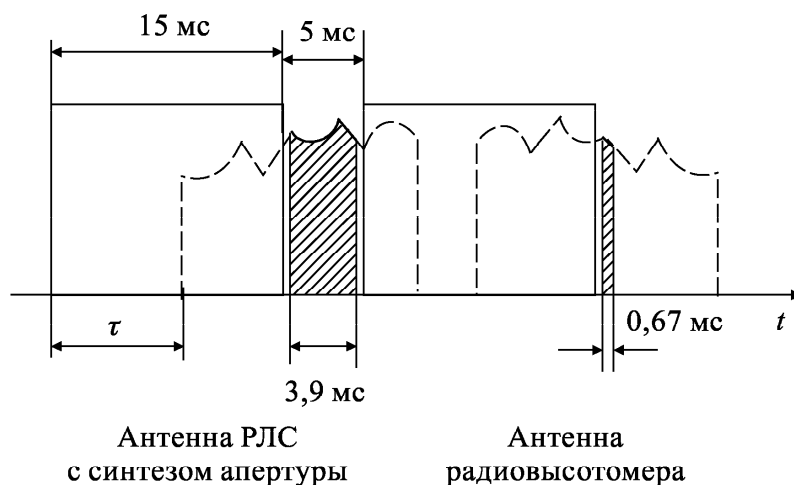


Рис. 5.11. Циклограмма работы РЛБО

Отражённые от поверхности сигналы в паузе между циклами работы передатчика принимались приёмным устройством и в комплексном виде преобразовывались с помощью АЦП в цифровой вид и регистрировались оперативным запоминающим устройством, откуда переписывались в накопитель информации (бортовой магнитофон).

Время съёмки поверхности на одном витке составляло 16 минут. За это время объём зарегистрированной информации составлял $100 \cdot 10^6$ бит.

Приём информации РЛБО с КА производился через 70-метровую и 64-метровую антенны станциями в Евпатории и Медвежьих Озёрах.

В каждом сеансе картографирования производилась съёмка поверхности шириной около 100 км и длиной 7500 км (рис. 5.12). Одновременно с картографированием производилась съёмка профиля поверхности по трассе полёта КА с помощью высотомера.

В процессе выполнения программы картографирования было снято 25% площади Венеры (до широты 30° северного полушария).

Для снятой территории Венеры были построены фотокарты, топографические карты, карты коэффициента отражения радиоволн и др., с разрешением по поверхности $1 \div 2,7$ км и по высоте 30 м. На рис. 5.13 приведена одна из 27 фотокарт, построенных для снятой области Венеры.

Космические станции «Венера-15, 16» дополнительно были оснащены научным оборудованием для проведения исследований



Рис. 5.12. Радиолокационные изображения поверхности Венеры: АМС «Венера-15» (а), АМС «Венера-16» (б)

Венеры и её облачного слоя с орбиты спутника. С его помощью изучалось тепловое излучение поверхности планеты и распределение температур в облачном слое. Методом двухчастотного просвечивания изучалось распределение концентрации электронов в ионосфере Венеры.

В рамках уникальной космической программы «Вега» (Венера — комета Галлея) должны были решаться несколько важных научных проблем: исследование особенностей атмосферной циркуляции и уточнение параметров венерианского облачного покрова с помощью дрейфующих аэростатных зондов, дальней-

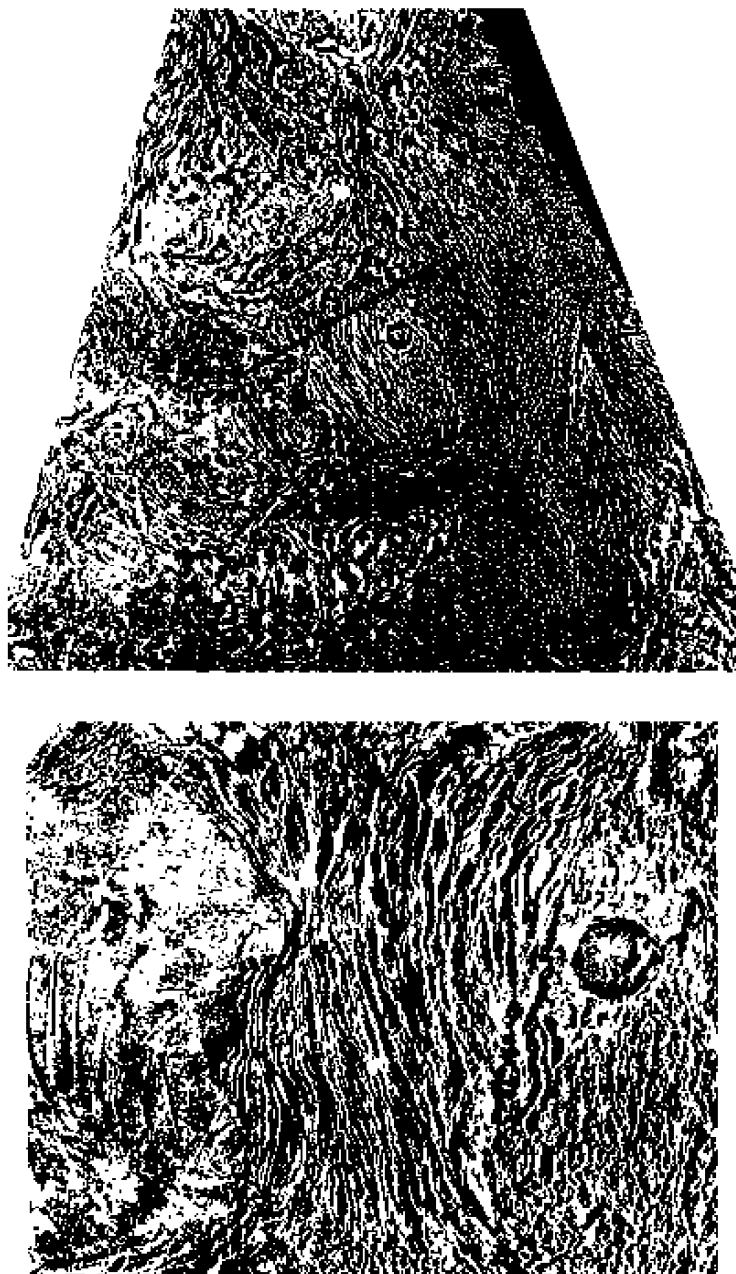


Рис. 5.13. Фотокарта гор Максвелла и окружающей области Венеры, а также укрупнённый фрагмент карты с кратером Клеопатры

шее изучение атмосферы и поверхности Венеры со спускаемого аппарата и, наконец, комплексные исследования кометы Галлея с пролётного аппарата.

Для выполнения этих задач была значительно переработана конструкция космической станции. В ней был установлен отсек АЗ и на пролётном аппарате появилась стабилизированная платформа, обеспечивающая точное наведение оптических приборов на ядро кометы Галлея (телевизионных камер и спектрометров).

В составе аппаратуры аэростатного зонда (АЗ) был разработан высоконадёжный малогабаритный передатчик, работающий в диапазоне 18 см с мощностью 4,5 Вт.

Соответственно был модернизирован существующий НКУ дальних КА.

Так как дрейф аэростатных зондов в атмосфере Венеры должен был продолжаться около 2-х суток, обеспечить ретрансляцию сигнала с АЗ через пролётный аппарат (ПА) не представлялось возможным. Поэтому приём сигналов АЗ на Земле должен был осуществляться наземными средствами напрямую, для чего должны были использоваться антенны с высокой эффективностью.

В дополнение к антенне П2500, имевшейся в Евпатории, такая же семидесятиметровая антенна была построена в Уссурийске и на её базе введён комплекс «Квант-Д» I этапа, имеющий в своём составе запросную радиолинию дециметрового диапазона (39 см) и ответные радиолинии в двух диапазонах — дециметровом (32 см) и сантиметровом (5 см).

Сантиметровый канал использовался при радиопросвечивании кометной плазмы кометы Галлея.

Для обеспечения непрерывного приёма сигналов с АЗ в течение их дрейфа в атмосфере Венеры была создана международная глобальная интерферометрическая сеть из 6 отечественных и 14 самых крупных зарубежных радиотелескопов. Все участвующие в эксперименте радиотелескопы были оснащены облучателями и приёмными устройствами в диапазоне 18 см и аппаратурой регистрации сигналов РСДБ (МАРК 2). Из-за малого уровня сигнала, принимаемого с АЗ при проведении метеоэксперимента, обработка его в реальном времени была невозможна. Поэтому сигнал, принятый радиотелескопами, регистрировался и его обработка велась цифровыми методами в течение длительного времени после окончания эксперимента отечественными и зарубежными научными центрами. Траекторные измерения АЗ во время дрейфа должны были производиться методами радиоинтерферометрии со сверхдлиной базой.

Запуск космических станций «Вега-1» и «Вега-2» был осуществлён в декабре 1984 г. Схема полёта станций представлена на рис. 5.14. В июне 1985 г. СА станций «Вега-1, 2» совершили мягкую посадку на поверхность Венеры в районах, отстоящих друг от друга на 1500 км.

В процессе снижения СА в атмосфере Венеры прямыми измерениями было определено содержание серной кислоты в облачной среде (около 1 мг серной кислоты на 1 м³ атмосферы).

Кроме того, в облаках были обнаружены частицы серы и фосфора, измерено содержание в атмосфере водяного пара (0,12–

0,2 % по объёму). Начиная с высот 63 км, были получены вертикальные разрезы температуры, давления и плотности атмосферы.

После посадки было произведено исследование химического состава венерианского грунта в местах посадки рядом научных приборов. Посадка СА производилась в общей зоне видимости Евпатории и Уссурийска. Сигналы СА ретранслировались радиотехническим комплексом ПА и через остронаправленную антенну передавались на Землю со скоростью 3,072 кбит/с, где принимались комплексами «Квант-Д». Одновременно с отделением от космических станций СА произошло отделение аэростатного отсека, его спуск на парашюте и наполнение гелием АЗ. После сброса балласта АЗ поднялись на высоту дрейфа в атмосфере Венеры (54 км) и, в течение более 46 часов каждый, производили исследования атмосферы Венеры.

Порядок работы наземных радиотелескопов с АЗ иллюстрируется рис. 5.15.

В результате аэростатного эксперимента была окончательно установлена суперротация атмосферы Венеры, обнаружены воздушные массы с существенно различными параметрами, получены новые данные о микроструктуре облачного слоя, исследованы изменения скорости ветра в атмосфере Венеры.

Главной задачей космической миссии «Вега» было исследование кометы Галлея с пролётной траектории. Пролётные аппараты должны были пролететь мимо кометы в точно установленное время на заданном расстоянии. Для этого нужно было с большой точностью определить траектории полёта кометы и космических станций.

Для уточнения траектории полёта кометы свыше 100 обсерваторий в различных точках земного шара вели наблюдения за кометой Галлея. В результате точность знания орбиты кометы была резко повышена, что позволило довести ошибку во времени места встречи с кометой до 10–20 сек.

Для обеспечения необходимой точности определения траектории движения станции была привлечена американская сеть слежения за дальним космосом DSN, которая проводила измерения угловых координат станции с использованием радиointерферометрии со сверхдлинной базой, в дополнение к траекторным измерениям R и \dot{R} , проводимым комплексами «Квант-Д» в Евпатории и Уссурийске.

В результате 6 марта 1986 г. станция «Вега-1» прошла на расстоянии 8890 км от ядра кометы, а 9 марта «Вега-2» — на расстоянии 8030 км, что обеспечило наилучшие условия для работы научных приборов.

Данные о взаимном положении комических станций и ядра кометы, полученные при прохождении кометы, позволили уточнить траекторию движения кометы. Эти данные были использованы для управления западноевропейским КА «ДЖОТТО», что позволило осуществить его пролёт на расстоянии 605 км от ядра кометы Галлея.

Всего с космических станций «Вега-1, 2» было принято около 1500 фотоизображений кометы. Съёмки велись с разными позициями и с использованием различных светофильтров.

В результате обработки полученной информации было выявлено, что ядро кометы Галлея представляет собой сильно запылённую ледяную глыбу с размерами $14 \times 7,5$ км, испещрённую кратероподобными образованиями, медленно вращающуюся с периодом около 53 часов (рис. 5.16).

Ледяное ядро покрыто тонким тугоплавким веществом, имеющим пористую структуру. Температура поверхности кометы составляет плюс 3–130 °С.

Прямые измерения установили, что компонентами первичного вещества кометы являются вода и двуокись углерода. Каждую секунду из ядра выбрасывалось 5–10 т пыли.

Детекторы зарегистрировали пылинки с массой от 10^{-16} г до 10^{-6} г. Был определён химический состав пыли. Методом радиопросвечивания и другими методами исследовалась кометная плазма и её взаимодействие с солнечным ветром.

Пролёт кометы Галлея станциями «Вега-1, 2» происходил в общей зоне видимости Евпатории и Уссурийска. Большие потоки научной информации с пролётных аппаратов станций принимались комплексами «Квант-Д» со скоростью 65 кбит/с.

5.1.3. Исследования Марса с помощью дальних КА. Запуск в 1962 г. первого ДКА для исследования Марса оказался неудачным.

Связь со станцией Марс-1 поддерживалась на рекордном для того времени расстоянии — 104 млн. км.

При этом был получен очень ценный опыт управления ДКА. Бортовой радиокомплекс станции работал в двух диапазонах — метровом и дециметровом.

Связь со станцией в дециметровом диапазоне поддерживалась из Евпатории, а в метровом диапазоне — из Симферополя.

Пуск ДКА «М69» в 1969 г. также оказался неудачным.

Для обеспечения программы исследования Марса в 1971 г. в Уссурийске была создана новая КИС «Сатурн-МСД», обладающая более высокими характеристиками, чем КИС «Плутон».

Для увеличения энергетического потенциала радиолинии приёма научной информации в КИС «Сатурн-МСД» была применена сантиметровая импульсная радиолиния с время-импульсной модуляцией (ВИМ).

Для увеличения скорости передачи НИ с СА эта информация ретранслировалась КА, находящимся на орбите спутника планеты (ОА), через остронаправленную антенну по СМ радиоканалу. За счёт этого скорость передачи НИ с СА была доведена до 3 кбит/с, а при передаче фототелевизионных изображений — до 6 кбит/с.

КИС «Плутон» в Евпатории был модернизирован и в его состав была введена аппаратура приёма НИ по сантиметровой импульсной радиолинии.

В 1971 г. были запущены космические станции «Марс-2» и «Марс-3», вышедшие на орбиты спутников Марса. СА ДКА «Марс-2» разбился при посадке, а СА «Марс-3» впервые совершил мягкую посадку на поверхность Марса и с него был принят сигнал (без информации). С помощью научной аппаратуры спутников «Марс-2, 3» в течение длительного времени производились дистанционные исследования поверхности Марса — температура, рельеф, состав и строение атмосферы, магнитного поля и ионосферы Марса. Было подтверждено наличие водяного пара в атмосфере Марса.

Методом радиопросвечивания было определено давление у поверхности (5–10 мбар), определена электронная концентрация в ионосфере Марса.

В 1973 г. к Марсу были запущены четыре автоматические межпланетные станции — «Марс-4, 5, 6, 7».

ДКА «Марс-5» был выведен на орбиту спутника планеты. С его помощью велись дистанционные исследования поверхности планеты.

Измерялись температура, теплопроводимость, структура и состав грунта, химический состав атмосферы.

«Марс-4» (с пролётной траекторией) и «Марс-5» (с орбиты спутника) провели высококачественное фотографирование поверхности планеты с помощью фототелевизионного устройства, снабжённого сменными короткофокусным и длиннофокусным объективами, а также сменными светофильтрами (рис. 5.17).

На Марсе были обнаружен целый ряд ранее неизвестных образований, аналогичных Земным — долины, «русла рек» и др. Это свидетельствовало, что когда-то на Марсе климат был значительно теплее и по его поверхности текли многочисленные реки.



Рис. 5.17. Фотографии поверхности Марса

Спускаемый аппарат ДКА «Марс-6» совершил спуск на парашюте в атмосфере от высоты 20 км до поверхности. Впервые были произведены прямые измерения химического состава атмосферы, давления и др.

В 1986 г. были запущены два космических аппарата для продолжения исследования Марса — «Фобос-1» и «Фобос-2».

Проект «Фобос» относился к многоцелевым программам. Он предусматривал комплексное исследование объектов Солнечной системы: Фобоса, Марса, Солнца, межпланетного пространства.

Исследования должны были проводиться на трассе перелёта Земля-Марс, на орбитах спутника Марса, над поверхностью Фобоса на малой высоте и с посадочных зондов на поверхности Фобоса.

Должны были быть исследованы поверхность и внутреннее строение Фобоса, получены его фотографии различного масштаба, а также изучен состав и свойства грунта Фобоса. С помощью радиокomплекса станции на поверхности Фобоса должны были быть проведены эксперименты по небесной механике.

Должны были быть продолжены с более высокой точностью исследования поверхности Марса, его атмосферы, ионосферы и магнитосферы.

Кроме этого, в процессе полёта ДКА должны были быть исследованы корона и верхняя хромосфера Солнца.

При подготовке к выполнению программы «Фобос» была модернизирована КИС «Квант-Д» в Евпатории и Уссурийске. В дополнение к когерентному дециметровому каналу был введён когерентный сантиметровый с мощным передатчиком (200 кВт непрерывной мощности) и на его базе в Евпатории создан высокоэффективный планетный радиолокатор.

Скорость приёма НИ в КИС «Квант-Д» составила 64 кбит/с, точность траекторных измерений по дальности ± 20 м, по радиальной скорости ± 2 мм/с.

Полностью выполнить программу «Фобос» не удалось.

КА «Фобос-1» погиб из-за ошибки оператора при подготовке сеанса управления. «Фобос-2» вышел на орбиту Марса, начал исследования Марса и Фобоса. Но во время проведения очередной коррекции орбиты из-за отказа системы управления ДКА «Фобос-2» погиб.

Несмотря на то, что целевая задача программы «Фобос» не была выполнена, в процессе перелёта КА «Фобос-2» и его работы на орбите спутника Марса были получены ценные научные результаты.

Были проведены исследования Солнца и космического пространства. При этом были получены подтверждения гипотезы, что имевшаяся на Марсе вода и его атмосфера были «сдуты» солнечным ветром, что стало возможным из-за отсутствия на Марсе магнитного поля.

Были проведены наблюдения гамма-всплесков, получены фотоснимки Фобоса (см. рис. 5.18), на которых видны области,

невидимые на снимках, сделанных во время предыдущих полё-



Рис. 5.18. Одна из фотографий Фобоса, полученных КА «Фобос-2»

тов, уточнена орбита Фобоса.

С помощью сканирующего радиометра «Термоскан», установленного на КА «Фобос-2», были проведены сравнительные исследования поверхности Марса в тепловой и видимой областях спектра.

Получен ряд параллельных панорам, охватывающих значительные области Марса с высоким пространственным разрешением (1,8 км).

Путём их совместной обработки получены карты тепловой инерции марсианской поверхности. На рис. 5.19 представлены панорамы, снятые в тепловой (а) и видимой (б) областях спектра, а также карта тепловой инерции поверхности этого же района Марса (в).

Пуск в 1996 г. КА для исследования Марса «Марс-96» был неудачным (КА не был выведен на траекторию полёта к Марсу).

5.1.4. Космические исследования с помощью КА на вытянутых эллиптических орбитах вокруг Земли. Изучение

солнечно-земных связей, а также изучение звёздных источников излучений в разных диапазонах оказалось удобным осуществлять автоматическими КА, находящимися на вытянутых эллиптических орбитах искусственных спутников Земли с апогеем несколько сот тысяч км и перигеем 500–2000 км, вне атмосферы и радиационных поясов Земли.

При работе с такими ИСЗ зона видимости в апогее составляет несколько десятков часов, что позволяет передавать на Землю большие потоки научной информации.

В период с 1972 г. по 1985 г. было запущено девять автоматических космических станций «Прогноз» с параметрами орбиты 200 тыс. км в апогее и 500 км в перигее с периодом обращения 4 суток.

Эти станции были предназначены для комплексного изучения параметров межпланетной среды и околоземного космического пространства, таких как потоки плазмы, магнитное поле, частицы солнечных космических лучей и электромагнитного излучения, связанных между собой и, в какой-то мере, взаимно влияющих друг на друга.

Их вариации во времени обусловлены процессами, происходящими на Солнце.

На борту станций «Прогноз» были установлены приборы для регистрации рентгеновского и гамма-излучения, измерения параметров потоков солнечных космических лучей и характеристик плазмы солнечного ветра, частиц высоких энергий вне и внутри магнитосферы Земли, радиоизлучения Солнца и др.

На основании результатов исследований проводимых станциями «Прогноз» разрабатывались прогнозы «солнечной погоды», которая определяла условия радиосвязи на Земле, а также радиационная обстановка для пилотируемых КА.

Одна из станций — «Прогноз-9» — была в 1983 г. выведена на орбиту с параметрами в апогее 720 тыс. км и в перигее 358 км. Одной из задач этой станции было изучение реликтового излучения в космическом пространстве.

Управление станциями «Прогноз» осуществлялось из ЦУП в г. Симферополе с использованием КИС «Сатурн-МС-ЛЗ» из состава НКУ лунной программы. Скорость приёма НИ — 30 кбит/с.

В 1983 г. на вытянутую эллиптическую околоземную (апогей 200 тыс. км) был выведен автоматический КА «Астрон», предназначенный для проведения астрофизических исследований звёздных источников и межпланетной среды в ультрафиолетовом

и рентгеновском диапазонах электромагнитного излучения с помощью соответствующих телескопов.

КА «Астрон» проводил исследования в течение 6 лет. Были исследованы в ультрафиолетовом и рентгеновском диапазонах пульсары, остатки сверхновых, двойные системы звёзд, активные галактики и рентгеновские барстеры. В процессе исследований был открыт ряд неизвестных ранее явлений.

Для управления КА «Астрон» использовался бортовой радиокомплекс, используемый для ДКА, наземные комплексы «Квант-Д» и ЦУП ДКА в Евпатории.

Методы управления КА «Астрон» идентичны используемым при управлении ДКА.

В 1989 г. на высокоапогейную орбиту спутника Земли (200 тыс. км) была выведена астрофизическая обсерватория «Гранат». Основной задачей этого КА было исследование источников излучений в области гамма и рентгеновского спектров.

С его помощью в течение шести лет исследований были построены изображения с высоким разрешением участков небесной сферы в гамма- и рентгеновском диапазонах, исследованы спектральные характеристики излучения большого числа космических источников в гамма- и рентгеновском диапазонах, а также проведены другие исследования.

Управление КА «Гранат» производилось средствами НКУ ДКА и ЦУП'а в Евпатории. Бортовой радиотехнический комплекс КА «Гранат» работал в двух диапазонах — сантиметровом и дециметровом, что обеспечило высокую надёжность его работы. Скорость приёма НИ с КА «Гранат» составила 65 кбит/с.

В целях дальнейшего углублённого исследования солнечно-земных связей по проекту «Интербол» были запущены в 1995 г. КА «Интербол-1» с чешским субспутником «Магион-4» и в 1996 г. КА «Интербол-2» с субспутником «Магион-5».

Задачей проекта «Интербол» являлось изучение физических процессов в магнитосфере Земли и в межпланетной среде с помощью одновременно функционирующих 4-х КА. Одной из основных научных задач было исследование процессов переноса энергии солнечного ветра в магнитосферу Земли, накопления и последующей диссипации её в авроральных областях магнитосферы и ионосферы.

В соответствии с проектом КА «Интербол-1» и его субспутник «Магион-4» выводились на высокоапогейную орбиту спутника Земли таким образом, что её апогей (200 тыс. км) находился в хвостовой области магнитосферы Земли, а КА «Интербол-2» с субспутником «Магион-5» выводились на орбиту

(апогей 20 тыс. км), полностью находящуюся в пределах авроральной области магнитосферы (рис. 5.20).

КА проекта «Интербол» были оснащены научной аппаратурой для измерения параметров горячей плазмы и тепловой плазмы, измерения энергичных частиц и рентгеновского излучения, измерения электрических и магнитных полей, изучения полярных сияний.

Все задачи проекта «Интербол» были выполнены полностью. Значительная часть исследований была проведена совместно с группировкой европейских, американских и японских КА, работающих по программе солнечно-земных связей.

Для управления КА «Интербол-1» и «Интербол-2» использовались ЦУП и КИС «Квант-Д» в Евпатории. Скорость приёма НИ с КА «Интербол-1» была доведена до 131 кбит/с и с КА «Интербол-2» — до 256 кбит/с.

Управление субспутником «Магион» осуществлялось чешской станцией слежения.

Вся отечественная программа исследований в дальнем космосе представлена на рис. 5.21.

5.2. Космические исследования, проводимые дистанционными методами

Для получения информации с объектов Солнечной системы в настоящее время недоступных для прямых методов исследований, таких как солнечная корона, солнечный ветер на больших расстояниях от Солнца, астероиды и кометы, атмосферы некоторых планет и их спутников и др., используются не прямые или дистанционные методы исследований, основанные на связи между физическими свойствами объектов и характеристиками радиосигналов, распространяющихся через исследуемую среду или отражающихся от поверхности объектов исследования.

В проводимых с помощью КИС ДКА радиоастрономических исследованиях используются в качестве зондирующих естественные источники излучения (квазары, пульсары) либо искусственные источники в виде радиоволн, излучаемых бортовыми или наземными передатчиками.

К дистанционным методам исследований относятся:

- радиопросвечивание атмосфер и ионосфер планет (радиозатменные методы исследований), исследование солнечной плазмы;

- радиолокационные исследования, проводимые с помощью наземного планетного радиолокатора, с помощью радиолокатора

		1960 г.				1970 г.				1980 г.				1990 г.				2000 г.	
КИС	Симферополь	Сатурн-МС (ЛЗ)														Марс 96, 1996			
	Уссурийск	Сатурн-МСД																	
	Евпатория	Плутон-М																	
Исследования Марса	Марс 1, 1962	Марс 69, 1969	Марс 2, 3, 1971	Марс 4, 5, 6, 7, 1973	Венера 7, 1970	Венера 8, 1972	Венера 9, 10, 1975	Венера 11, 12, 1978	Венера 13, 14, 1981	Венера 15, 16, 1983	Вера 1, 2, 1984	Фобос 1, 2, 1986	Марс 96, 1996						
	Исследования Венеры	Венера 1, 1961	Венера 2, 3, 1965	Венера 4, 1967	Венера 5, 6, 1969	Венера 7, 1970	Венера 8, 1972	Венера 9, 10, 1975	Венера 11, 12, 1978	Венера 13, 14, 1981	Венера 15, 16, 1983	Вера 1, 2, 1984							
	Высокоэлектронические ИСЗ			Протон 1, 2, 1972	Протон 3, 1973	Протон 4, 1975	Протон 5, 1976	Протон 6, 1977	Протон 7, 1978	Протон 8, 1980	Протон 9, 1983	Астрон, 1983		Протон 10, 1985	Гранат, 1989	Интербол 1, 1995	Интербол 2, 1996		

Рис. 5.21. Отечественная программа исследований дальнего космоса

расположенного на КА — спутнике планеты (радиолокатор бокового обзора) и бистатическая радиолокация;

— исследования, проводимые с использованием доплеровского смещения частоты, вызываемого взаимным движением исследуемого объекта и станции слежения;

— методы исследований с использованием радиоинтерферометров со сверхбольшой базой.

Чувствительность дистанционных методов космических исследований зависит от соотношения между эффектами, создаваемыми исследуемой средой на пути распространения радиоволны, и инструментальными погрешностями используемых КИС ДКА, обусловленными шумами приёмных систем.

Естественное совершенствование радиотехнических комплексов, диктуемое требованиями новых космических программ, одновременно повышает возможности использования КИС ДКА в качестве инструмента для проведения дистанционных радиофизических исследований.

Технические характеристики отечественных наземных радиотехнических комплексов управления из состава НКУ ДКА оказались адекватными для проведения высокоэффективных радиотехнических исследований, проводимых дистанционными методами, обеспечивших получение уникальной и, в ряде случаев, приоритетной научной информации о различных объектах Солнечной системы.

5.2.1. Радиоастрономические исследования, проводимые методами радиопросвечивания. С началом исследования дальнего космоса космическими аппаратами появилась возможность систематического изучения атмосфер и ионосфер планет, а также солнечной плазмы методом радиопросвечивания, когда в качестве зондирующего сигнала используется сигнал передатчика ДКА, совершающего пролёт планеты либо её исследование с орбиты искусственного спутника.

Если ДКА заходит за планету и затем выходит из-за неё, то лучевая линия, соединяющая ДКА и наземную станцию приёма, осуществляет два разреза атмосферы планеты.

При прохождении радиосигнала через атмосферу (и ионосферу) происходят изменения параметров радиосигнала — изменяется напряжённость поля, частота радиосигнала и др. Эти эффекты регистрируются на Земле и дают информацию об атмосфере и ионосфере планеты.

При проведении исследований методом радиопросвечивания различают две задачи: прямую и обратную.

Прямая задача позволяет по известным параметрам атмосферы (химический состав, давление, температура и др.) расчётным путём определить величину эффектов взаимодействия радиоволны с атмосферой (величину затухания, изменение частоты и др.), что бывает важно при расчёте погрешностей траекторных измерений и др.

При обратной задаче, по зафиксированным на Земле эффектам взаимодействия радиоволны с атмосферой и ионосферой, определяются параметры атмосферы и ионосферы.

Решение обратной задачи хорошо иллюстрируется исследованиями, выполненными с помощью ДКА «Венера-9» и «Венера-10», находившимися на орбитах спутников Венеры.

Изменения амплитуды принимаемого сигнала при заходе ДКА за планету и его выхода приведены на рис. 5.22 и 5.23. Изменения частоты сигнала приведены на рис. 5.24 и 5.25.

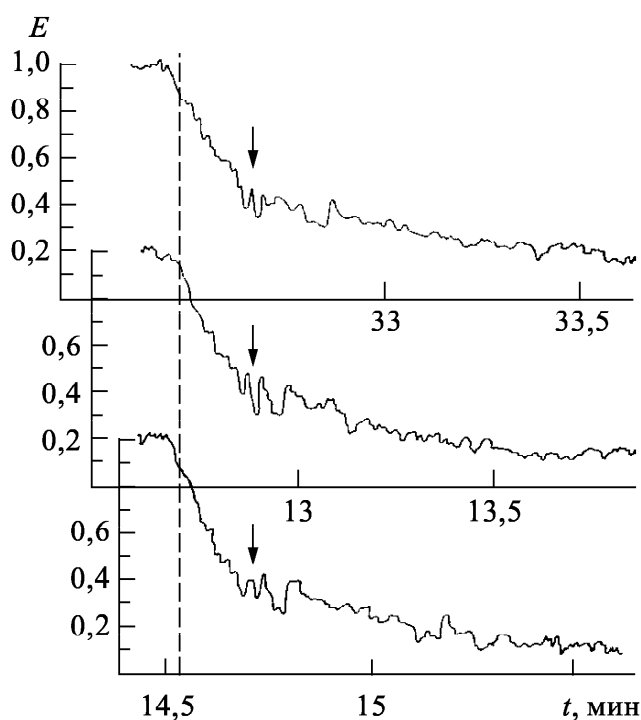


Рис. 5.22. Типичные изменения напряжённости поля при заходе спутника «Венера-9» за ночную сторону планеты

По этим экспериментальным данным, после исключения влияния доплеровских эффектов расчётным путём, был определён коэффициент преломления в атмосфере в зависимости от высоты, $N = f(h)$.

По этому параметру определялись плотности газа в атмосфере, зависимости $n_1 = f(h)$ и высотный профиль электронной концентрации в ионосфере $N_e = f(h)$ (см. рис. 5.26).

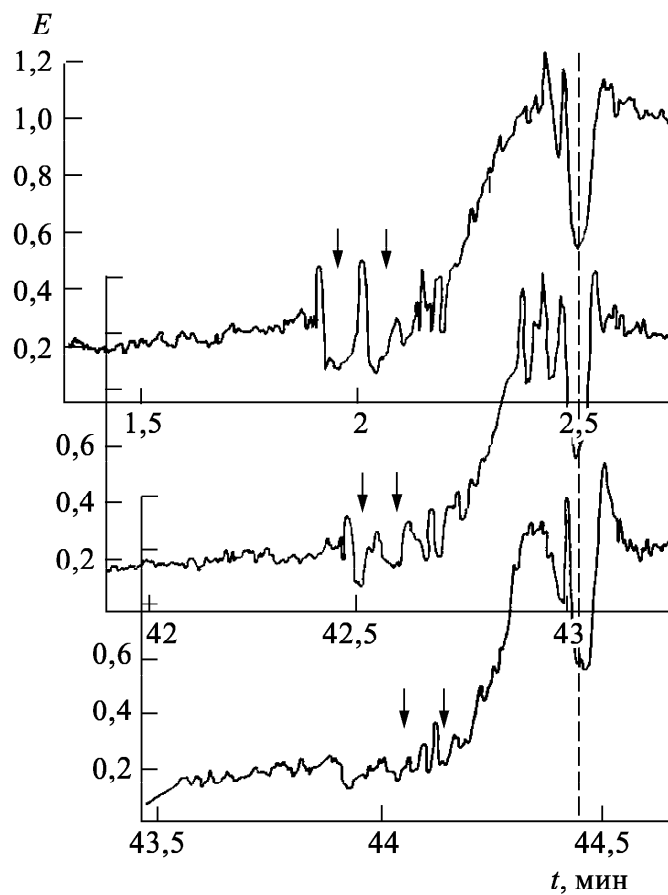


Рис. 5.23. Типичные изменения напряжённости поля при выходе спутника «Венера-9» из-за освещённой стороны планеты

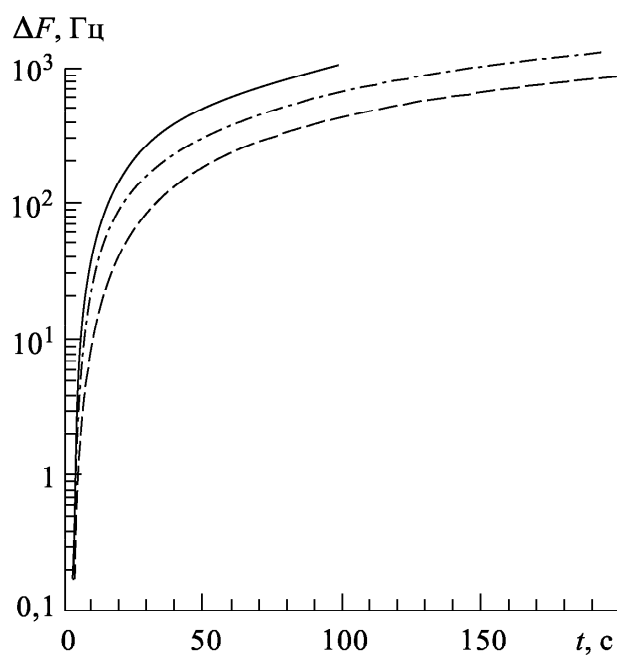


Рис. 5.24. Характерные изменения частоты ΔF , обусловленные влиянием ночной атмосферы Венеры

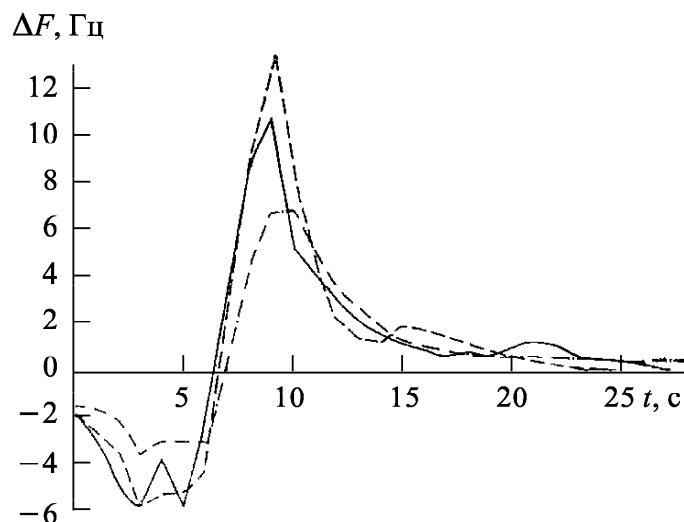


Рис. 5.25. Примеры изменений частоты ΔF при радиопросвечивании дневной ионосферы Венеры

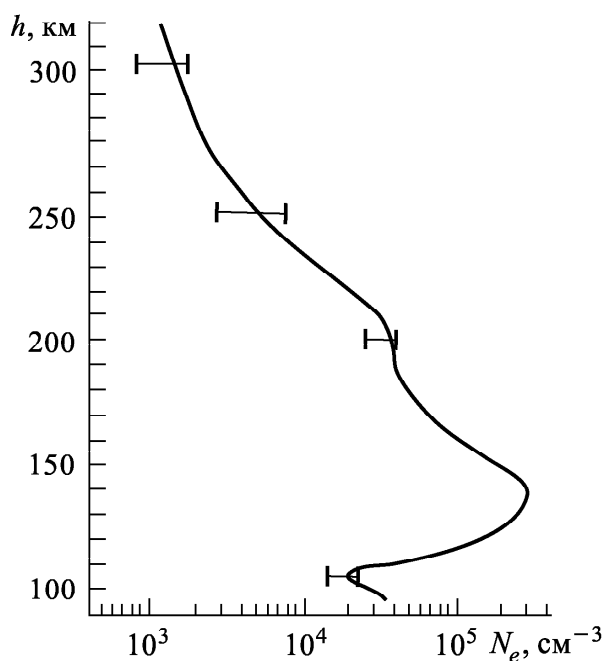


Рис. 5.26. Высотный профиль электронной концентрации на дневной стороне Венеры

По плотности газа $n_1 = f(h)$ определялись зависимости давления (рис. 5.27) и температуры от высоты (рис. 5.28).

Космические аппараты «Вега-1» и «Вега-2» позволили осуществить радиопросвечивание плазмы вблизи кометы Галлея.

Проходя на расстоянии около 8500 км, эти аппараты излучали когерентные сигналы с длиной волны 32 и 5 см. На Земле определялось изменение частоты и фазы принимаемых сигналов.

По этим данным была определена электронная концентрация плазмы на расстоянии 8500 км от ядра кометы.

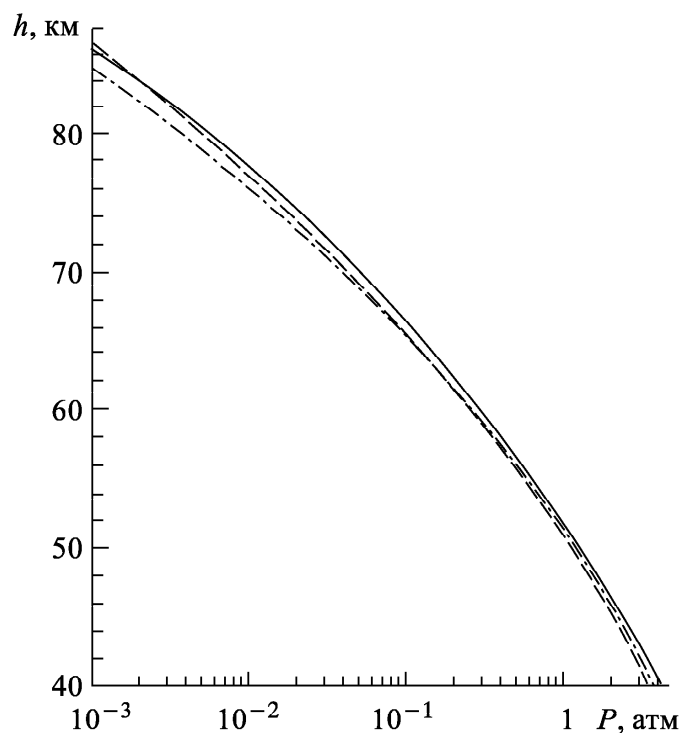


Рис. 5.27. Зависимость давлений от высоты над поверхностью Венеры

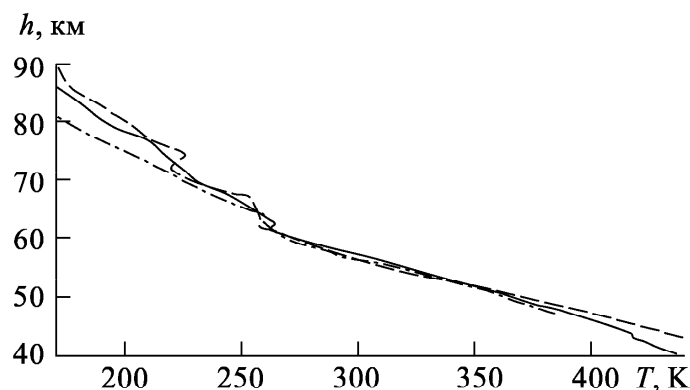


Рис. 5.28. Зависимость температуры от высоты над поверхностью Венеры

В табл. 5.3 приведены данные по основным радиофизическим исследованиям межпланетной плазмы и атмосферам планет, выполненным методом радиопросвечивания с использованием радиоизлучения отечественных ДКА и наземных КИС.

Существование межпланетной и околосолнечной плазмы обусловлено постоянными потоками ионизированного газа, истекающего из фотосферы Солнца. Потоки плазмы, движущиеся с большими скоростями от Солнца по радиальным направлениям, получили название «солнечный ветер». Плазма солнечного ветра, зарождающаяся в фотосфере Солнца, ускоряется до сверхзвуковой скорости, пронизывает солнечную систему и уходит в межзвёздное пространство.

Таблица 5.1. Радиофизические исследования объектов Солнечной системы, выполненные с помощью наземных КИС

Объект исследования	Космический аппарат	Длина волны	Измеряемый параметр	Используемый КИС	Приоритет
Межпланетная плазма	«Марс-1» (1962)	163 см	Энергетический спектр Δf , амплитуда E	«Плутон»	Раньше американских исследований (1967)
Поверхность Луны	Спутники «Луна-11, 12» (1966)	163 см	Коэффициент отражения, спектр отражённого сигнала	«Плутон»	Раньше американских исследований (1968)
Тропосфера Венеры	Спускаемый аппарат «Венера-4» (1967)	32 см	Амплитуда	«Плутон»	Раньше американских исследований (1979)
Тропосфера и дневная ионосфера Марса	Спутник «Марс-2» (1971)	32 см 8 см	Амплитуда, частота, приведённая разность фаз	«Плутон-М» «Сатурн-МСД»	Спустя 6 лет после американских экспериментов (1965)
Плазменная оболочка Луны	Спутник «Луна-19» (1972)	32 см 8 см	Приведённая разность фаз	«Плутон-М» «Сатурн-МСД»	Раньше американских исследований
Ночная ионосфера Марса	«Марс-4» (1974)	32 см 8 см	Частота, приведённая разность фаз	«Плутон-М» «Сатурн-МСД»	Раньше американских исследований (1976)
Тропосфера и ионосфера Венеры	Спутники «Венера-9», «Венера-10» (1975)	32 см 8 см	Амплитуда, частота, приведённая разность фаз	«Плутон-М» «Сатурн-МСД»	Первые многочастотные радиозатменные эксперименты в двух наземных пунктах одновременно
Околосолнечная плазма	«Венера-10» (1976)	32 см 8 см	Амплитуда, частота, приведённая разность фаз, энергетический спектр, кросс-корреляция флуктуаций в двух пунктах	«Плутон-М» «Сатурн-МСД»	Первые одновременные наблюдения сигналов в двух пунктах со сверхдлинной базой
Тропосфера и ионосфера Венеры	Спутники «Венера-9», «Венера-10» (1983, 1984)	32 см 8 см 5 см	Амплитуда, частота, приведённая разность фаз и частот	«Квант-Д»/ «Сатурн-МСД»	Многократные радиозатменные эксперименты в США не проводились
Околосолнечная плазма	«Венера-15», «Венера-16» (1984)	32 см 8 см 5 см	Амплитуда, частота, приведённая разность фаз, энергетический спектр, кросс-корреляция флуктуаций в двух пунктах	«Квант-Д»/ «Сатурн-МСД»	Разнесённые наблюдения в двух пунктах в США не проводились
Оболочка кометы Галлея	«Вега-1» «Вега-2» (1986)	32 см 5 см	Амплитуда, частота, приведённая разность фаз	«Квант-Д» (Евпатория) «Квант-Д» (Уссурийск)	Двухчастотное радиозондирование проведено впервые

Большая область пространства на расстояниях от 5 до 80 радиусов Солнца, где происходит формирование солнечного ветра, может изучаться только методами дистанционного радиозондирования.

Запуски КА к планетам позволили осуществлять зондирование (радиопросвечивание) плазмы солнечного ветра радиосигналами.

При радиопросвечивании плазмы наблюдаются следующие эффекты: запаздывание радиоволн, искривление лучевой линии на угол рефракции, поворот плоскости поляризации радиоволн, флуктуации амплитуды и частоты радиосигнала, регулярное изменение частоты радиосигнала, размытие спектральной линии радиосигнала. Уровень воздействия плазмы на радиосигнал обратно пропорционально квадрату частоты. Эти эффекты используются для изучения солнечного ветра.

Экспериментальным путём определяются задержка сигнала ΔT при его прохождении через плазму (рис. 5.29) в зависимости от прицельного расстояния до Солнца, флуктуации амплитуды и частоты сигнала и другие характеристики.

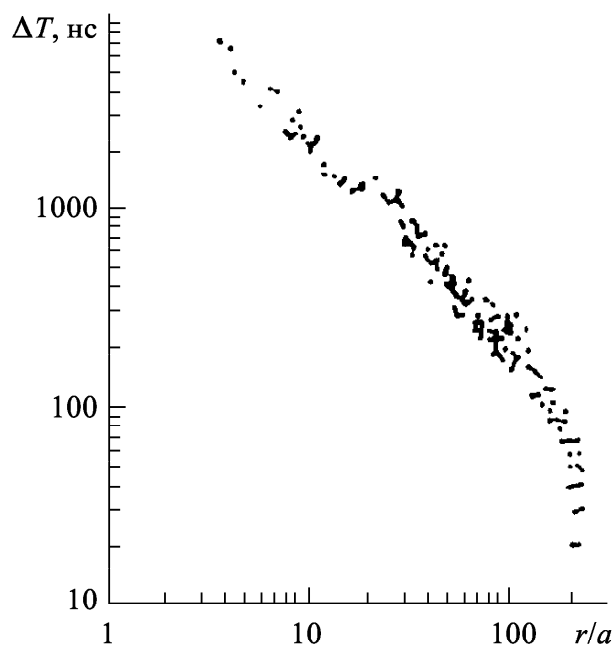


Рис. 5.29. Зависимость запаздывания радиоволн частоты 2,2 ГГц от расстояния до Солнца

Затем аналитическим путём можно определить электронную концентрацию плазмы (плотность) в зависимости от гелиоцентрического расстояния.

По этим данным вычисляется важнейшая характеристика солнечного ветра — зависимость его скорости от гелиоцентрического расстояния (рис. 5.30).

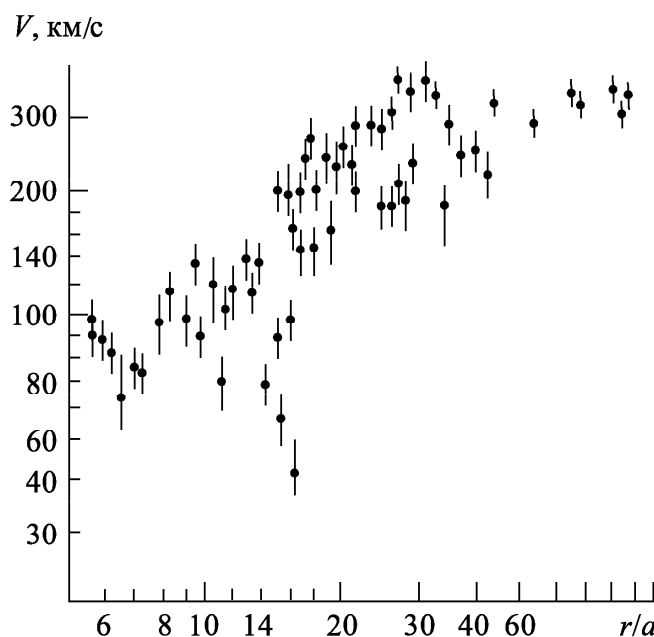


Рис. 5.30. Скорость движения неоднородностей плазмы в зависимости от расстояния до Солнца

Определение скорости солнечного ветра может производиться на основе экспериментально полученных данных по задержке сигнала, либо по характеристикам флуктуаций сигнала, амплитудным или частотным.

Как видно из рис. 5.30, скорость солнечного ветра на расстояниях до $r \approx 35a$ возрастает (a — радиус Солнца), а при бóльших расстояниях скорость практически не изменяется и составляет ориентировочно 400 км/с.

Следует отметить, что совершенствование наземных радиотехнических комплексов управления расширяло возможности и увеличивало точности дистанционных исследований: создание КИС в Уссурийске, ввод в дополнение к дециметровому каналу приёма сигнала — сантиметрового, ввод антенны П2500 с высокой эффективностью, применение высокостабильных водородных стандартов частоты. Дальнейшее повышение долговременной относительной стабильности стандартов частоты (с $5 \cdot 10^{-14}$ до $(1-2) \cdot 10^{-15}$) и ввод X-диапазона позволяет начать работы по экспериментальному подтверждению существования гравитационных волн.

5.2.2. Радиолокационные исследования. Планетная радиолокация. Возникновение планетной радиолокации было связано с необходимостью обеспечения полётов первых межпланетных станций, поскольку местоположение планет было известно с недостаточной точностью. Поэтому в процессе подготовки и осуществлении каждой очередной космической миссии радио-

локационные измерения расстояния и скорости планет являются обязательной частью навигационного обеспечения полёта ДКА.

Радиолокационные измерения расстояния и скорости планет направлены на решение следующих фундаментальных и прикладных задач:

- уточнение орбиты и местоположения планеты непосредственно в период полёта межпланетной станции для коррекции её траектории;

- определение рельефа приэкваториальных областей поверхности планеты, знание которого необходимо для точной привязки измеренных значений расстояния и скорости к центру планеты;

- накопление экспериментальных данных по радиолокации Венеры, Марса, Меркурия с целью дальнейшего уточнения теории движения планет и фундаментальных астрономических констант (астрономической единицы, параметров орбит планет, их массы, радиуса и др.), которые являются основой прогнозирования орбиты при подготовке программы полёта межпланетной станции.

Кроме решения чисто астрометрических задач, радиолокационные исследования эффективно дополняют традиционные методы планетных исследований. К их числу относятся:

- изучение физического строения поверхности планет, элементов их вращения, построение радиолокационных поверхностей различного функционального назначения (яркостных, морфологических, гипсометрических и др.);

- изучение эволюции планетных орбит и Солнечной системы в целом;

- исследование спутников Юпитера, колец Сатурна, ближних комет и малых планет, астероидов главного пояса и астероидов, сближающихся с Землёй;

- исследование космического мусора.

Первый отечественный планетный радиолокатор был создан в Евпатории на базе средств комплекса «Плутон». Он работал в дециметровом диапазоне (39 см), в качестве передающей и приёмной использовались антенны АДУ-1000, передатчик имел непрерывную мощность 60 кВт.

После создания в Евпатории антенны П2500 и комплекса «Квант-Д» на базе их средств был построен новый планетный радиолокатор, работавший с 1980 г. в дециметровом диапазоне, при мощности передатчика 200 кВт, с 1988 г. — в сантиметровом диапазоне (6 см) с мощностью передатчика 100 кВт, позднее доведённой до 200 кВт.

На рис. 5.31 приведена обобщённая структурная схема существующего планетного радиолокатора, построенного на базе

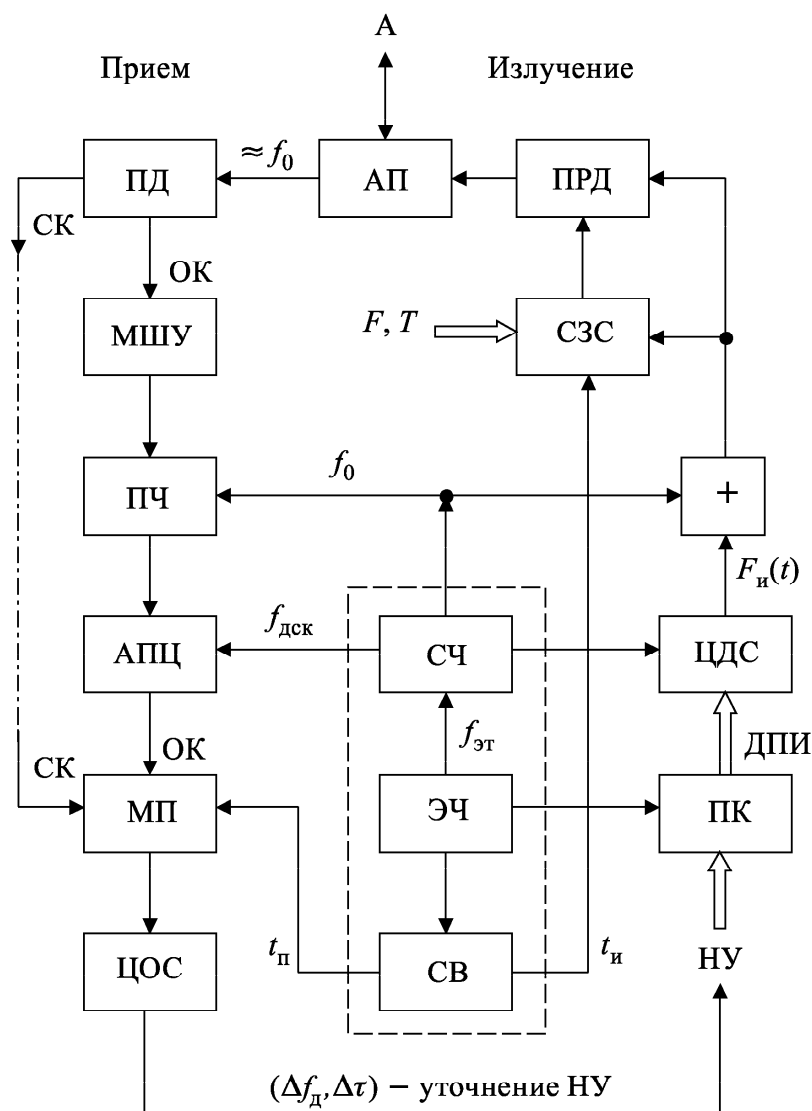


Рис. 5.31. Структурная схема планетного радиолокатора

средств комплекса «Квант-Д» и антенны П2500 в Евпатории.

К антенне через антенный переключатель попеременно подключаются передатчик либо приёмник.

В цикле «Излучение» в направлении небесного тела излучается сигнал с частотой f_0 , сложенный с сигналом, частота которого изменяется во времени таким образом, чтобы компенсировать доплеровское приращение частоты при приёме отражённого сигнала $F_{и}(t)$.

Предварительный расчёт «доплеровской программы на излучение» ДПИ(t) производится с помощью компьютера на основании начальных условий по орбите исследуемого объекта.

Программа $ДПИ(t)$ поступает на цифровой доплеровский синтезатор, который формирует сигнал $F_{\text{и}}(t)$ с частотой, изменяющейся по требуемому закону.

Кроме того, суммарный излучаемый сигнал модулируется (по фазе или частоте) зондирующим сигналом, формируемым синтезатором зондирующего сигнала (СЗС).

Параметры зондирующего сигнала — полоса F и период T выбираются в зависимости от требуемого разрешения по дальности $\Delta t = 1/F$ и неопределённости предварительного знания расстояния до объекта $\pm cT/2$.

В качестве зондирующего сигнала может использоваться периодический сигнал с пилообразным линейным изменением частоты (ЛЧМ сигнал) с периодом T и девиацией F .

Система формирования частот включает в себя водородный эталон частоты (ЭЧ), синтезатор частоты (СЧ), формирующий из эталонной частоты $f_{\text{эт}}$ частоту f_0 и другие сигналы для трактов излучения и приёма.

Метки времени, необходимые для синхронизации работы радиолокатора, вырабатываются из эталонного сигнала с помощью аппаратуры службы времени (СВ).

К ожидаемому моменту приёма отражённого от объекта сигнала передатчик выключается и к антенне, с помощью антенного переключателя, подключается приёмник.

В цикле «Приём» принятые отражённые сигналы поступают на поляризационный делитель (ПД), где расчленяются на две ортогональные составляющие, одна из которых совпадает по фазе с излучённым сигналом, а вторая ему ортогональна. Дальнейшее прохождение составляющих сигналов производится по двум идентичным каналам и, после преобразований, они объединяются в мультиплексоре (МП).

В каждом канале принятый сигнал усиливается малошумящим усилителем и, после многократного преобразования частоты и усиления усилителями промежуточной частоты ПЧ, переносится в район нулевых частот (нулевая промежуточная частота) и преобразуется в цифровую форму с помощью АЦП с частотой дискретизации $f_{\text{дск}}$, согласованной с полосой принятого сигнала.

В процессе проведения сеанса радиолокации производится регистрация принятого сигнала и его оперативная цифровая обработка.

Основная цифровая обработка сигнала (ЦОС) производится после сеанса по зарегистрированной информации.

В процессе обработки определяются поправки к прогнозу доплеровского смещения частоты $\Delta f_{\text{д}}$ и запаздывания $\Delta \tau$ при-

нятых эхосигналов, которые и являются искомыми результатами измерений.

Следует иметь ввиду, что при обработке производится накопление принятых сигналов с целью улучшения отношения сигнала к шуму, причём накопление может производиться на временном интервале в несколько часов.

Ожидаемое отношение мощности отражённого сигнала к мощности шума определяется выражением:

$$\frac{P_c}{P_{ш}} = \frac{P_{и} \cdot S_{и} \cdot S_{п} \cdot \sigma_{э}}{4\pi \cdot k \cdot T_{ш} \cdot \lambda^2 \cdot R^2} \sqrt{\frac{T_{н}}{\Delta f_{э}}},$$

где $P_{и}$ — излучаемая мощность; $S_{и}$ — эффективная площадь антенны при передаче; $S_{п}$ — эффективная площадь антенны при приёме; $\sigma_{э}$ — радиолокационное поперечное сечение цели; k — постоянная Больцмана; $T_{ш}$ — шумовая температура приёмной системы; λ — рабочая длина волны; R — расстояние от локатора до цели; $T_{н}$ — время накопления; $\Delta f_{э}$ — полоса частот, занимаемая отражённым сигналом.

Основной характеристикой планетного радиолокатора, характеризующей его потенциальные возможности, является энергетический потенциал, выраженный в дБ

$$H = P_{и} + S_{и} + S_{п} - 1,5\lambda - T_{ш}.$$

Для евпаторийского планетного радиолокатора, построенного на базе 70-метровой антенны, при мощности передатчика 200 кВт, работающего на волне $\lambda = 6$ см, величина $H = 125$ дБ.

Американский планетный радиолокатор в Голдстоуне, работающий на волне 3,5 см с антенной диаметром 70 м и мощностью передатчика 500 кВт, имеет $H = 133,4$ дБ.

У планетного радиолокатора в Аресибо, работающего на волне 13 см с мощностью передатчика 1000 кВт, потенциал составляет $H = 140$ дБ.

Первые радиолокационные исследования планет были начаты в 1961 г. практически одновременно в Советском Союзе, США и Англии.

Впоследствии улучшались технические характеристики планетных радиолокаторов и увеличивались их возможности в исследовании объектов Солнечной системы.

Проводимые регулярно радиолокационные исследования планет солнечной системы позволили уточнить Астрономическую единицу (среднее расстояние от Земли до Солнца) почти на четыре порядка и сейчас её значение имеет среднеквадратическую ошибку ± 6 м, с точностью до 0,0001 суток уточнено время си-

дерического периода вращения Венеры, почти на пять порядков уточнены размеры Солнечной системы и создана высокоточная теория движения планет, учитывающая релятивистские эффекты общей теории относительности. При этом ошибки расчёта положения планет были уменьшены на два-три порядка.

Исследованы основные спутники Юпитера, десятки астероидов и комет. При этом уточнены их эфемериды, получены характеристики поверхности, по ряду астероидов получены радиоизображения.

Так, в 1992 г. были проведены радиолокационные исследования астероида Таутатис с помощью Евпаторийского планетного радиолокатора и приёмной 100-метровой антенны в Бонне.

В 1995 г. с помощью Голдстоунского планетного радиолокатора и радиотелескопов в Евпатории и Кашиме (Япония) в качестве приёмных антенн была проведена радиолокация астероида 6489 (1991JX), который после этого получил название Голевка (Голдстоун–Евпатория–Кашима).

Спектр отражённого сигнала, принятого в Евпатории, представлен на рис. 5.32.

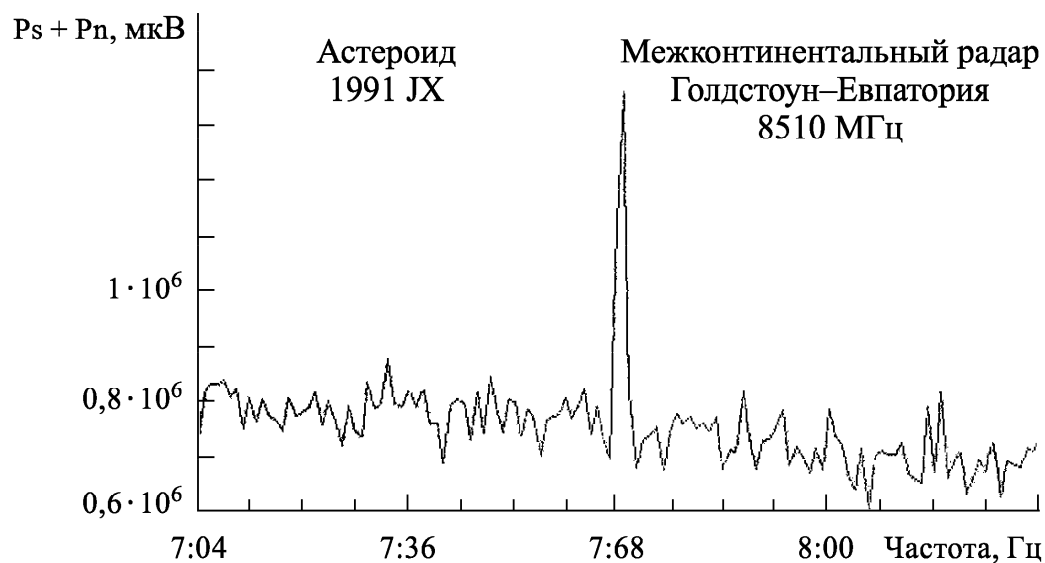


Рис. 5.32. Отражённый сигнал, принятый в Евпатории при радиолокации астероида 1991 JX

Исследования, проводимые методом бистатической радиолокации. При проведении исследований поверхности планеты методом бистатической радиолокации поверхность облучается сигналом бортового передатчика КА, находящегося на орбите спутника планеты.

Наземная станция принимает сигналы: прямой, излучаемый передатчиком КА, и отражённый от поверхности планеты.

Частоты прямого и отражённого сигналов отличаются из-за разной величины доплеровского смещения.

Принимаемые сигналы регистрируются совместно со стабильным по частоте опорным сигналом, преобразуются в цифровой вид и совместно обрабатываются на ЭВМ с целью разделения их путём учёта баллистических данных по движению КА и планеты.

При обработке определяются отношение мощности отражённого сигнала к мощности прямого сигнала (коэффициент отражения), разность между средней частотой доплеровского спектра отражённого сигнала и частотой прямого сигнала, распределение отражённой мощности по спектру, ширина спектра отражённого сигнала.

На основании этих данных составляются карты отражательной способности подстилающей поверхности, определяются перепады высот рельефа на ней, а также параметры мелкомасштабного рельефа (шероховатости).

Методом бистатической радиолокации были проведены исследования поверхности Луны (КА «Луна-11», «Луна-12», «Луна-14», «Луна-19», «Луна-20», «Луна-22»), приём сигналов при этом производился КИС «Сатурн-МС-Л1» и «Сатурн-МС-Л3».

При исследовании поверхности Венеры (КА «Венера-9, 10», «Венера-15, 16») приём сигналов производился КИС «Плутон-М», «Сатурн-МСД» и «Квант-Д».

5.2.3. Исследования, проводимые доплеровскими методами. При исследовании Венеры и Марса спускаемыми аппаратами (СА) был предложен способ определения скорости ветра, турбулентности и ряда других параметров атмосферы планет путём измерения наземной командно-измерительной системой доплеровского смещения частоты сигнала передатчика КА, спускающегося в атмосфере планеты. Измеряя горизонтальную составляющую скорости движения СА, можно определить скорость и направление ветра.

Сигнал СА ретранслируется на КИС пролётным или орбитальным аппаратом, принимается наземной станцией, где он регистрируется с привязкой по времени. Зарегистрированные данные подвергаются обработке на ЭВМ, при которой исключается скорость взаимного движения планеты и Земли, их вращения, движения пролётного или орбитального аппарата, а также учитывается вертикальная компонента скорости спуска СА на парашюте в атмосфере планеты.

Этот способ исследования был использован при полётах КА «Марс-6», «Венера-9–14» и «Вега-1, 2».

При спуске СА «Марс-6» были получены высотные профили плотности, температуры и давления атмосферы Марса.

При исследовании атмосферы Венеры были получены вертикальные разрезы скорости ветра и турбулентности.

Близкая методика использовалась для определения скорости ветра при дрейфе аэростатных зондов КА «Вега-1, 2» в атмосфере Венеры.

Приём и регистрация сигналов с аэростатных зондов производились наземными станциями с большими антеннами в Евпатории, Уссурийске, Мадриде, Голдстоуне и Канберре в течение всего дрейфа аэростатных зондов.

Скорость ветра на высоте дрейфа аэростатных зондов в течение времени изменялась мало и составила 69 ± 1 м/с для «Веги-1» и 66 ± 1 м/с для «Веги-2».

Была исследована также турбулентность атмосферы Венеры в процессе дрейфа аэростатных зондов.

5.2.4. Исследования, проводимые с помощью радиоинтерферометрии со сверхдлинной базой. В настоящее время методами радиоинтерферометрии со сверхдлинной базой решается целый ряд фундаментальных и прикладных задач: навигационные измерения ДКА, контроль параметров вращения Земли, геодинамические задачи, включая контроль движения материков и геодезические измерения сверхвысокой точности, радиоастрономические исследования радиоисточников, астрометрические исследования Солнечной системы и ряд других задач.

Первые эксперименты в области радиоинтерферометрии со сверхдлинной базой (РСДБ) проводились, начиная с 1976 г., с использованием станций слежения в Евпатории, Уссурийске и Щёлково. Эксперименты были направлены на оценку влияния ионосферы, тропосферы и межпланетной плазмы на ошибки интерферометрических измерений, исследование радиоисточников, а также демонстрацию возможностей радиоинтерферометрии со сверхдлинной базой.

При подготовке к выполнению проекта «Вега» была подготовлена отечественная РСДБ-сеть для слежения за аэростатными зондами (АЗ) при их дрейфе в атмосфере Венеры.

В эту сеть вошли крупнейшие радиотелескопы (антенны) Советского Союза. Совместно с отечественной работала международная РСДБ-сеть, работавшая при невидимости АЗ с территории Советского Союза.

В табл. 5.4 приведены данные по радиотелескопам, участвовавших в программе «Вега».

Таблица 5.2

Станция	Страна	Диаметр антенны [м]
Евпатория	СССР	70
Уссурийск	СССР	70
Медвежьи Озёра	СССР	64
Улан-Уде	СССР	25
Симеиз	СССР	22
Пушино	СССР	22
Голдстоун	США	64
Мадрид	Испания	64
Канберра	Австралия	64
Джодрелл-Бэнк	Англия	70
Оуэнс-Велли	США	40
Аресибо	Пуэрто-Рико	305
Эффельсберг	ФРГ	100
Паркс	Австралия	64
Гринбенк	США	43
Форт Девис	США	26
Пентинктон	Канада	26
Онсала	Швеция	26
Харт Рао	Юж. Африка	26
Атибая	Бразилия	14
Хайстек	США	37
Айова	США	18

РСДБ-сеть работала на волне 18 см. Точность определения координат АЗ на диске Венеры составила ± 20 км. Это позволило с большой точностью определить скорость ветра в атмосфере Венеры.

В период 1991–1996 гг. радиотелескопы в Евпатории, Уссурийске и Медвежьих Озёрах использовались для проведения радиоастрономических исследований в составе Американской и Европейской РСДБ-сетей. Обработка информации проводилась в отечественных и иностранных центрах обработки.

На рис. 5.33 и 5.34 в качестве иллюстрации приведены изображения радиоисточников, полученные в результате участия

Радиоисточник DA193,
левая поляризация, частота 1663,24 МГц,
максимальная интенсивность источника 1,6593, янски/диагр.

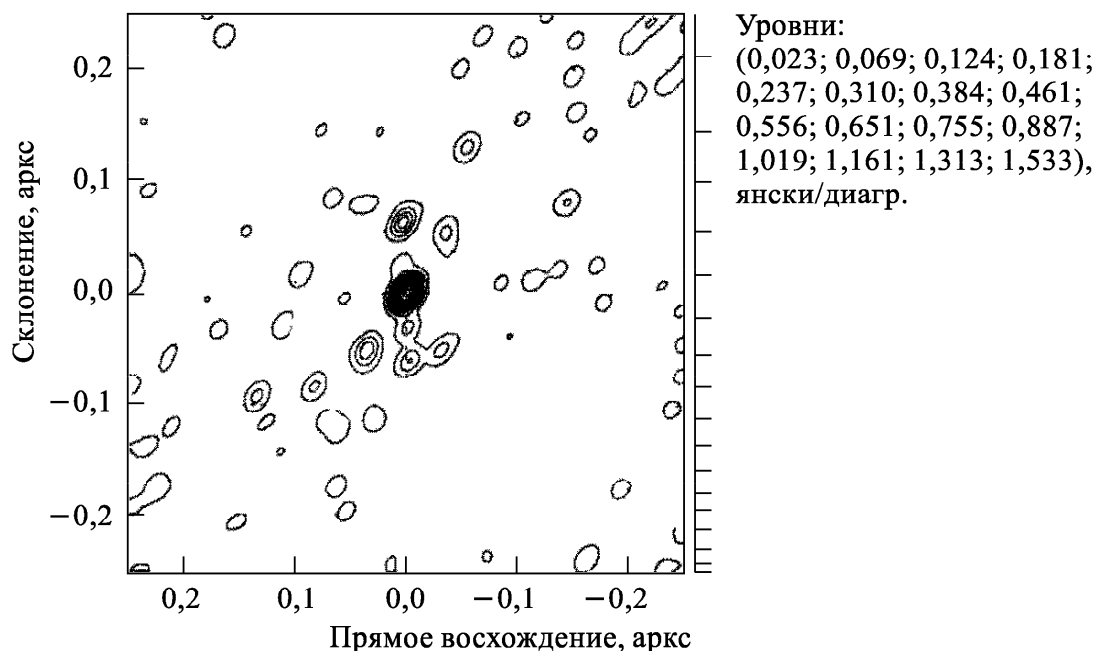


Рис. 5.33. Изображение радиоисточника DA 193 по результатам совместных наблюдений РТ-70 в Уссурийске и Европейской РСДБ-сети (ноябрь 1993 г.). Длина волны 18 см. Участие радиотелескопа в Уссурийске в несколько раз увеличило разрешающую способность и чувствительность Европейской РСДБ-сети, что позволило обнаружить структуру этого калибровочного источника

в наблюдениях радиотелескопов Евпатории и Уссурийска.

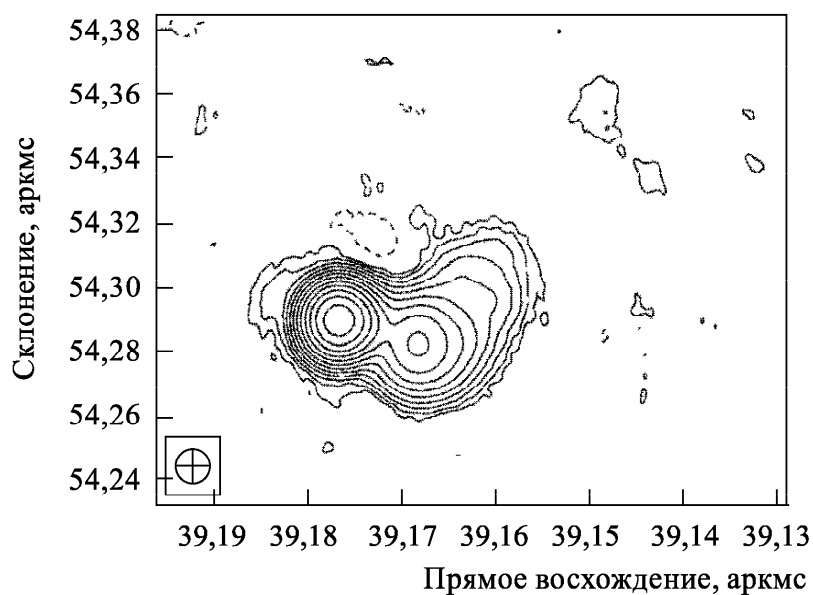
В последние годы теоретически разработан новый метод исследования тел Солнечной системы — РСДБ-локация. В этом методе классическая локация, обеспечивающая измерение скорости и дальности до изучаемого объекта, дополняется приёмом отражённых эхосигналов сетью радиотелескопов, работающих в режиме радиоинтерферометра со сверхбольшой базой (рис. 5.35).

«Подсветка» исследуемого объекта сигналом мощного радиопередатчика обеспечивает его видимость в радиодиапазоне, что позволяет использовать для определения параметров движения космических тел мощный метод дифференциальных астрометрических РСДБ-измерений, который широко используется в мире для прецизионного определения положения космических аппаратов на небесной сфере относительно опорных квазаров, закрепляющих систему координат.

Метод РСДБ-локации позволяет с высокой точностью определить параметры движения и собственного вращения планет.

Возможности РСДБ-локации по высокоточному определению параметров движения тел Солнечной системы оказалась наиболее важной для прецизионных изменений параметров орбит

Радиоисточник 1803+784,
левая поляризация, частота 1663,24 МГц,
максимальная интенсивность источника 1,5115, янски/диагр.



Уровни:
 $4,5345 \cdot 10^{-4}$ (–1,00; 1,000; 2,000; 4,000; 8,000; 16,00; 32,00;
64,00; 128,0; 256,0; 512,0; 1024; 2048), янски/диагр.

Рис. 5.34. Изображение радиоисточника BL Lac 1803 + 784 ($z = 0,86$) по результатам наблюдений РТ-70 в Евпатории в составе международной глобальной РСДБ-сети (май 1993 г.). Длина волны 18 см. Участие радиотелескопа большого диаметра обеспечило высокую чувствительность РСДБ-сети

астероидов, сближающихся с Землёй (0,001 угл. с.), и, на их базе, точного прогноза движения астероидов.

Первые успешные эксперименты по РСДБ-локации планет Марса, Венеры и Меркурия были проведены с использованием Евпаторийского планетного радиолокатора и ряда отечественных и зарубежных радиотелескопов в 1999–2000 гг.

Работы по РСДБ-локации ряда астероидов были проведены в 2000–2002 гг.

В связи с тем, что астероиды и фрагменты техногенного космического мусора движутся по общим законам небесной механики, оказалось возможным технологии, разработанные для определения орбит астероидов, использовать для исследования космического мусора на геостационарных и вытянутых орбитах. Первые исследования космического мусора были проведены в 2001–2002 гг., одновременно с исследованиями астероидов.

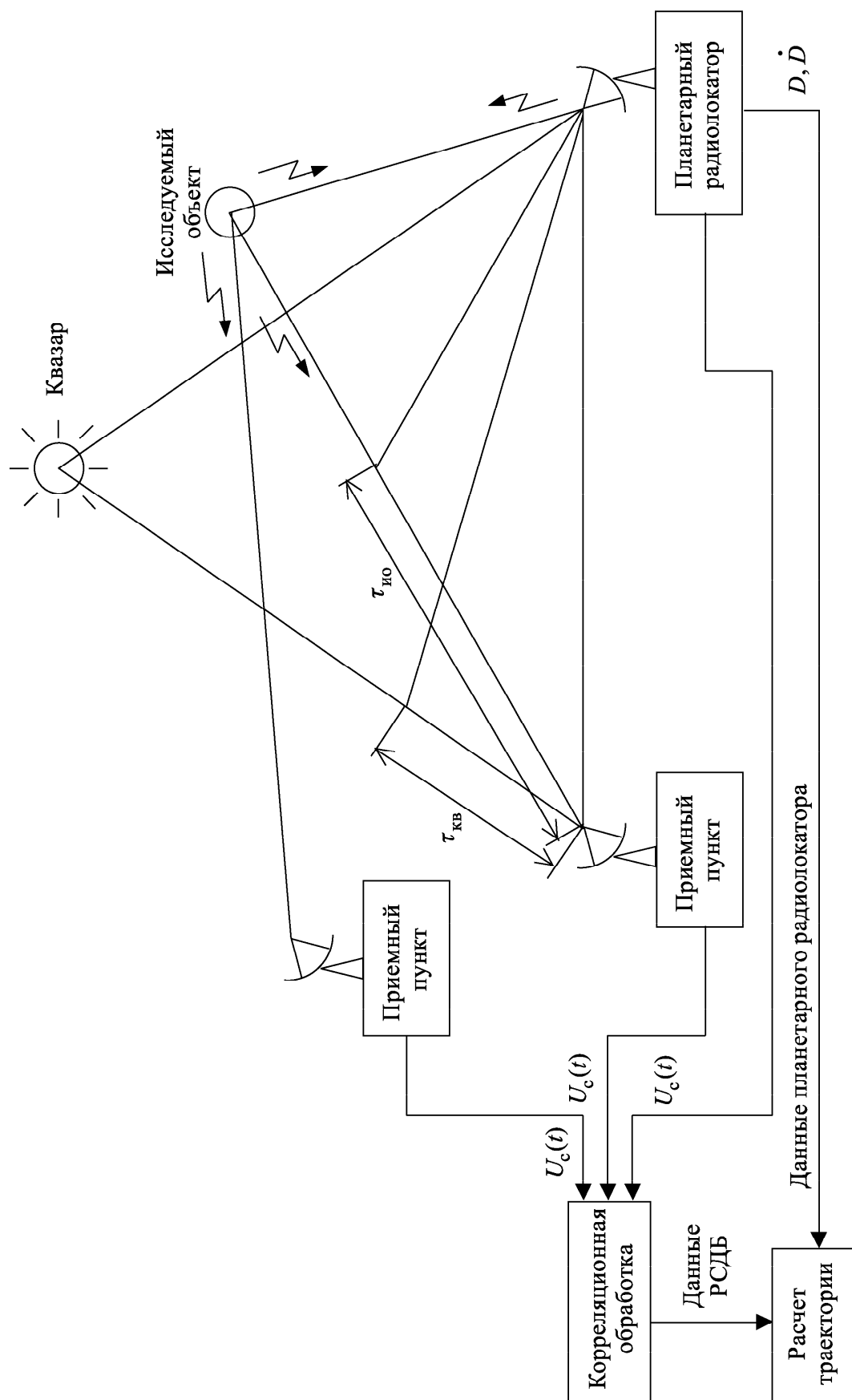


Рис. 5.35. Структурная схема системы РСДБ-локации

Глава 6

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

6.1. Геодезическая система «Сфера»

6.1.1. Функционирование системы «Сфера». Первой отечественной космической геодезической системой была система «Сфера», которая начала функционировать в 1968 году.

Принцип работы системы заключался в следующем.

Сигналы, излучаемые бортовой аппаратурой ИСЗ, находящихся на полярной орбите с высотой 1000 км, принимались наземными приёмными станциями, расположенными в различных точках земной поверхности. По доплеровскому изменению частоты определялись координаты пунктов приёма.

Для обеспечения высокой точности определения этих координат были приняты дополнительные меры. Высокая точность определения орбиты ИСЗ была обеспечена использованием, в дополнение к траекторным измерениям, производимым КИС в составе НКУ, фотографированиям ИСЗ специальными оптическими установками на фоне звёзд, для которых хорошо известны угловые координаты. Для этого на ИСЗ были установлены импульсные лампы — вспышки высокой светимости.

Фотографирование этих вспышек производилось специально разработанной оптической аппаратурой (ФАУ-2), установленной в точках, координаты которых были известны с высокой точностью.

С целью исключения ионосферных ошибок сигналы со спутников излучались на двух частотах — 150 и 400 МГц.

Определение координат приёмных станций производилось многократно, что позволяло минимизировать погрешности измерений.

Обработка результатов измерений и определение по ним координат приёмных станций производилось в едином вычислительном центре, который по полученным данным производил глобальную геодезическую привязку поверхности земного шара.

6.1.2. Наземные станции приёма сигналов. Наземная станция «Сфера-Н» принимает излучаемые ИСЗ «Сфера» когерентные сигналы на 150 и 400 МГц. При этом на частоте 400 МГц излучается чистая несущая частота, на частоте 150 МГц передаётся фазовой модуляцией цифровая информация о программе работы ИСЗ и необходимая технологическая информация, а также метки времени.

Структурная схема приёмного устройства приведена на рис. 6.1.

Поиск и захват сигнала на частоте 400 МГц осуществляет система ФАП. Сигнал о захвате системой ФАП несущей частоты передаётся на вычислительное устройство. Сигнал управляемого генератора ФАП используется для формирования второго гетеродина-приёмника 150 МГц, что обеспечивает безпоисковый приём сигнала по каналу 150 МГц после вхождения в связь канала 400 МГц.

Выделение цифровой информации в канале 150 МГц производится фазовым демодулятором, в качестве опорной частоты которого используется частота, сформированная из сигнала 150 МГц после узкополосной фильтрации с помощью кварцевого фильтра. Выделенная информация поступает на вычислительное устройство. Выделенные метки времени также поступают на вычислительное устройство.

Ионосферная ошибка на частоте 400 МГц исключается автоматически в устройстве исключения ионосферной ошибки. Это устройство использует известную зависимость величины ионосферной ошибки, обратно пропорциональной квадрату частоты принимаемых сигналов на 400 и 150 МГц.

В устройстве измерения доплеровской частоты производится сравнение частоты принятого сигнала на 400 МГц с частотой стабильного опорного генератора. В виде цифровых отсчётов доплеровская частота поступает на вычислительное устройство.

Структурная схема наземной станции доплеровских измерений представлена на рис. 6.2.

Антенна станции осуществляет приём сигналов с частотами 400 и 150 МГц в верхней полусфере.

Вблизи антенны установлены маломощные усилители высокой частоты, с выхода которых усиленный сигнал поступает на приёмное устройство.

Вычислительное устройство привязывает отсчёты доплеровской частоты к меткам времени, получаемым с ИСЗ, и преобразует их в структуру, необходимую для регистрации на перфореторе. Кроме того, вычислительное устройство формирует данные

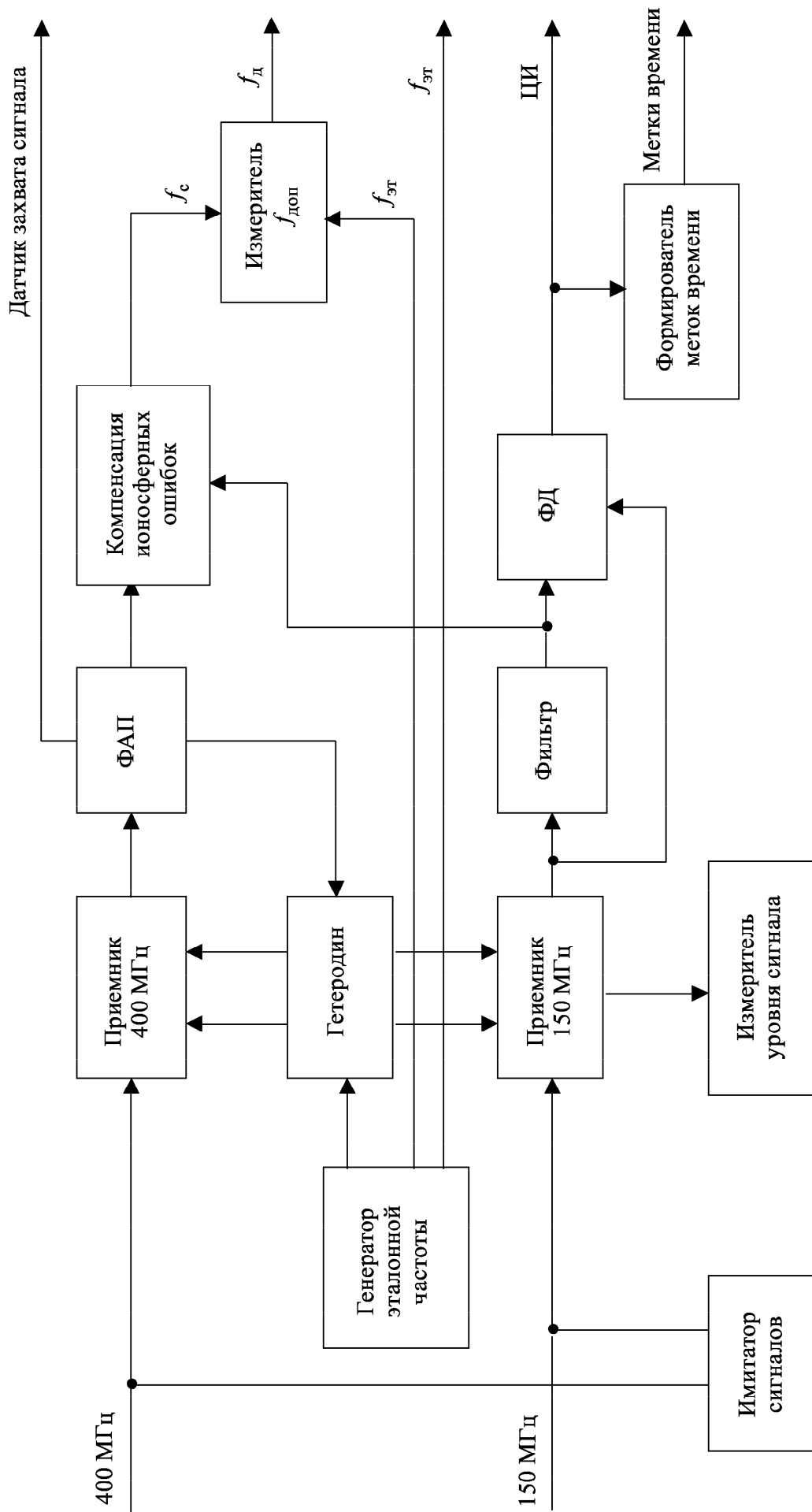


Рис. 6.1. Структурная схема приёмного устройства станции доплеровских измерений «Сфера-Н»

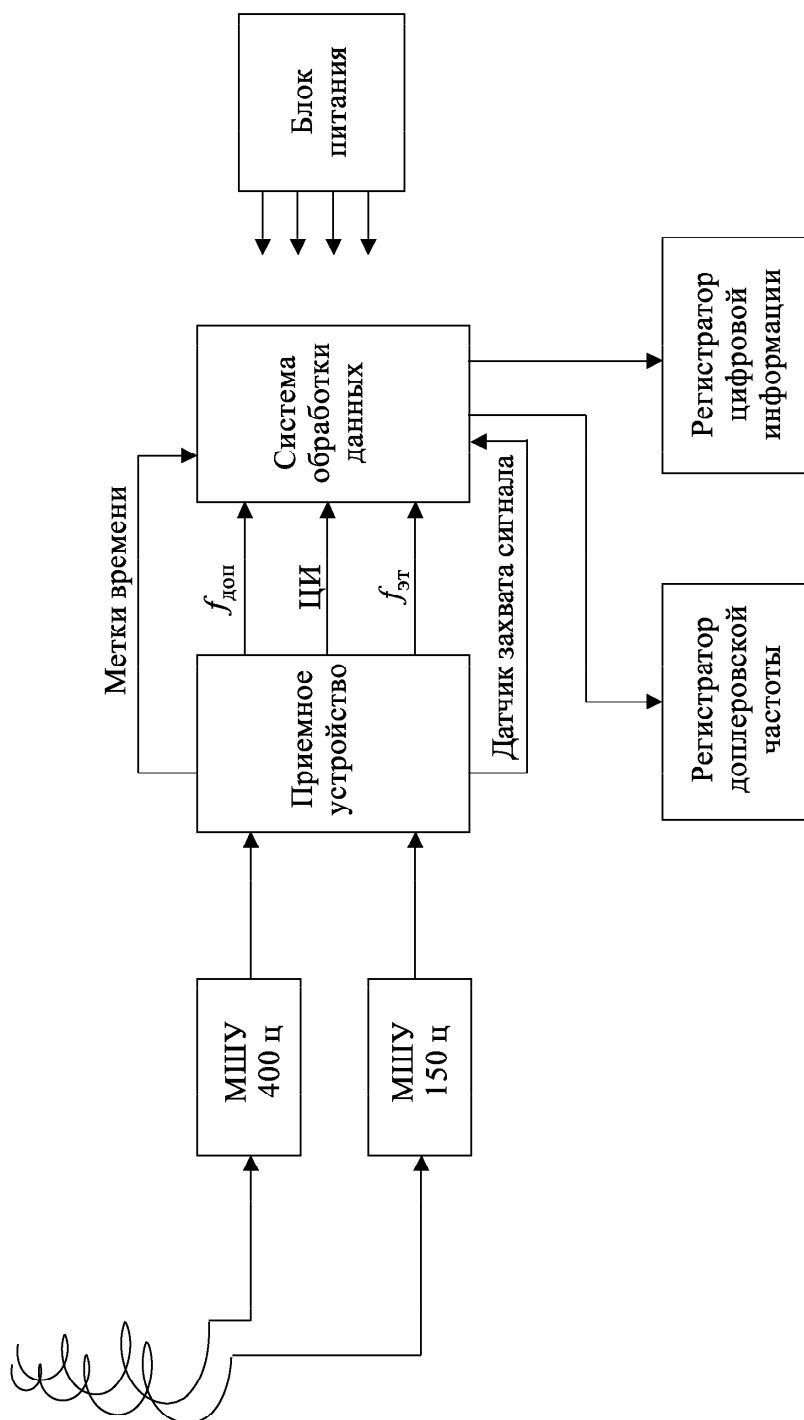


Рис. 6.2. Структурная схема наземной станции доплеровских измерений «Сфера-Н»

о номере приёмной станции, даты работы и номер проведённого сеанса, которые также регистрируются на перфораторе.

Полученная цифровая информация в вычислительном устройстве преобразуется в форматы для регистрации на буквопечатающем аппарате.

Технологическая информация регистрируется на телеграфной ленте в виде, удобном для использования оператором. На рис. 6.3 представлена фотография комплекта аппаратуры «Сфера-Н».



Рис. 6.3. Комплект аппаратуры станции доплеровских измерений «Сфера-Н»

Работа наземной станции полностью автоматизирована. Перед началом сеанса связи оператор включает имитатор. Правильность работы системы определяется по регистрации тестовой информации. После этого имитатор выключается.

При появлении ИСЗ «Сфера» над горизонтом начинается приём сигналов. По сигналу «Захват ФАП» автоматически включается вычислительное устройство и регистраторы.

После захода спутника за горизонт происходит пропадание сигнала, вычислительное устройство и регистраторы выключаются. Приёмник остаётся в дежурном режиме.

Зарегистрированная на перфоленке доплеровская информация передаётся для обработки в вычислительный центр.

Технологическая информация содержит сообщение оператору о дальнейшей работе системы.

Было изготовлено большое количество комплектов аппаратуры «Сфера-Н», которые были установлены в различных точках земного шара и на морских судах.

Информация, зарегистрированная на этих станциях при проведении большого числа сеансов, передавалась в специально

созданный центр обработки, где производилась её обработка. В результате работы системы «Сфера» была создана глобальная геодезическая сеть земной поверхности.

6.2. Система «КОСПАС-САРСАТ»

6.2.1. Структура системы «КОСПАС-САРСАТ». Постоянное развитие морского и воздушного транспорта, несмотря на меры, принимаемые к повышению надёжности транспортных средств, приводило к непрерывно увеличивающемуся росту катастроф и аварий и, как следствие, росту количества жертв этих катастроф.

Так, в период 1975–1984 гг. ежегодно погибало 370 судов водоизмещением более 100 т. Аварийность мелких судов была ещё выше, причём часть судов исчезала бесследно. По статистике в морском флоте на 100 тыс. человек работающих ежегодно погибало 76 человек. При этом в горнодобывающей промышленности — 19 человек, в обрабатывающей промышленности — 3 человека.

В авиации в тот же период ежегодно разбивалось 600–700 самолётов.

Важным условием сохранения жизни людей, попавших в аварию, является своевременное оповещение об аварии, определение её места и быстрая организация спасательной экспедиции.

Если пострадавшие в авиационной катастрофе будут спасены через 8 часов после аварии, то выживут из них 50 %, через сутки выживших останется 25 %, ещё через сутки — 10 %.

Аварийные сообщения с морских судов передавались по радио, причём есть интервалы времени, в которые разрешено передавать только сигналы SOS. В это время остальные радиостанции должны были вести только приём.

В авиации сигналом аварии является отсутствие связи с самолётом в установленное время, а также пропадание сигнала самолёта с экрана радиолокатора.

Службы поиска и спасания имели следующие ведомства: Минморфлот, военно-морской флот, Министерство гражданской авиации и ВВС.

На флоте и авиации сигналы аварийных радиопередатчиков 121,5 МГц и 243 МГц использовались только как приводные маяки при поиске места аварии, в основном авиационными средствами.

Поисковые операции занимали много времени и были чрезвычайно дороги.

Поэтому с развитием космической техники встал вопрос об обнаружении факта аварии и поиска места аварии космическими средствами.

Так, система из 4-х низкоорбитальных ИСЗ может обнаружить сигнал аварийного буя (АРБ) на всей поверхности Земли за время не более 1 часа и определить координаты места аварии с точностью, позволяющей значительно упростить и удешевить проведение поисково-спасательных операций.

Разработки космической системы поиска и спасания судов и самолётов, терпящих бедствие, начали совместно США, Канада и Франция в 1976 году.

В 1979 году к разработке системы подключился Советский Союз, причём было принято решение разрабатывать не единую систему, а две технически совместимые системы, Советскую — «КОСПАС» и Американо-Канадско-Французскую систему «САРСАТ».

Совместимость систем заключалась в основном в унификации рабочих частот и структур сигналов аварийных радиобуев и бортового радиокомплекса.

К началу развёртывания работ по созданию системы аварийными буями на частоту 121,5 МГц были оснащены более 300 тыс. самолётов и более 10 тыс. морских судов.

Поэтому было принято решение ориентировать создаваемую систему на работу с этими АРБ.

Кроме того, было решено создать для использования в системе специальный АРБ на частоте 406 МГц.

Структура космической системы «КОСПАС-САРСАТ» приведена на рис. 6.4.

В состав космического сегмента входят (номинально) четыре спутника: два российских спутника «КОСПАС», созданные на базе навигационного спутника «Цикада» и два спутника «САРСАТ», созданные на базе метеорологического спутника США НОАА.

В состав наземного сегмента входят станции приёма информации, Центры систем «КОСПАС» и «САРСАТ», НКУ управления ИСЗ «Цикада» и НКУ ИСЗ НОАА, а также службы поиска и спасания.

Средства выведения ИСЗ «Цикада» и НОАА входят в состав других космических систем.

В сегмент АРБ входят аварийные буи различного назначения, работающие в двух диапазонах частот.

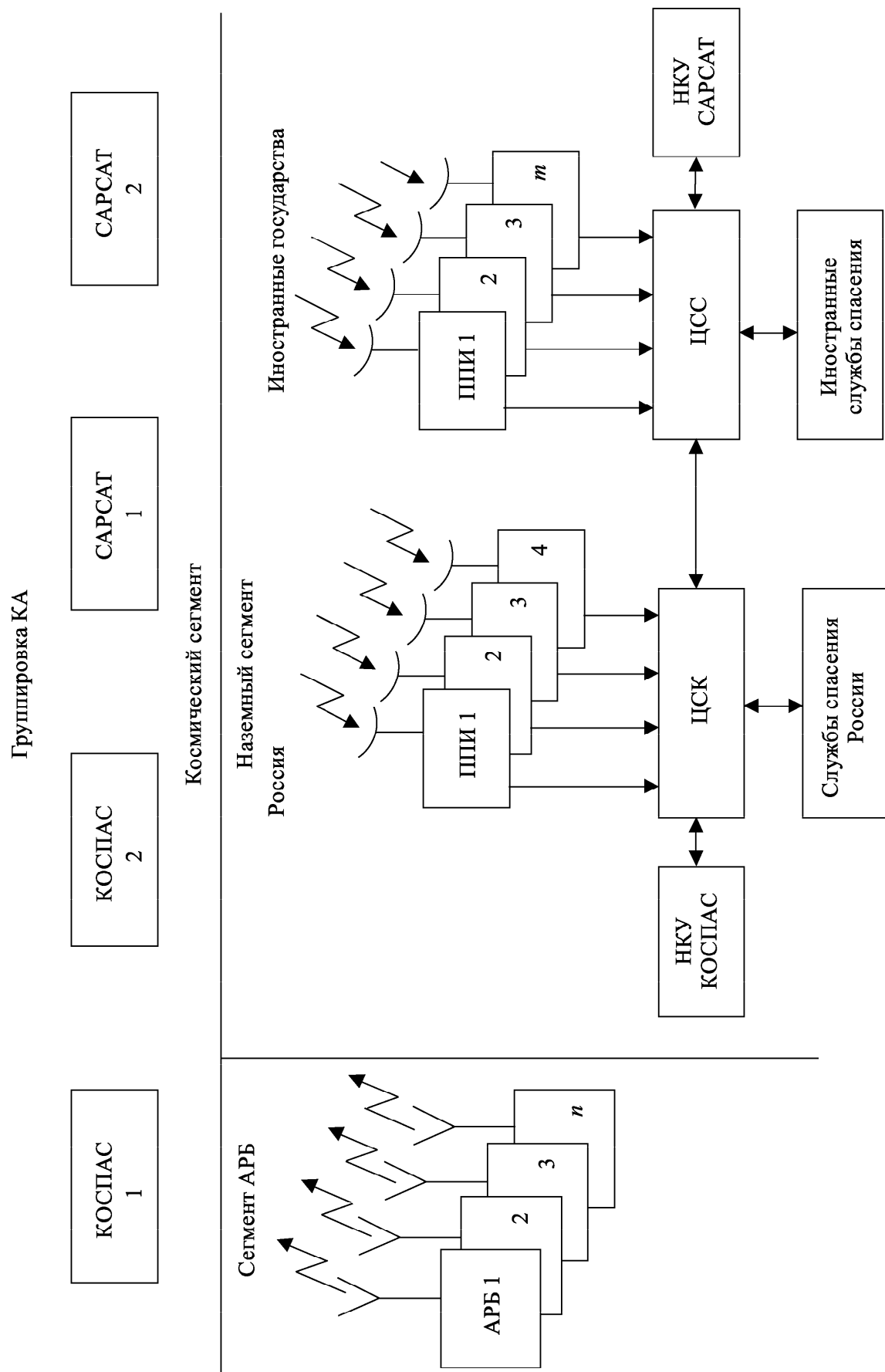


Рис. 6.4. Космическая система «КОСПАС-САРСАТ»

6.2.2. Аварийные радиобуи. АРБ 121,5 выпускаются в морском и самолётном исполнении. Они излучают непрерывный сигнал на частоте 121,5 МГц и имеют антенны с диаграммой направленности, закрывающей верхнюю полусферу. Недостатками этих буев является отсутствие маркировки излучаемого сигнала и необходимость ручного включения АРБ.

АРБ 406 МГц чаще всего включают в себя и передатчик на частоту 121,5 МГц, сигнал которого используется в качестве привода в процессе поиска места аварии. Включение АРБ может производиться либо вручную, либо при попадании в воду морского АРБ и от удара при падении — самолётного.

АРБ 406 излучает сигналы посылками длительностью 440 мс с периодом повторения 50 с. Структура посылки АРБ 406 представлена на рис. 6.5.

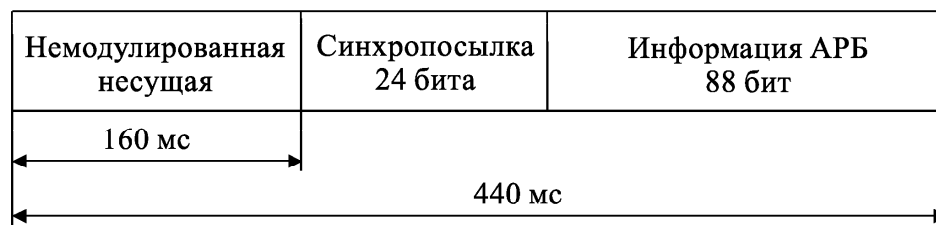


Рис. 6.5. Структура посылки информации АРБ 406

В течение первых 160 мс излучается немодулированный сигнал, используемый для захвата бортовой системой ФАП, затем несущая частота сигнала модулируется по фазе взвешенным двоичным кодом со скоростью 400 дв. ед./с.

Первые 15 бит и 9 бит передаваемой информации служат для обеспечения при приёме символьной и кадровой синхронизации, соответственно. В остальных посылках содержится информация о типе потребителя (корабль–самолёт), стране, регистрационном номере АРБ, признаке аварии, а также посылки кода БЧХ. На рис. 6.6 показаны различные виды выпускаемых АРБ.

6.2.3. Принципы построения системы «КОСПАС». Хотя системы «КОСПАС» и «САРСАТ» технически полностью совместимы, работать они могут совершенно независимо одна от другой. Функциональная схема системы «КОСПАС» представлена на рис. 6.7.

ИСЗ «КОСПАС» создан на базе спутника, работающего в навигационной системе «Парус» (ИСЗ «Цикада»). Эти спутники работают на околополярных орбитах с высотой 1000 км, плоскости орбит ИСЗ составляют угол $\approx 90^\circ$. Спутники системы

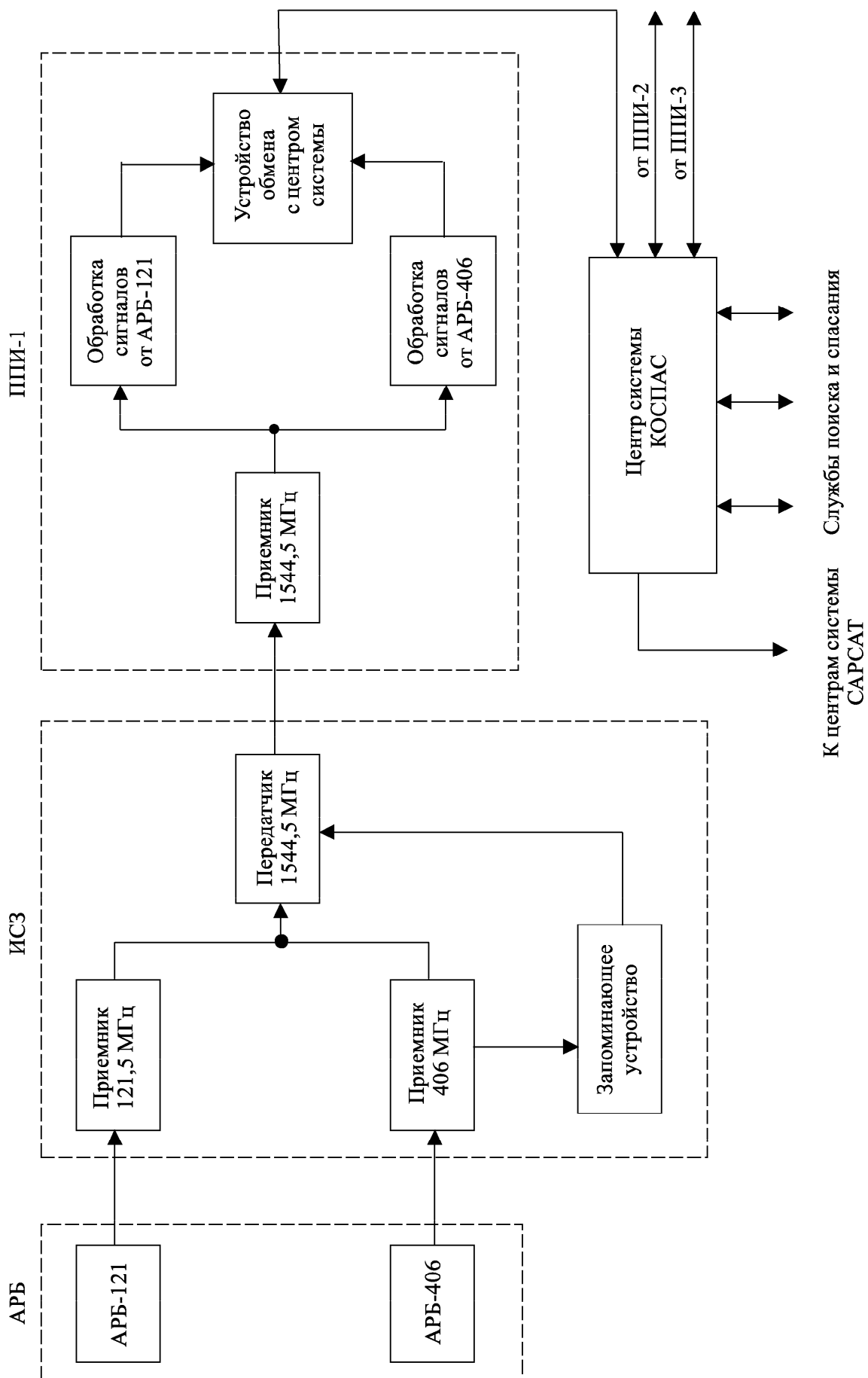


Рис. 6.7. Структурная схема системы «КОСПАС»

«САРСАТ» имеют высоту орбиты 850 км, плоскости орбит двух ИСЗ составляют угол $\approx 60^\circ$ (рис. 6.8).

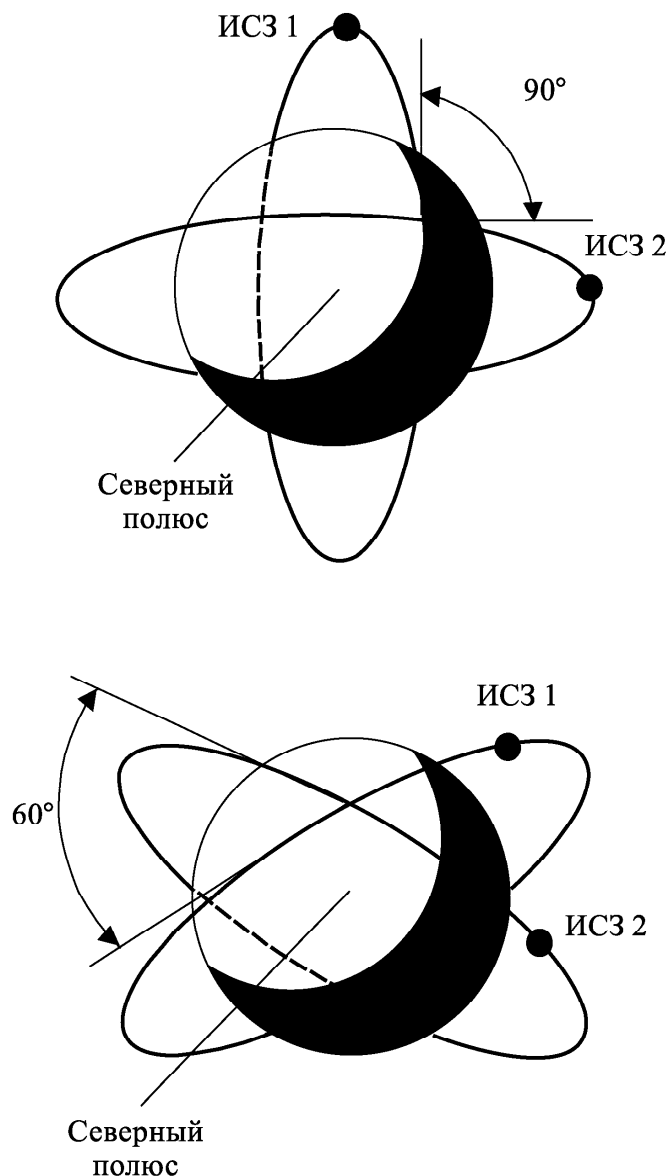


Рис. 6.8. Орбиты ИСЗ «КОСПАС» и «САРСАТ». Система «КОСПАС»: угол наклона плоскости орбиты ИСЗ к плоскости экватора $\approx 82^\circ$, эксцентриситет орбиты $\leq 0,02$, высота над поверхностью Земли ≈ 1000 км, период одного витка 106 мин., плоскости орбит двух ИСЗ составляют угол $\approx 90^\circ$, размер зоны видимости ИСЗ на поверхности Земли ≈ 5400 км при угле места $\geq 7^\circ$. Система «САРСАТ»: угол наклона плоскости орбиты ИСЗ к плоскости экватора $\approx 98,6^\circ$ (орбита солнечно-синхронная), эксцентриситет орбиты $\leq 0,001$, высота над поверхностью Земли ≈ 850 км, период одного витка 102 мин., плоскости орбит двух ИСЗ составляют угол $\approx 60^\circ$, размер зоны видимости ИСЗ на поверхности Земли ≈ 5200 км при угле места $\geq 7^\circ$.

Бортовая радиосистема ИСЗ «КОСПАС» может одновременно принимать сигналы от 10 АРБ 121,5 и от 70 АРБ 406.

Сигналы от АРБ 121,5 на борту не обрабатываются, а ретранслируются на Землю на частоте 1544,5 МГц.

Приём на Земле этих сигналов осуществляется в зоне, где ИСЗ одновременно виден с места расположения АРБ и с места расположения наземного пункта приёма информации (ППИ).

Сигналы АРБ 406 обрабатываются бортовой радиосистемой. При этом производится измерение доплеровского изменения частоты АРБ 406 и выделение цифровой информации, содержащейся в посылках АРБ. Информация привязывается к бортовому времени. Одновременно она записывается в бортовое запоминающее устройство и «сбрасывается» повторно при пролёте других ППИ.

Структурная схема бортового радиокомплекса (БРК) «КОСПАС» представлена на рис. 6.9.

БРК включает в себя приёмные антенны на 121,5 МГц и 406 МГц, и передающую антенну на 1544,5 МГц, приёмные устройства на 121,5 и 406 МГц.

Аналоговый сигнал с выхода приёмного устройства 121,5 МГц на частоте 47 кГц в полосе 25 кГц модулирует по фазе несущую частоту передатчика.

Двухканальное приёмное устройство 406 МГц обеспечивает одновременный приём и обработку сигналов от двух АРБ 406, посылки которых совпадают по времени, и от 70-ти АРБ, посылки которых не совпадают по времени.

Принятые сигналы АРБ 406 на промежуточной частоте 311 кГц преобразуются с помощью АЦП в цифровую форму. В процессе цифровой обработки измеряется сдвиг доплеровской частоты АРБ (f_d) и выделяется двоичная информация ($C_{АРБ}$).

Полученная информация привязывается к бортовому времени и записывается в бортовое ЗУ, откуда сформированный кадр информации воспроизводится и поступает со скоростью 2,4 кГц/с на фазовый модулятор передатчика.

Информация АРБ 406 может поступать на передатчик в реальном времени, минуя ЗУ (режим ретрансляции).

6.2.4. Наземный комплекс системы «КОСПАС». Наземный комплекс системы «КОСПАС» включает в себя четыре пункта приёма информации, расположенные в Москве, Архангельске, Новосибирске и Находке, и центр системы «КОСПАС» (ЦСК). Зоны видимости ППИ приведены на рис. 6.10.

Структурная схема комплекса ППИ приведена на рис. 6.11.

ППИ включает в себя:

- приёмную антенну с устройством управления (УУА);
- приёмник;
- устройство обнаружения и выделения сигналов (УОВС);

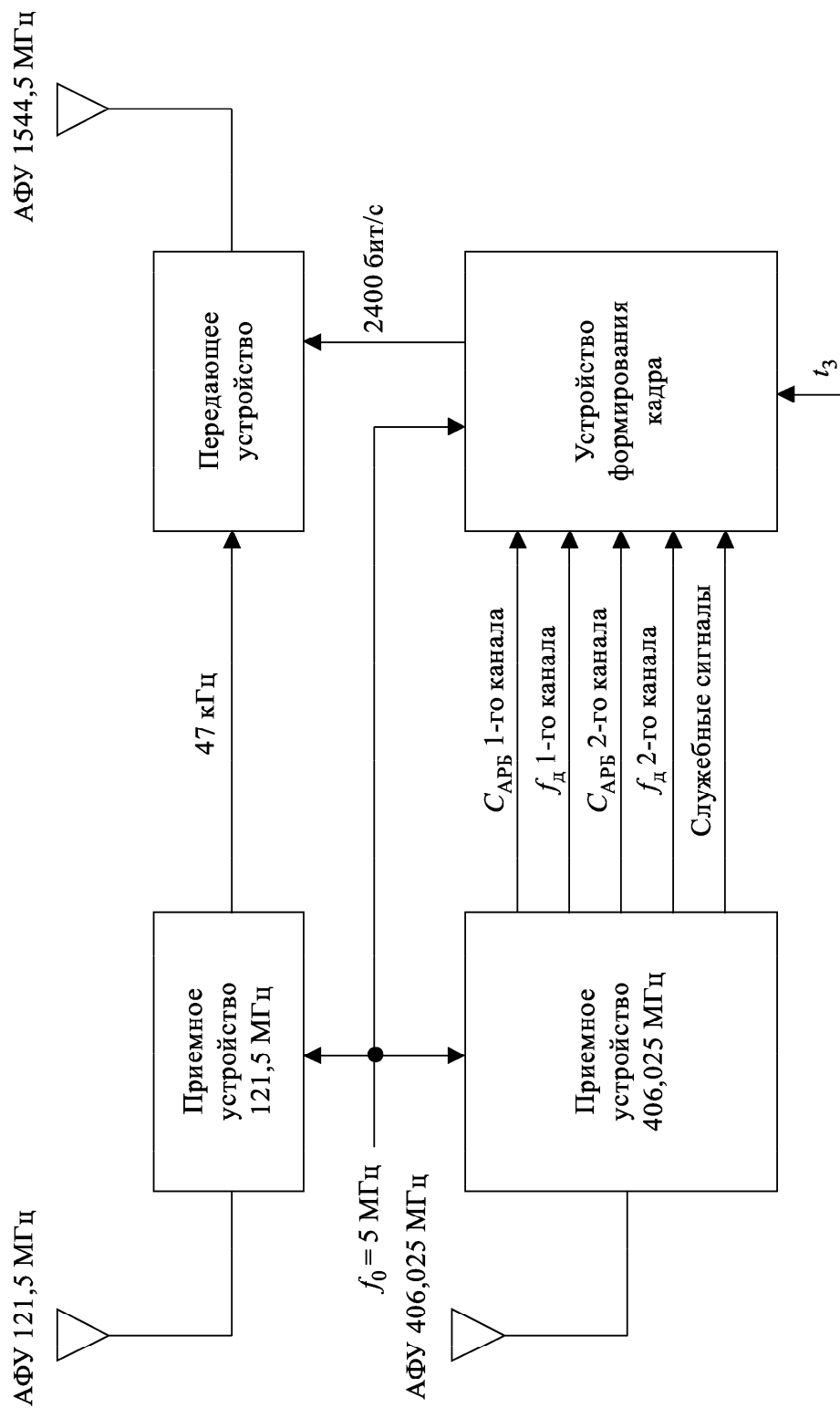


Рис. 6.9. Структурная схема бортового радиокomплекса «КОСПАС»

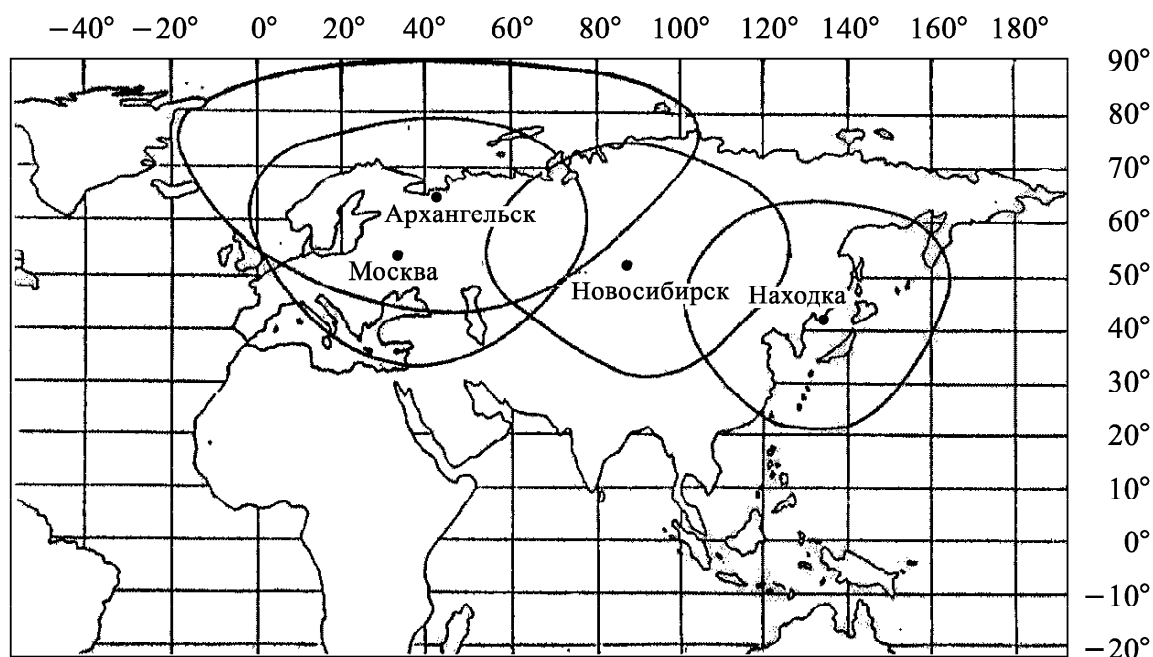


Рис. 6.10. Зоны видимости ППИ системы «КОСПАС»

- аппаратуру (каналы) обработки сигналов АРБ 406 и АРБ 121,5;
- вычислительное устройство (ВУ);
- устройство обмена информацией по линиям связи (УОЛС);
- стандарты частоты и времени.

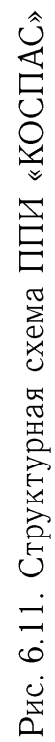
Антенна с диаметром зеркала 2,5 м обеспечивает приём сигналов на частоте 1544,5 МГц.

Устройство управления антенной производит наведение антенны на ИСЗ по программе, рассчитанной в вычислительном устройстве.

После усиления и преобразования частоты принятый сигнал поступает в устройство обнаружения и демодуляции сигнала, в котором осуществляется поиск сигнала по частоте и его демодуляция. На выходе фазового детектора выделяется огибающая сигнала АРБ 406, имеющая скорость 2,4 кбит/с, и сигналы в полосе частоты $47 \pm 12,5$ кГц, в которой ретранслируются сигналы АРБ 121.

Сигналы АРБ 406 декодируются с исправлением ошибок и поступают в буферное ЗУ, а оттуда в вычислительное устройство.

В канале АРБ 121 производится анализ спектра частоты 47 кГц в полосе 25 кГц, обнаружение сигналов, их обработка и измерение частоты, привязка ко времени и ввод в буферное запоминающее устройство (БЗУ), откуда информация поступает в ВУ.



ВУ определяет координаты АРБ с учётом эфемерид орбиты ИСЗ, полученным из ЦСК. Сообщение об аварии, координаты АРБ, информация от АРБ 406 с помощью аппаратуры УОЛС передаются в ЦСК.

ВУ по полученным эфемеридам ИСЗ производит расчёт зон видимости ИСЗ на сутки и рассчитывает программу наведения антенны.

Стандарт частоты — это источник высокостабильного сигнала с частотой 5 МГц, из которого формируются сигналы гетеродинов приёмника и сетки частот для работы ВУ.

Стандарт времени формирует коды и сигналы времени, которые используются при расчёте координат АРБ и для наведения антенны.

В составе ППИ имеется контрольный АРБ, координаты которого известны. При работе комплекса сигналы контрольного АРБ обрабатываются вместе с другими АРБ и по определённым координатам контрольного АРБ судят о правильности работы системы.

С целью повышения надёжности выполнения целевой задачи аппаратура ППИ резервируется. Время от начала сеанса до формирования сообщения об аварии и отправки его в ЦСК не превышает 30 мин.

Центр системы «КОСПАС» (ЦСК) организует работу системы «КОСПАС» и осуществляет взаимодействие с системой «САРСАТ».

При этом ЦСК решает следующие задачи:

- получает начальные условия по орбитам ИСЗ «КОСПАС» (ИСЗ «Цикада») от БЦ НКУ системы «Парус». НУ по орбитам ИСЗ «САРСАТ» ЦСК получает от центра системы «САРСАТ» (ЦСС). НУ ИСЗ «КОСПАС» передаются в ЦСС. По НУ ЦСК вычисляет эфемериды всех ИСЗ и передаёт их на ППИ;

- получив от ППИ сообщение об аварии с координатами АРБ и цифровой информацией АРБ 406, ЦСК отсеивает ложные данные, определяет по информации АРБ 406 вид транспортного средства, потерпевшего аварию, страну, которой принадлежит это средство, и другие данные. Информация обо всех зарубежных АРБ передаётся в ЦСС.

- Если авария произошла в зоне ответственности России, то сообщение об аварии с координатами места аварии передаётся соответствующим службам поиска и спасания морских или авиационных ведомств для организации спасения экипажей и пассажиров.

— При организации поиска и спасения людей между ЦСК и ЦСС производится обмен уточняющей информацией.

— Между ЦСК и ЦСС производится обмен информацией о состоянии бортовых комплексов ИСЗ «КОСПАС» и «САРСАТ», получаемой от соответствующих НКУ.

— Так как в настоящее время более 30 стран являются потребителями информации систем «КОСПАС» и «САРСАТ» и имеют свои центры, ЦСК осуществляет обмен необходимой информацией с этими центрами.

Применительно к решению этих задач ЦСК оборудован вычислительными средствами и средствами связи.

6.2.5. Результаты работы системы КОСПАС-САРСАТ.

Первый спутник системы КОСМОС-1383 был запущен 30.06.1982 г.

Первый случай обнаружения места аварии канадского самолёта системой «КОСПАС-САРСАТ» и спасение его экипажа произошёл 10.09.1982 г.

За истёкший период более 30 стран стали пользователями системы.

В эксплуатацию введено 39 ППИ.

Зона покрытия земного шара этими ППИ представлена на рис. 6.12.

Разработаны и серийно выпускаются десятки моделей морских и авиационных АРБ. За 20 лет функционирования системы спасено более 16 тыс. человек, в том числе более 700 человек граждан России и СНГ.

Ошибка в определении места аварии с помощью АРБ 121 не превосходит 20 км, а с помощью АРБ 406—5 км.

Среднее время обнаружения аварии составляет 62 мин.

В настоящее время в состав системы «КОСПАС-САРСАТ» введены ИСЗ, расположенные на геостационарных орбитах, работающие с АРБ 406. Они позволяют установить факт аварии практически мгновенно, хотя и не позволяют определить место аварии.

На базе системы «КОСПАС» разработана система «Курс», предназначенная для контроля с помощью ИСЗ передвижения кораблей, автомобилей и других специальных объектов.

6.3. Радионавигационные системы

6.3.1. Низкоорбитальная спутниковая система «Парус».

Первая отечественная низкоорбитальная спутниковая навигац-

онная система для морских потребителей начала функционировать с запуском в 1967 г. навигационного спутника «Космос 192». Система получила наименование «Цикада».

В состав космического сегмента системы вошли четыре навигационных космических аппарата (НКА) на круговых орбитах с наклоном 83° и высотой 1000 км.

В НКУ этой системы для определения орбит и управления НКА входят четыре КИС, ЦУП и БЦ.

Каждый НКА системы излучает два стабильных по частоте когерентных радиосигнала на частотах 150 и 400 МГц.

На частоте 150 МГц передаются эфемериды НКА и сигналы времени.

В аппаратуре потребителя по измеренному доплеровскому смещению частоты принятых сигналов НКА и эфемеридам НКА определяются координаты местоположения потребителя.

Работа на двух частотах позволяет исключить ионосферные ошибки. После модернизации эта навигационная система под названием «Парус» в 1979 г. была принята в штатную эксплуатацию. Космический сегмент системы включал в себя 6 НКА.

Навигационная система позволяет проводить потребителю сеансы связи каждые полтора–два часа, продолжительностью 6–7 мин.

Среднеквадратическая погрешность определения места потребителя не превышает 100 м.

Для работы в системе было разработано несколько модификаций судовой приёмоиндикаторной аппаратуры.

6.3.2. Выскоорбитальная спутниковая система «ГЛОНАСС».

1. Назначение и состав системы «ГЛОНАСС».

Система «ГЛОНАСС» (глобальная навигационная спутниковая система) предназначена для обеспечения глобальной оперативной навигации наземных (сухопутных, морских, воздушных) и космических низкоорбитальных подвижных средств. Это значит, что любой подвижный объект, оснащённый аппаратурой потребителя системы, может в любом месте приземного пространства в любой момент времени определить параметры своего движения — три координаты и три составляющих вектора скорости.

На рис. 6.13 представлена структура космической системы «ГЛОНАСС».

В состав космического сегмента системы входит орбитальная группировка из 24 навигационных космических аппаратов (НКА).

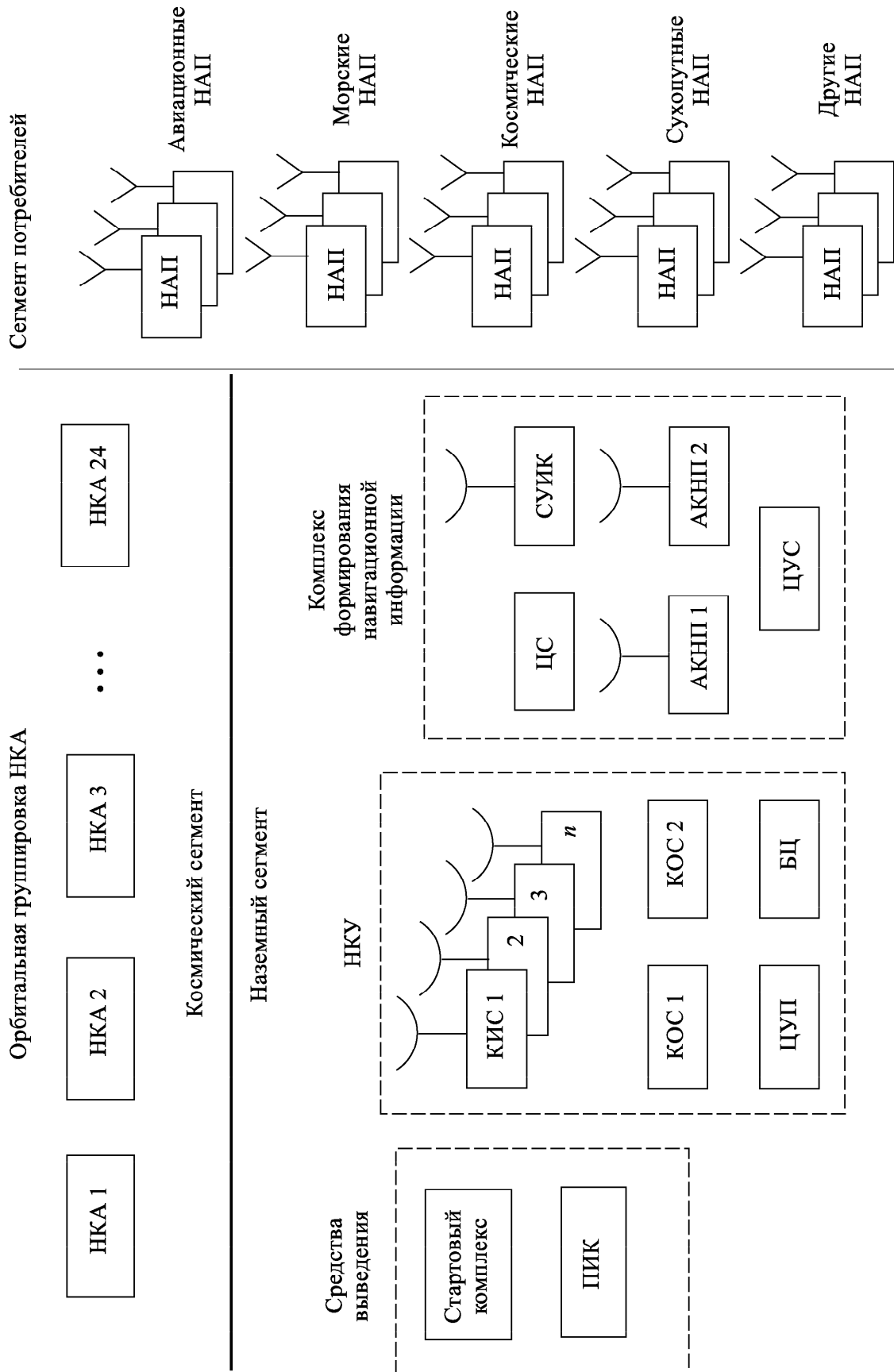


Рис. 6.13. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС

Наземный сегмент системы «ГЛОНАСС» включает в себя следующие средства:

- средства выведения НКА на рабочую орбиту;
- наземный комплекс управления НКА (НКУ НКА);
- наземные средства решения целевой задачи системы — создания совместно с радиооборудованием НКА глобального навигационного поля.

Кроме космического и наземного сегментов в состав системы «ГЛОНАСС» входит сегмент навигационной аппаратуры пользователей (НАП), включающий в себя НАП различного вида

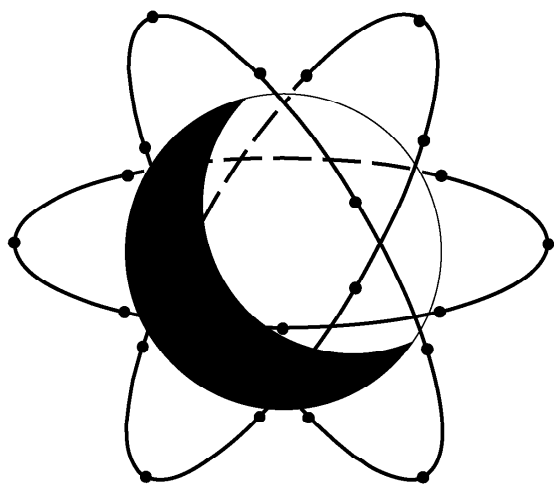


Рис. 6.14. Орбитальная группировка НКА системы ГЛОНАСС. 24 НКА расположены на орбитах в трёх плоскостях по 8 НКА в каждой плоскости. Высота орбиты — 19 100 км. Период обращения — 11 ч 16 мин

для сухопутных, морских, воздушных и космических подвижных средств (потребителей системы), а также аппаратуры потребителей для геодезических измерений, синхронизации систем связи и т. д.

Облик НАП и его возможности существенно зависят от её назначения.

2. Космический сегмент.

Орбитальная группировка системы «ГЛОНАСС» включает 24 НКА на круговых орбитах в трёх орбитальных плоскостях по 8 НКА в каждой (120° между плоскостями и 5° между НКА). Период обращения НКА $T = 11$ ч 16 мин, высота круговой

орбиты — 19 100 км над поверхностью Земли.

Расположение НКА в орбитальной группировке выбрано таким образом, чтобы в любой точке Земли было видно «созвездие» из не менее 4-х НКА. Совокупность навигационных радиосигналов, излучаемых всеми НКА орбитальной группировки, создаёт глобальное радионавигационное поле в околоземном пространстве. При этом до высот 2000 км это поле непрерывно в пространстве, т. е. потребитель в любой точке этого пространства будет принимать сигналы не менее чем от 4-х НКА, что достаточно для оперативного автономного определения его координат и вектора скорости.

При высотах более 2000 км радионавигационное поле становится дискретным в пространстве, т. е. космические потребители

могут принимать радионавигационные сигналы от 4-х НКА не везде, а только при нахождении в определённых областях пространства.

3. Порядок выведения НКА на рабочую орбиту.

Для выведения НКА используется ракета-носитель «Протон». Одной ракетой-носителем выводятся сразу три НКА.

Выведение всех трёх НКА осуществляется на начальную рабочую орбиту в одной из трёх рабочих позиций.

Время вывода составляет около 4 часов. После вывода один НКА остаётся в этой рабочей точке, а два других разводятся в соседние рабочие точки с помощью корректирующей двигательной установки НКА.

Общее время установки трёх НКА в рабочие точки может составлять от одной недели до месяца.

После окончательного уточнения параметров орбиты, закладки на борт навигационной информации НКА могут использоваться по целевому назначению.

4. Структура радионавигационных сигналов.

Каждый НКА излучает навигационные сигналы в двух диапазонах — 1600 и 1250 МГц, что позволяет при обработке в НАП исключить ионосферные ошибки при траекторных измерениях. Каждый НКА имеет свои номиналы несущих частот.

Несущие частоты этих сигналов формируются из частоты высокостабильных бортовых цезиевых генераторов. Среднеквадратическое относительное отклонение среднесуточных значений частоты этих генераторов составляет $(2 \div 4) \cdot 10^{-13}$, эта же частота используется для формирования бортовой шкалы времени.

Навигационный радиосигнал на частоте 1600 МГц состоит из двух составляющих, передаваемых на двух «ортах», т. е. сдвинутых на $\pm 90^\circ$ по фазе сигналов одинаковой мощности.

Одна составляющая представляет собой широкополосный сигнал для НАП высокой точности (ВТ), другая составляющая — узкополосный сигнал для НАП стандартной точности (СТ).

Узкополосный навигационный сигнал (СТ) формируется путём манипуляции фазы несущей частоты на 180° периодической двоичной последовательностью (ПСП1).

Последовательность ПСП1 образуется сложением по модулю 2 трёх двоичных сигналов:

- псевдослучайной последовательности дальномерного кода со скоростью 511 кбит/с;
- навигационного сообщения и меток времени (цифровая информация, передаваемая со скоростью 50 бит/с);

— меандровое колебание со скоростью 100 бит/с, используемое при приёме сигналов аппаратурой потребителя для символьной синхронизации принимаемой цифровой информации (ЦИ).

Широкополосный навигационный радиосигнал образуется путём манипуляции фазы несущей частоты на 180° периодической двоичной последовательностью ПСП2, которая включает в себя псевдослучайную последовательность дальномерного кода со скоростью 5,11 Мбит/с и ЦИ со скоростью 500 бит/с.

На частоте 1250 МГц передаётся однокомпонентный широкополосный сигнал ПСП2 с частотой 5,11 Мбит/с, не содержащий ЦИ.

В составе цифровой информации передаются два вида данных:

— альманах, в котором передаются эфемериды, номиналы рабочих частот, временные поправки и некоторые другие данные для всех НКА орбитальной группировки системы;

— оперативная информация, относящаяся только к данному НКА. В составе оперативной информации передаются эфемеридная информация (ЭИ), частотно-временные поправки (ЧВП), время, к которому привязаны ЭИ и ЧВП.

Альманах системы используется в НАП для планирования сеанса навигации (выбор оптимального созвездия НКА) и организации поиска и приёма навигационных сигналов НКА выбранного созвездия.

Оперативная ЦИ используется в НАП в сеансе навигации при определении координат и вектора скорости потребителя.

5. Наземный комплекс управления.

Основными задачами НКУ ГЛОНАСС являются:

— проведение траекторных измерений для определения, прогнозирования и непрерывного уточнения орбит всех НКА орбитальной группировки;

— передача (закладка) массивов служебной информации в память бортовых ЭВМ всех НКА и контроль за прохождением информации;

— контроль работы бортовых систем НКА и диагностика их состояния по принимаемой ТМИ;

— управление полётом НКА и работой их бортовых систем путём выдачи на борт команд управления и контроля их прохождения;

— планирование работы технических средств НКУ, автоматизированная обработка и передача информации между элементами НКУ.

Для решения этих задач в состав НКУ ГЛОНАСС входят:

- ряд командно-измерительных станций (КИС), расположенных на территории страны и разнесённых по долготе и широте. Расположение КИС обеспечивает радиокontakt с каждым НКА не менее трёх КИС в течение времени не менее 1–5 часов на каждом витке, что позволяет определять орбиты НКА с необходимой точностью (по высоте 5 м, вдоль орбиты 20 м и по бинормали 10 м);
- две квантово-оптические станции (КОС), обеспечивающие измерение дальности до НКА с повышенной точностью (несколько сантиметров), расположенных на западе и востоке страны;
- центр управления полётом НКА;
- баллистический центр;
- средства связи.

6. Наземные средства решения целевой задачи.

Основными задачами этих средств являются:

- временные измерения для определения расхождения бортовых шкал времени (БШВ) всех НКА с системной шкалой времени, синхронизация БШВ каждого НКА с временной шкалой центрального синхронизатора системы (ЦС) и службы единого времени (СЕВ) путём фазирования и коррекции БШВ;
- формирование массива служебной информации (навигационных сообщений), содержащего спрогнозированные эфемериды, альманахи и поправки БШВ каждого НКА и другие данные, необходимые для формирования навигационных кадров ЦИ;
- контроль информации в навигационных сообщениях НКА, приём сигнала «Вызов НКУ» (сигнал, формируемый на НКА в случае неисправности);
- контроль характеристик навигационного поля;
- определение сдвига фазы дальномерного навигационного сигнала НКА по отношению к фазе сигнала ЦС.

Указанные задачи решаются следующими средствами:

- центральным синхронизатором системы (ЦС);
- системой управления, измерений и контроля (СУИК);
- аппаратурой контроля навигационного поля (АКНП);
- центром управления системой (ЦУС).

Следует подчеркнуть, что с целью удобства организации управления системой ГЛОНАСС на практике ЦУП и БЦ совмещены с ЦУС.

ЦС построен на основе водородного стандарта частоты с относительным среднеквадратическим отклонением среднесуточных значений частот не превышающим $3 \cdot 10^{-14}$.

ЦС формирует шкалу времени (ШВ) системы и опорные частоты для СУИК и АКНП.

СУИК состоит из двух частей:

— радиотехнической «беззапросной» измерительной станции (БИС);

— радиотехнической «запросной» измерительной станции (ЗИС).

БИС принимает навигационные радиосигналы НАП 1600 МГц и 1250 МГц и измеряет сдвиг $\Delta\tau_\delta$ по времени принимаемой ПСП2 относительно опорного сигнала ЦС. ПСП2 является «носителем» БШВ, а опорный сигнал — «носителем» ШВ системы. Дальность до НКУ, измеренная беззапросным методом, равна $D_\delta = c \cdot \Delta\tau_\delta$.

ЗИС измеряет дальность до НКА D_z запросным методом.

Результаты измерений БИС и ЗИС направляются в ЦУС, где определяется значение сдвига БШВ относительно ШВ из выражения:

$$\Delta\tau = \frac{D_\delta - D_z}{c},$$

где c — скорость света.

По скорости изменения $\Delta\tau$ во времени измеряется уход номинала частоты бортового цезиевого генератора относительно задающей частоты ЦС ΔF .

Если сдвиг БШВ относительно ШВ достигает некоторой критической величины $\Delta\tau_{\max}$, то с помощью выдачи на борт НКА соответствующих поправок происходит синхронизация БШВ относительно ШВ системы (устранение сдвига шкал времени).

Если сдвиг между БШВ и ШВ меньше $\Delta\tau_{\max}$, то в навигационное сообщение данного НКА закладывается временная поправка.

Кроме того, в навигационное сообщение закладывается также поправка, которая позволяет учесть расхождение номиналов частот НКА и ЦС.

При решении НАП навигационной задачи поправки, характеризующие расхождение шкал бортового и наземного времени и уход номиналов частоты бортового генератора для каждого НКА, позволяют скомпенсировать ошибки местоположения пользователя за счёт этих факторов.

В ЦУС формируются массивы служебной информации (навигационных сообщений), в которых содержатся спрогнозированные эфемериды каждого НКА, полученные по результатам траекторных измерений НКУ, альманах и поправки к БШВ, а также поправки на уход частоты бортовых генераторов каждого НКА.

Эти массивы средствами НКУ закладываются на борт НКА, причём информация в них обновляется два раза в сутки.

В системе ГЛОНАСС ведётся контроль целостности радионавигационного поля путём непрерывного автономного самоконтроля работы основных бортовых подсистем НКА, влияющих на качество излучаемых радиосигналов, а также посредством внешнего контроля сигналов НКА с помощью аппаратуры контроля навигационного поля (АКНП).

АКНП представляет собой одноканальную аппаратуру потребителя, имеющую остронаправленную антенну, что позволяет значительно поднять потенциал радиолиний и тем самым повысить точность проводимых измерений.

АКНП выполняет следующие процедуры по контролю навигационного поля:

- интегральный контроль правильности функционирования НКА;
- соответствие излучаемой НКА навигационной информации, закладываемой с Земли;
- приём сигнала «Вызов НКУ».

Интегральный контроль производится следующим образом: АКНП производит навигационное определение своих координат по выбранному созвездию НКА.

Полученные результаты сравниваются с известными координатами расположения АКНП. Если эти данные совпадают, это означает, что все НКА использованного созвездия исправны. После этого один НКА из созвездия заменяется на другой. Если результаты измерений положительны, то и этот НКА исправен.

Такая замена НКА в созвездии производится постоянно до тех пор, пока в результате измерений не будет получен отрицательный результат. Это значит, что последний НКА, введённый в созвездие, неисправен. В этом случае в ЦУС формируется признак неисправности данного НКА, который закладывается в оперативную навигационную информацию этого НКА и в альманахах всех НКА.

Принятая с НКА навигационная информация передаётся в ЦУС, где сравнивается с ранее переданной на НКА.

В случае несовпадения информация перезакладывается. Если в процессе проведения автономного самоконтроля бортовых подсистем НКА выявляется их неисправность, то в оперативную навигационную информацию НКА вводится признак неисправности НКА, который принимается в АКНП как сигнал «Вызов НКУ». Информация об этом через ЦУП НКА передаётся на одну из КИС, которая «снимает» с НКА ТМИ, по которым группа

анализа ГОГУ определяет характер неисправности и намечает пути её устранения.

В составе наземного сегмента системы ГЛОНАСС используются два АКНП, расположенные на западе и востоке страны.

В дополнение к задачам, решаемым обоими АКНП, западная АКНП по мере необходимости может работать в составе НКУ как беззапросная система траекторных измерений. Для этого в качестве задающих сигналов в АКНП используются высокостабильные сигналы ЦС. В этом случае навигационная задача не решается, а производится только измерение «псевдодальностей» и «псевдоскоростей» последовательно со всех наблюдаемых НКА. Результаты измерений передаются в БЦ для уточнения траекторий НКА.

7. Сегмент навигационной аппаратуры пользователей.

Координаты потребителя с помощью НАП определяются посредством их расчёта по измеренным дальностям («псевдодальностям») от потребителя до НКА (ПД). ПД определяется как $D = cT$, где T — разность времени от момента излучения с НКА сигнала дальности до момента его приёма НАП.

Из измеренных значений ПД вычитаются ошибки за счёт влияния тропосферы и ионосферы на распространяющийся радиосигнал.

Усреднённые ошибки за счёт влияния тропосферы определяются выражением $\Delta D_{\text{тр}} = 8,8 \operatorname{cosec} \beta$, где β — угол возвышения НКА при наблюдении его с НАП.

Ионосферные ошибки при работе на двух частотах f_1 и f_2 учитываются выражением для измеряемой ПД

$$D = \frac{D_1 - \gamma D_2}{1 - \gamma},$$

где D_1 и D_2 — псевдодальности, измеренные на частотах f_1 и f_2 ; $\gamma = (f_1/f_2)^2$.

Для ГЛОНАСС

$$(f_1/f_2)^2 = (7/9)^2.$$

Измеренную ПД можно определить через координаты НКА и НАП выражением:

$$D = \sqrt{(x_{\text{нап}} - x_{\text{нка}})^2 + (y_{\text{нап}} - y_{\text{нка}})^2 + (z_{\text{нап}} - z_{\text{нка}})^2} + cT',$$

где $x_{\text{нап}}$, $y_{\text{нап}}$, $z_{\text{нап}}$ — координаты НАП;

$x_{\text{нка}}$, $y_{\text{нка}}$, $z_{\text{нка}}$ — координаты НКА;

T' — расхождение шкал времени НКА и НАП.

Так как все НКА синхронизированы между собой, значение T' будет одинаковым для всех ПД.

Для решения задачи определения места потребителя и коррекции временной шкалы образуется система уравнений, неизвестными которой являются три координаты $x_{\text{нап}}$, $y_{\text{нап}}$ и $z_{\text{нап}}$ и ошибка шкалы времени T' :

$$D = \sqrt{(x_{\text{нап}} - x_i)^2 + (y_{\text{нап}} - y_i)^2 + (z_{\text{нап}} - z_i)^2} + cT'.$$

Так как неизвестных четыре, то должно быть не менее четырёх уравнений, т.е. должно быть произведено не менее 4-х определений ПД относительно 4-х НКА, где x_i , y_i , z_i — координаты i -го НКА.

Координаты НКА берутся из навигационных сообщений. Составляющие скорости потребителя $\dot{x}_{\text{нап}}$, $\dot{y}_{\text{нап}}$ и $\dot{z}_{\text{нап}}$ вычисляются путём решения аналогичных уравнений для псевдоскоростей (ПС), определяемых по измерениям доплеровских сдвигов несущих частот сигналов НКА, вызываемых движением потребителя и НКА.

Полученные координаты положения потребителя и составляющие скорости его движения в прямоугольной системе координат преобразуются в координаты, обычно используемые потребителем при выполнении своих задач, например, в геодезические координаты: широта, долгота, высота.

Сегмент потребителя включает в себя НАП для потребителей различного вида — воздушных, морских, сухопутных, космических, для навигации самолётов, вертолёт, морских и речных судов, автотранспорта, космических аппаратов.

Кроме того, имеются потребители, использующие систему ГЛОНАСС для синхронизации систем связи, энергетических систем, а также для геодезических измерений.

8. Точностные характеристики системы.

Точностные характеристики системы ГЛОНАСС определяются уровнем основных ошибок, сопутствующих навигационным определениям и взаимным геометрическим расположением используемых НКА и потребителя.

Ошибки геометрического расположения тем меньше, чем больше объём многогранника, ограниченного радиусами, соединяющими НАП и используемыми при навигационном определении НКА.

Основными погрешностями при определении ПД являются:

— погрешности эфемеридной информации и частотно-временных поправок;

- ошибки за счёт шумов приёмника и внешних помех;
- особенности распространения радиоволн в тропосфере и ионосфере.

Ионосферные ошибки зависят от времени года, времени суток и солнечной активности.

В худшем случае они могут составлять 21–42 м по координатам и 64–102 м по высоте.

В лучшем случае (минимальная солнечная активность, ночь) — 5–7 м по координатам и 6–10 м по высоте.

Остальные составляющие ошибок определения ПД в сумме составят 6,2–9,6 м.

Суммарно в наихудшем случае с помощью современной многоканальной НАП (не менее шести каналов), использующей узкополосные однодиапазонные (1600 МГц) навигационные радиосигналы системы ГЛОНАСС (потребитель СТ), можно обеспечить оперативную глобальную навигацию наземных подвижных объектов (сухопутных, морских, воздушных) с максимальными погрешностями определения трёх координат объекта: 60 м в плане и 100 м по высоте в годы максимальной солнечной активности и 30 м в плане и 50 м по высоте в годы минимальной солнечной активности.

Ошибки по скорости лежат в пределах 0,5–1 м/с.

При использовании двухдиапазонных навигационных радиосигналов (потребители ВТ) погрешности местоопределения уменьшаются в несколько раз.

В настоящее время среди пользователей системы ГЛОНАСС находятся все суда российского торгового флота, суда военноморского флота, военные и гражданские самолёты, а также сухопутные потребители военного и гражданского назначения.

Всё большее число разрабатываемых и выпускаемых НАП используют одновременно навигационную сеть ГЛОНАСС и американскую навигационную сеть NAVSTAR (GPS), что повышает точность и надёжность работы НАП.

В перспективе намечена модернизация системы ГЛОНАСС с целью повышения срока жизни НКА и уменьшения погрешности местоопределения потребителей.

Глава 7

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОГО КОДИРОВАНИЯ В КАНАЛАХ УПРАВЛЕНИЯ И СВЯЗИ

7.1. Методы кодирования в радиолиниях космической связи

За годы, прошедшие с момента рождения в 1948 году теории информации, достигнуты значительные успехи во внедрении методов теории информации в системы передачи и хранения информации. Теоремы Шеннона о пропускной способности канала связи фактически были только теоремами существования «хороших» кодов (т. е. кодов, которые позволяют построить систему связи, приближающуюся к теоретическому пределу Шеннона) без указания способов реализации таких кодов. Однако первые несколько десятилетий усилиями многих учёных были найдены многочисленные практические пути построения таких кодов.

Следует различать два принципиально разных подхода к построению систем связи, приближающихся к теоретическому пределу Шеннона: для систем связи с «неограниченной» полосой частот и систем связи с «ограниченной» полосой частот. Например, для систем дальней космической связи характерна «неограниченная» полоса частот. Практически в таких системах связи полоса частот расширяется в 2–6 раз за счёт применения помехоустойчивых кодов с кодовой скоростью $R = 1/2 \div 1/6$.

Предполагается, что:

а) передача информации осуществляется посредством двоичной ФМ с использованием кода, исправляющего ошибки, с кодовой скоростью R ;

б) на передачу одной двоичной единицы информации отводится энергия E_0 (таким образом, на один двоичный символ в канале приходится энергия $E_0 R$);

в) в канале действует аддитивный белый гауссовский шум со спектральной плотностью мощности N_0 .

При этом ставится задача передачи информации с заданной вероятностью ошибки P при минимальном отношении сиг-

нал/шум E_b/N_0 . Из теоремы Шеннона о пропускной способности канала известно, что предельное минимальное отношение сигнал/шум, при котором ещё возможна передача информации с произвольно малой вероятностью ошибки, равно (предел Шеннона) $E_b/N_0 = \ln 2 \approx 0,69$ (–1,6 дБ).

Указанный предел Шеннона достигается при $R \rightarrow 0$. При $R > 0$ этот предел повышается и для некоторых величин R приводится в табл. 7.1, полученной на основании графика пропускной способности двоичного канала.

Таблица 7.1

R	$\rightarrow 0$	1/6	1/4	1/3	1/2	0,75	0,9
Предел Шеннона E_b/N_0 , дБ	–1,6	–1,05	–0,75	–0,5	0,2	1,5	3,0

Известен не только теоретический предел улучшения энергетики радиолинии, но и принципиальные пути приближения к этому пределу: поиск кодов с «хорошим» кодовым расстоянием, увеличение длины блокового кода или длины кодового ограничения свёрточного кода, уменьшение кодовой скорости R .

Однако, так как «хорошие» коды должны не только давать большой энергетический выигрыш, но и иметь относительно простую реализацию кодирующих и декодирующих устройств, то поиск таких кодов ещё далеко не завершён.

Известно, что к пределу Шеннона можно приближаться, используя не только двоичные системы связи с кодированием, но и используя m -ичные системы связи (при $m \gg 2$) без кодирования.

Первые системы связи с улучшенной энергетикой строились именно как m -ичные. Разработка такой системы была начата при подготовке к запуску первой межпланетной станции «Венера-1» в 1961 г.

Практически такая система была создана с использованием время-импульсной модуляции (ВИМ) в составе наземного комплекса «Сатурн-МСД» в 1971 г. Система имела $m = 128$.

Для использования в радиолинии с непрерывным излучением сигнала была разработана система, использующая бисимплексные сигналы, реализованные с помощью псевдошумовых PN-последовательностей ($m = 64$).

Однако слишком медленное приближение к пределу Шеннона с ростом m , при одновременном быстром росте полосы частот и технических трудностях реализации таких систем, привели

к тому, что в последующем они были заменены двоичными системами связи с кодированием.

Первые практические шаги по применению помехоустойчивых кодов в дальних космических радиоперелиях относятся к 1972–1973 годам, когда свёрточный код с кодовым ограничением $K = 32$ был использован США в двух космических программах. Это программа «Пионер-10, 11» (год запуска 1972, 1973, год окончания программы 1996). При декодировании был использован «последовательный» декодер по алгоритму Фано. Энергетический выигрыш от применения кодирования составил 4–5 дБ при вероятности ошибки 10^{-5} (при передаче без кодирования величина $E_b/N_0 = 9,6$ дБ при вероятности ошибки на бит, равной 10^{-5}). Однако метод последовательного декодирования не получил широкого распространения из-за неравномерной скорости декодирования информации, зависящей от количества ошибок в принятой информации.

Широкое распространение получил в дальнейшем метод свёрточного кодирования с декодированием по алгоритму Витерби (АВ).

В ФГУП «РНИИ КП» был разработан и находится в штатной эксплуатации с 1975 года декодер свёрточного кода $K = 6$, $R = 1/2$, позволяющий получить энергетический выигрыш 4,5 дБ при вероятности ошибки на бит 10^{-5} . В американской программе «Вояджер-1, 2» (год запуска КА 1977, год окончания программы 2019) был применён свёрточный код с кодовым ограничением $K = 7$, $R = 1/2$ и декодированием по АВ. Энергетический выигрыш от применения такого кода составляет 5,1 дБ при вероятности ошибки 10^{-5} .

Позднее в ФГУП «РНИИ КП» был также создан декодер свёрточного кода $K = 7$, $R = 1/2$ с энергетическим выигрышем 5,3 дБ.

В гл. 5 на рис. 5.3 приведены данные по росту энергетической эффективности радиоперелий за счёт использования помехоустойчивого кодирования в процессе совершенствования систем управления дальними КА.

В последующие годы были разработаны и внедрены в практику ряд кодеров и декодеров блочных кодов, в том числе для кода Рида–Соломона над полем Галуа GF (256) с кодовым расстоянием 16.

Дальнейшее улучшение энергетического потенциала может быть получено путём увеличения длины кодового ограничения K или уменьшения кодовой скорости R . Например, использование

свёрточного кода с кодовым ограничением $K = 15$ и скоростями $R = 1/4$ и $1/6$ позволяет вести передачу с вероятностью 10^{-5} при отношениях сигнал/шум $E_b/N_0 = 2,1$ и $1,8$ дБ соответственно. Энергетический выигрыш при этом составляет $7,5$ и $7,8$ дБ.

Однако следует учитывать, что увеличение величины K на единицу увеличивает сложность реализации декодера по алгоритму Витерби в два раза, т. е. сложность растёт экспоненциально с ростом K .

Поиски кодовых конструкций, обладающих не экспоненциальным ростом сложности декодирующей аппаратуры с ростом длины кода, привели к построению каскадных кодов и обобщённых каскадных кодов.

Способ кодирования каскадным кодом, состоящим из свёрточного и блочного кодов, был рекомендован международным консультативным комитетом по космическим системам CCSDS ещё в 1987 году и принят как стандарт ESA в 1989 году. Следует отметить, что Российское Авиационно-космическое агентство входит в качестве действительного члена в комитет CCSDS.

Этот способ заключается в использовании последовательного каскадного кодирования информации двумя кодами: внутренним свёрточным кодом с кодовым ограничением $K = 7$ и кодовой скоростью $R = 1/2$ и внешним блочным кодом Рида–Соломона $(255, 223)$ над полем Галуа GF(256). Результирующая кодовая скорость такого каскадного кода равна $\approx 0,44$. Кроме того, для повышения исправляющей способности пакетных ошибок (создаваемых, например, декодером внутреннего свёрточного кода, либо каким-то источником помех в канале связи) рекомендуется использовать перемежение кодовых слов кода Рида–Соломона. Рекомендуемый индекс перемежения I равен 1 (без перемежения), 2, 3, 4, 5. В перспективных разработках ФГУП «РНИИ КП», например, на борту КА «Фобос-Грунт» предполагается использовать описанный выше каскадный код с индексом перемежения $I = 5$.

Использование такого каскадного кодирования позволяет вести передачу с вероятностью ошибки на бит 10^{-5} при отношении сигнал/шум, равном $E_b/N_0 = 2,3$ дБ на бит. Энергетический выигрыш от применения такого кодирования будет равен $7,3$ дБ.

В дальнейшем возможны следующие способы увеличения энергетического выигрыша путём улучшения описанной выше каскадной конструкции.

1. Построение конструкции обобщённого каскадного кода (ОКК) с использованием в качестве кодов тех же составляющих, которые используются в стандарте CCSDS, позволяет получить

дополнительный энергетический выигрыш. В качестве внешних кодов используется одновременно несколько кодов Рида–Соломона (255, K_i) над полем GF(256), в качестве внутреннего — свёрточный код $K = 7$, $R = 1/2$.

Используя конструкцию ОКК 4-го, 6-го, 8-го порядков (ОКК i -го порядка содержит i кодов Рида–Соломона (255, K_i)), можно получить дополнительный энергетический выигрыш до 1 дБ по сравнению с каскадным кодом 1-го порядка, рекомендуемым CCSDS.

Аналогичная конструкция ОКК 8-го порядка с величинами $K_i = 208, 250, 240, 250, 225, 250, 240, 250$ использована в американской программе Galileo.

2. Использование в каскадном коде более «мощных» блочных кодов Рида–Соломона над полем Галуа GF (1024–4096) или блочных алгеброгеометрических кодов Гоппы и более «мощных» свёрточных кодов с длиной кодового ограничения $K = 7$, $R = 1/3, 1/4, 1/6$ позволит получить дополнительный энергетический выигрыш 1–2 дБ.

3. Использование модуляции более высокого порядка, чем двоичная ФМ, и разработка новых методов декодирования. В этом случае в качестве ОКК используется сигнально-кодовая конструкция. При специальном декодировании «списком» свёрточного кода из стандарта CCSDS, использующегося в качестве внешнего в сигнально-кодовой конструкции, получается дополнительный выигрыш 0,4 дБ при вероятности ошибки на бит 10^{-5} .

В 1993 году был предложен новый способ параллельного каскадного кодирования свёрточных кодов — так называемые «Турбо-коды». В настоящее время «Турбо-коды» включены CCSDS в рекомендации для кодирования информации в каналах связи.

В соответствии с этими рекомендациями кодер такого кода состоит из двух свёрточных кодеров с кодовым ограничением $K = 5$. Информация на эти свёрточные кодеры поступает со входного буфера-перемежителя, в котором запоминается (и затем перемежается) входной информационный блок, состоящий из k бит, где k может принимать значения: 1784, 3568, 7136, 8920, 16384 бит. Номинальная кодовая скорость турбо-кода может принимать значения $R = 1/2, 1/3, 1/4, 1/6$.

Использование турбо-кодов позволяет вести передачу с вероятностью ошибки 10^{-5} при отношениях сигнал/шум:

- $E_b/N_0 = 0,87$ дБ при $k = 1784$, $R = 1/3$;
- $E_b/N_0 = 0,6$ дБ при $k = 8920$, $R = 1/3$;
- $E_b/N_0 = 0,3$ дБ при $k = 1784$, $R = 1/6$;
- $E_b/N_0 = 0,04$ дБ при $k = 8920$, $R = 1/6$.

Таким образом, энергетический выигрыш равен 8,73–9,56 дБ.

В перспективе в качестве второго способа кодирования в проекте «Фобос-Грунт» предполагается использовать турбо-код с параметрами $k = 1784$ бит, $R = 1/3$. Энергетический выигрыш от применения этого способа кодирования составляет 8,73 дБ.

Следует иметь в виду, что указанный выше энергетический выигрыш от применения кодирования в канале с гауссовским шумом является не единственным критерием качества кода.

Как правило, в канале присутствуют пакетные ошибки, вызванные различными помехами. Поэтому важным критерием кода является также величина исправимого пакета ошибок.

Кроме того, часто требуется не получение заметного энергетического выигрыша, а уменьшение вероятности ошибки принятой информации за счёт исправляющей способности кода.

Для этого используются относительно простые в реализации коды, которые дают небольшой энергетический выигрыш, но уменьшают вероятность ошибки на несколько порядков.

В последующих параграфах настоящей главы кратко описаны устройства кодирования и декодирования информации, разработанные в ФГУП «РНИИ КП» и использовавшиеся для повышения энергетического потенциала, в радиолиниях ряда космических систем и для исправления ошибок в каналах передачи информации.

Следует отметить, что почти все разработки декодеров были защищены авторскими свидетельствами.

Выбор используемых кодов и способов реализации ряда декодеров производились в содружестве с учёными Института проблем передачи информации РАН.

7.2. Использование кодирования для повышения энергетического потенциала радиолиний

В процессе развития бортовых и наземных радиотехнических средств управления КА для проведения исследований в дальнем космосе постоянно росли требования в части увеличения объёмов передаваемой с КА научной информации, что требовало увеличения скорости передачи научной информации и, соответственно, увеличения энергетического потенциала радиолинии передачи этой информации.

Наиболее экономичным способом повышения потенциала радиолиний передачи научной информации оказалось применение помехоустойчивого кодирования передаваемой информации.

В ФГУП «РНИИ КП» работы по использованию свёрточных кодов для повышения энергетического потенциала радиолиний начали проводиться в начале 70-х годов прошлого столетия.

В 1975 году был создан экспериментальный образец прибора для декодирования свёрточного кода по алгоритму Витерби с параметрами кода:

- кодовые полиномы 73,61;
- кодовое ограничение $K = 6$;
- кодовая скорость $R = 1/2$;
- число уровней квантования $Q = 8$.

Функциональная схема прибора приведена на рис. 7.1.

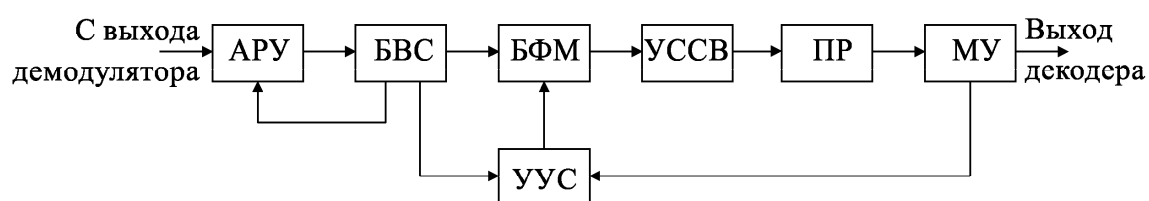


Рис. 7.1. Структурная схема декодера свёрточного типа

Прибор состоит из следующих устройств:

- блок выделения символов (БВС);
- блок формирования метрик (БФМ);
- устройство суммирования, сравнения метрик и выдачи решений (УССВ);
- память решений (ПР);
- мажоритарное устройство (МУ);
- устройство узловой синхронизации (УУС);
- АРУ.

Схема прибора была реализована на микросхемах серии 133, удовлетворявшей требованиям по быстродействию. Скорость передачи информации, которая кодировалась свёрточным кодом, была принята равной 3072 бит/с. Декодирование осуществлялось с использованием «мягкого» решения.

Для оценки реальных возможностей прибора была проведена проверка работы декодера в условиях помех. На рис. 7.2 приведены результаты моделирования и эксперимента. Как видно из графика, кривая эксперимента практически совпадает с кривой моделирования, что подтверждает соответствие теоретических расчётов и экспериментальных данных с учётом потерь на реализацию. Энергетический выигрыш от применения свёрточного кодирования, по сравнению с применением КИМ без кодирования, для вероятности ошибки на бит $P_6 = 10^{-4}$ составил 2,5 раза (4 дБ).

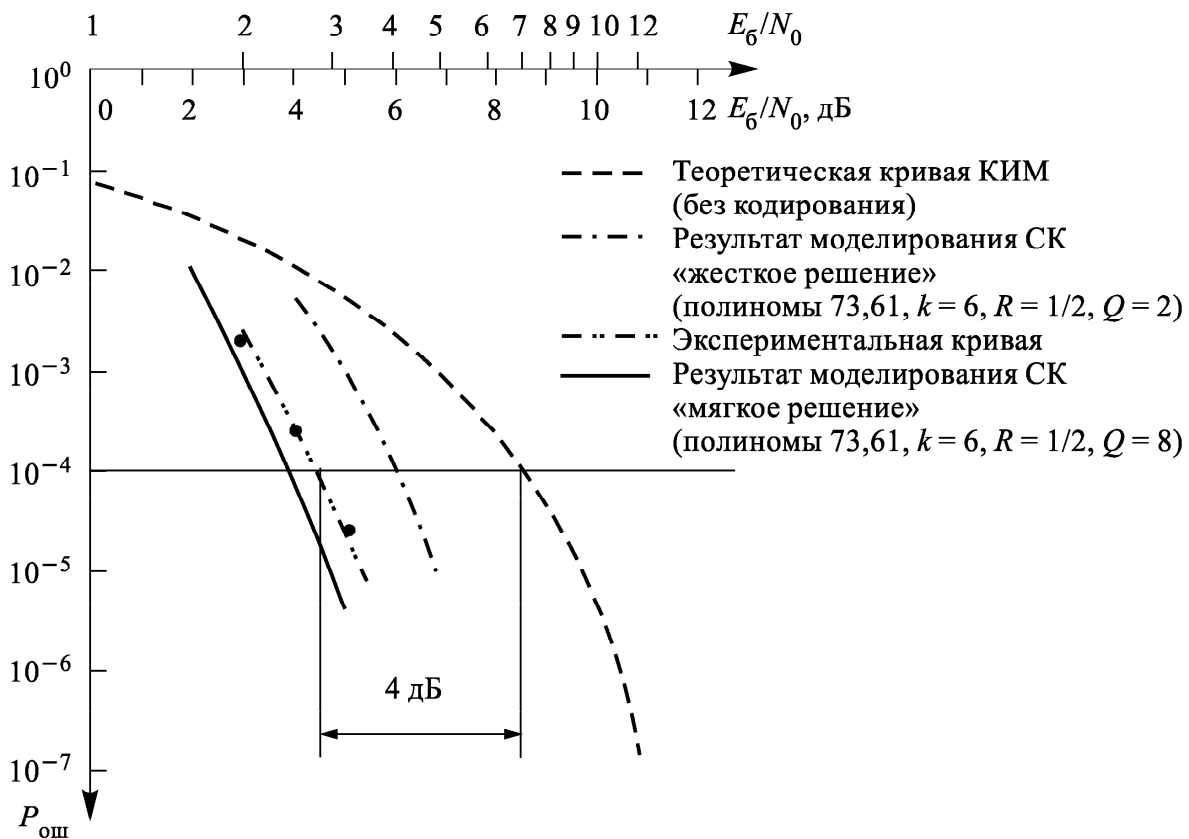


Рис. 7.2. Энергетические характеристики декодера свёрточного кода

Прибор был испытан при работе по реальному сигналу с КА «Венера-9» и «Венера-10».

В 1978 году, используя опыт, полученный в работе над экспериментальным образцом декодера СК, был создан штатный прибор с теми же энергетическими характеристиками.

Последующие запуски КА к планетам Венера и Марс постоянно требовали увеличения скорости передачи информации по линии «КА — Земля». Используя имеющийся в приборе запас по скорости декодирования, после доработок устройства выделения и квантования кодовых символов скорость декодирования принимаемой информации была повышена до 64 кбит/с.

Этот прибор много лет использовался в штатном режиме в составе комплексов «Сатурн-МСД», «Плутон» и «Квант-Д» в Евпатории и Уссурийске для приёма информации с различных КА.

В 1980 году для проведения работ по локации планеты Венера потребовалась более высокая скорость передачи информации. Для решения этой задачи была проведена модернизация устройства формирования метрик в приборе, которая дала возможность повысить скорость передачи информации до 100 кбит/с, сохранив при этом прежний энергетический выигрыш (4 дБ).

Следующий этап в повышении скорости передачи информации по космическим линиям связи связан с проектом «Буран», где потребовалась скорость передачи информации уже 256 кбит/с. Для выполнения этого требования в 1986 году был создан новый прибор (кодирование полиномами 67,45; $K = 6$; $R = 1/2$; $Q = 8$), реализующий скорость декодирования принимаемой информации 256 кбит/с с использованием «мягкого» решения. Выбор полиномов 67, 45 связан с тем, что при малых отношениях E_b/N_0 , они образуют на выходе декодера более короткие пакеты ошибок.

Увеличение быстродействия декодера потребовало перехода на другую элементную базу. Этот прибор был собран на микросхемах серии 530, которая обеспечивала требуемое быстродействие устройств, входящих в состав прибора. Конструкция прибора представляет собой стандартную стойку, в которой размещаются два независимых комплекта декодеров.

Прибор входил в состав комплекса «Квант-Р». Он не содержит устройств выделения и квантования кодовых символов. На вход прибора подавались предварительно выделенные и квантованные по уровню кодовые символы и тактовая сетка, из которой формировались все управляющие сигналы в декодере.

Дальнейшее повышение скорости передачи цифровой информации с применением свёрточного кодирования было реализовано в проекте высокоскоростной радиолинии передачи информации с КА на Землю. По этому проекту требовалось не просто поднять скорость передачи информации, а нужен был резкий скачок в увеличении скорости передачи. По сравнению с достигнутой скоростью декодирования нужно было увеличить примерно на два порядка.

Выбор элементной базы в то время был ограничен. Фактически требованиям по быстродействию удовлетворяли только микросхемы серии 1500. На этой элементной базе в 1986–87 гг. и был создан прибор с параметрами: кодирование полиномами 67,45; $K = 6$; $R = 1/2$; $R = 3/4$; $Q = 8$. В приборе использовалось «мягкое» решение при декодировании.

Проектировались два режима работы со свёрточным кодированием:

- режим $R = 1/2$ — скорость передачи 22,5 Мбит/с;
- режим $R = 3/4$ — скорость передачи 45 Мбит/с.

Однако малая степень интеграции серии 1500 и технологические ограничения на размеры субблоков не позволили полностью реализовать необходимую скорость декодирования. В режиме $R = 1/2$ прибор обеспечивал работу со скоростью 22,5 Мбит/с.

Максимальная скорость декодирования в режиме $R = 3/4$, реализованная в приборе, составляла 30 Мбит/с.

По договорённости с НАСА, для приёма информации с американского КА «Вояджер» в 1993 году был разработан, изготовлен и введён в эксплуатацию в Уссурийске свёрточный декодер с параметрами:

- $K = 7$;
- $R = 1/2$;
- полиномы (133,171).

Прибор был выполнен на основе БИС–«декодер Витерби» SOR 5053 фирмы «SOREP» с использованием ИС серии 133.

На вход декодера информация о каждом принятом символе поступает в виде 4-х бит для реализации «мягкого» решения. Прибор позволял декодировать информацию, поступающую со скоростью 256 кбит/с, и обеспечивал энергетический выигрыш 5,3 дБ при вероятности ошибки на бит 10^{-5} .

Для обеспечения приёма информации с КА «Марс-96» в 1995–1996 гг. был разработан, изготовлен и введён в эксплуатацию в Евпатории свёрточный декодер с параметрами:

- $K = 6$;
- $R = 1/2$;
- полиномы (73,61);
- информационная скорость на входе декодера от 0,512 до 131 кбит/с.

Для обеспечения «мягкого» решения информация о каждом принятом символе поступает на вход декодера в виде 4-х бит.

Прибор выполнен на базе БИС–«декодер Витерби» STELL-2010 фирмы «STANFORD TELECOM» и ИС серии 133, что позволило конструктивно реализовать его на одной печатной плате.

7.3. Использование кодирования для обнаружения и исправления ошибок

При создании радиолинии передачи информации часто возникает проблема повышения достоверности передаваемой информации. Эта проблема решается путём использования в канале исправляющих кодов, причём, вид кода выбирается с учётом требований по достоверности передаваемой информации и структуры сигнала в канале передачи.

7.3.1. Реализация кода Голея. С целью повышения достоверности передачи командной информации в едином цифровом

потоке радиолиний Земля-КА и КА-Земля, для обеспечения управления КС «Буран», в 1980 году были разработаны и реализованы кодеры и декодеры кода Голея. Эти приборы были успешно испытаны при полёте КА «Буран».

Как известно, блочный код Голея (23,12) является одним из немногих «совершенных» кодов, что и определило его выбор для использования в радиолинии. Реализованный код (24,12) получен из кода Голея (23,12) дополнительной проверкой на чётность по всем символам и обладает кодовым расстоянием $d = 8$.

На рис. 7.3 представлены расчётные кривые вероятности ошибки блока из 12-ти информационных бит $P_{\text{ош}}^{12}$ в зависимости

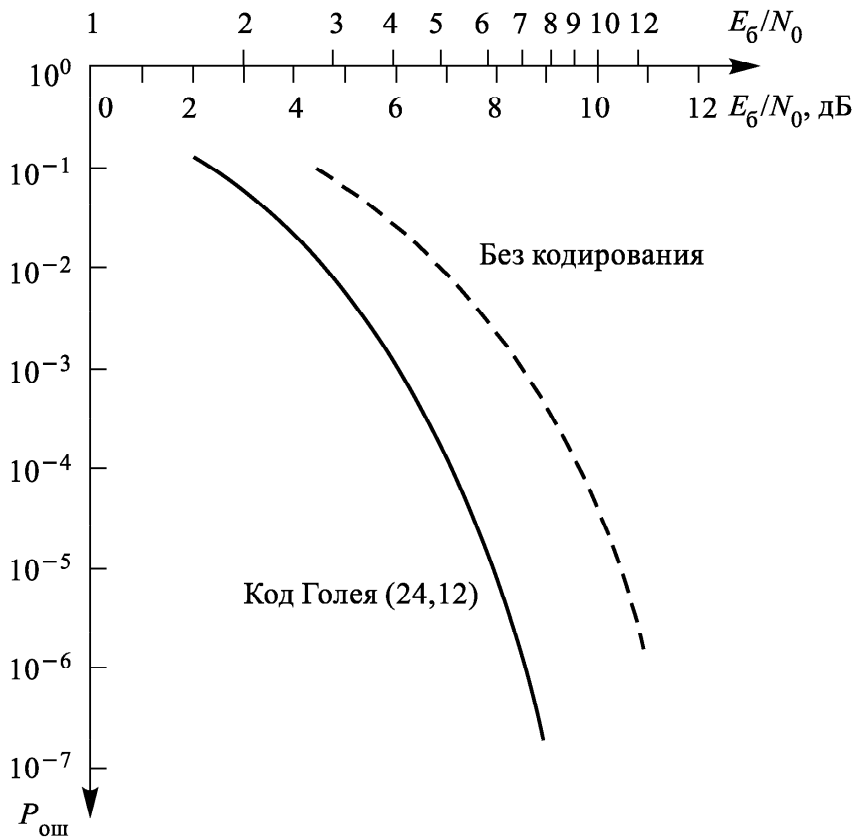


Рис. 7.3. Энергетические характеристики декодера Голея

от отношения сигнал/шум E_{δ}/N_0 . Кривые приведены для двоичной системы связи с ФМ без кодирования и с использованием кода Голея («жёсткое» решение).

Здесь и далее предполагается, что энергия одной двоичной единицы информации равна E_{δ} (энергия на избыточные символы не отводится, т.е. энергия двоичного символа в канале связи будет $E_{\delta} \cdot R$, где $R = k/n$ — кодовая скорость блочного кода (n/k)).

Предполагается также, что в канале связи действует аддитивный белый гауссовский шум со спектральной плотностью мощности N_0 .

Из представленных на рис. 7.3 кривых следует, что:

- энергетический выигрыш от применения кода (ЭВК) составляет примерно 2,5 дБ при вероятности ошибки 10^{-5} ;
- вероятность ошибки системы связи при использовании кода Голея уменьшается примерно на $1 \div 3$ порядка по сравнению с системой связи без кодирования.

Для кода Голея (23,12) порождающий полином $g(x)$ имеет вид

$$g(x) = x^{11} + x^9 + x^7 + x^6 + x^5 + x + 1.$$

Кодер кода (24,12) был построен на основе регистра сдвига с обратными связями в соответствии с указанным порождающим полиномом кода (23,12) с дополнительной схемой формирования 24-го символа как символа проверки на чётность предыдущих 23-х символов.

Декодер кода (24,12) был построен на основе алгоритма Касами-Рудольфа декодирования кода Голея (23,12) с использованием 3-х «покрывающих» полиномов:

$$\begin{aligned} g_1(x) &= 0, \\ g_2(x) &= x^8 + x^7 + x^4 + x^3 + x + 1, \\ g_3(x) &= x^9 + x^8 + x^5 + x^4 + x^2 + 1. \end{aligned}$$

Декодер исправляет до 3-х ошибок в принятом кодовом слове и обнаруживает 4 ошибки.

Кроме того, для борьбы с пакетными ошибками предусмотрено перемежение 8-ми кодовых слов при кодировании и, соответственно, деперемежение при декодировании. Благодаря этому исправляется любой пакет ошибок канала из 24-х символов.

Наземные кодер и декодер были выполнены на интегральных микросхемах серии 133.

Бортовые кодер и декодер были выполнены на интегральных микросхемах серий 1526 и 564. Этот прибор содержал три идентичных комплекта для обеспечения необходимой надёжности его работы.

В дальнейшем для работы в составе наземной аппаратуры, обеспечивающей обмен командно-программной информацией с МКС, аппаратная реализация прибора была заменена программной реализацией. Программная реализация декодера основывалась на базе оригинального алгоритма декодирования, защищённого авторским свидетельством, представляющего

код (24,12) в виде кода Рида–Соломона (8,4,5) над полем Галуа GF(8), что позволяет дополнительно исправлять пакеты ошибок.

7.3.2. Реализация свёрточно-блокового кода (384, 288).

Для повышения достоверности передачи командно-программной информации (КПИ), входящей в единый цифровой поток (ЕЦП) обмена между центром управления (ЦУП) и международной космической станцией (МКС), в 1991 году были разработаны и реализованы бортовые и наземные кодеры и декодеры кода (384, 288).

В качестве основы кода (384, 288) был выбран свёрточный код с частичной единичной памятью (ЧЕП-код) (8, 6). Порождающие матрицы этого кода имеют вид:

$$G_0 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \end{pmatrix}, \quad G_1 = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}.$$

Кодер этого кода выполнен в соответствии с порождающими матрицами G_0 и G_1 . На вход кодера поступают 48 байтов (по 6 бит в каждом), на выходе кодера получается соответственно 48 байтов (по 8 бит). Таким образом, формируется кодовый блок (384, 288).

Декодирование кода осуществляется по алгоритму Витерби. Как известно, ЧЕП-код содержит меньшее число рёбер между соседними ярусами и, следовательно, имеет меньшую сложность декодирования по максимуму правдоподобия алгоритмом Витерби, чем код с полной единичной памятью (ПЕП-код).

Результаты моделирования характеристик системы связи с данным кодом были выполнены в ИППИ РАН и представлены на рис. 7.4. Кривая $h(8,6)$ соответствует случаю «жёсткого» решения декодера, а кривая $S(8,6)$ – «мягкого». С целью упрощения аппаратуры был выбран вариант «жёсткого» решения для декодера Витерби.

Как следует из рис. 7.4, использование кода позволяет уменьшить вероятность ошибки на бит с 10^{-3} до 10^{-5} .

Кодер и декодер кода (384, 288) реализованы в виде одной бортовой платы УКД и выполнены в основном на ИС серий 1526, 564, 533, 1533. Плата УКД входит в бортовой и наземный приёмы.

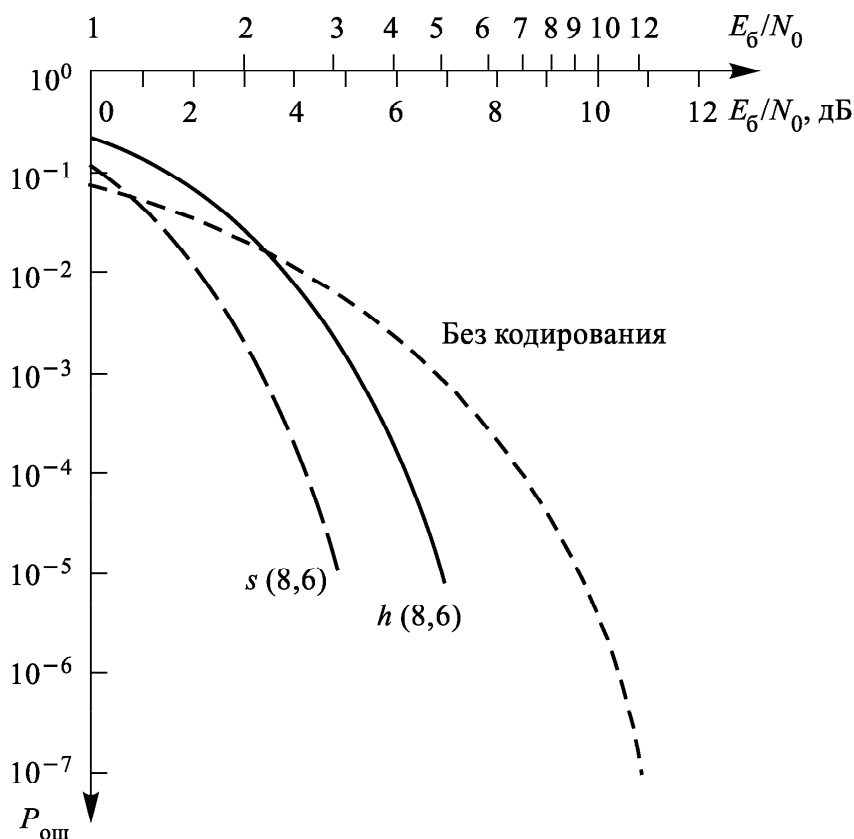


Рис. 7.4. Характеристики системы связи с использованием блочного кода

Реализованный декодер позволяет, помимо исправления ошибок, оценивать качество канала связи, формируя соответствующий сигнал «ДК», характеризующий число исправленных ошибок в блоке, а также формировать сигнал «Отказ» в случае, если количество ошибок в блоке превышает исправляющую способность кода.

7.3.3. Реализация кода Рида–Соломона (48,32). Для командно-измерительной системы управления автоматическими КА в 1985 году были разработаны и реализованы кодеры/декодеры кода Рида–Соломона (РС) (12,8) над полем Галуа GF (16).

Код (12, 8) (в двоичном виде (48, 32)) получен путём укорочения из кода РС (15, 11), имеет кодовое расстояние 5 и исправляет любые две байтовые ошибки (байт равен 4 бит).

Проведённые расчёты показали, что по критерию вероятности ошибки на бит этот код даёт энергетический выигрыш 1,6 дБ (при вероятности ошибки на бит, равной 10^{-5}) или снижает вероятность ошибки на бит на порядок. Однако по критерию вероятности ошибки на слово (из 32 бит) вероятность ошибки уменьшается при кодировании этим кодом на три и более порядков.

Кодер и декодер этого кода Рида–Соломона были реализованы в виде бортового и наземного прибора. Бортовые приборы были реализованы на интегральных схемах серии 564, а наземные на ИС серии 133.

Для борьбы с пакетными ошибками использовалось перемежение 2-х кодовых слов в кодере и, соответственно, деперемежение в декодере. В этом случае декодер исправляет любые пакетные ошибки канала связи, состоящие из 13 бит.

В последующие годы аппаратная реализация кодеров и декодеров была заменена на программную.

7.3.4. Декодер БЧХ для системы «КОСПАС». При реализации международного проекта «КОСПАС-САРСАТ» в структуре аварийного радиобуя АРБ-406 для улучшения энергетических характеристик радиолинии АРБ-КА-Земля предусмотрено использование кода Боуза-Чоудхури-Хоквингема (БЧХ). Этот код (82,61) получен укорочением из кода БЧХ(127,106). Он имеет кодовое расстояние 7 и позволяет исправить до 3-х ошибок в кодовом слове из 82 двоичных символов. Код имеет порождающий полином следующего вида:

$$x^{21} + x^{18} + x^{17} + x^{15} + x^{14} + x^{12} + x^{11} + x^8 + x^7 + x^6 + x^5 + x + 1.$$

Расчётные кривые вероятности ошибки одного бита информации $P_{\text{ош}}^{\text{бит}}$ в зависимости от отношения сигнал/шум E/N_0 при кодировании кодом БЧХ представлены на рис. 7.5. Выбор в качестве критерия ошибки вероятности одного бита объясняется тем, что в 61 символе кода заключены четыре разнородных слова информации длительностью от одного до 48 бит.

Из приведённых кривых следует, что использование кодирования позволяет уменьшить вероятность ошибки на 2 порядка и более при исходной вероятности ошибки без кодирования менее 10^{-3} .

Декодер кода БЧХ был разработан и реализован в 1981 году. При его разработке был использован в качестве основы алгоритм, предложенный У. Питерсоном.

Декодер позволяет исправлять до 3-х ошибок в блоке из 82 двоичных единиц, а также обнаруживать часть 4-х и более ошибок с выдачей признака обнаружения ошибки.

Прибор был выполнен на интегральных схемах серии 133 с использованием также ИС ПЗУ. ПЗУ было разработано и реализовано как отказоустойчивое ПЗУ с использованием байтового кода (8,6) (размер байта $b = 4$). При считывании информации

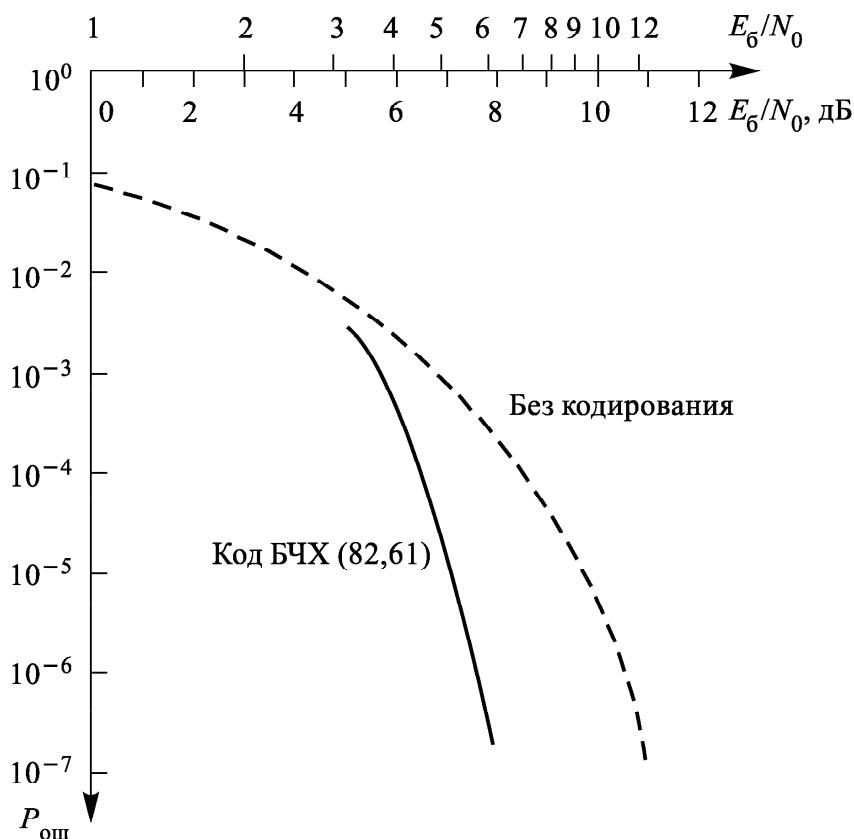


Рис. 7.5. Энергетические характеристики декодера БЧХ

с ПЗУ случайные ошибки или отказы ИС ПЗУ исправлялись декодером байтового кода (8,6).

Разработанный декодер вошёл в состав советских наземных пунктов приёма информации системы «КОСПАС» и успешно работал, начиная с 1982 года.

Впоследствии аппаратная реализация декодера была заменена программной реализацией.

7.3.5. Реализация нелинейного кода Нордстрема–Робинсона. При проведении радиолокационного картографирования поверхности Венеры КА «Венера-15» и «Венера-16» в 1983 году принятый в Евпаторийском центре комплексом «Квант-Д» с КА поток информации (100 кбит/с) записывался на магнитные регистраторы (МЗУ). Чтобы избежать ошибок при воспроизведении, записываемая информация предварительно кодировалась, а при воспроизведении декодировалась с исправлением возникших ошибок.

Для решения этой задачи были разработаны и реализованы кодер и декодер нелинейного кода Нордстрема–Робинсона (НР).

Исходная двоичная информация преобразовывалась в параллельный 8-разрядный код, кодировалась в соответствии с кодом НР (16,8) и записывалась на 16 параллельных дорожках МЗУ.

Нелинейный код НР, имеющий параметры $n = 16$, $k = 8$, $d = 6$, является «строго максимальным» кодом и поэтому представляет несомненный интерес с практической точки зрения.

На рис. 7.6 для этого кода представлены расчётные кривые вероятности ошибки слова из 8 бит после декодирования

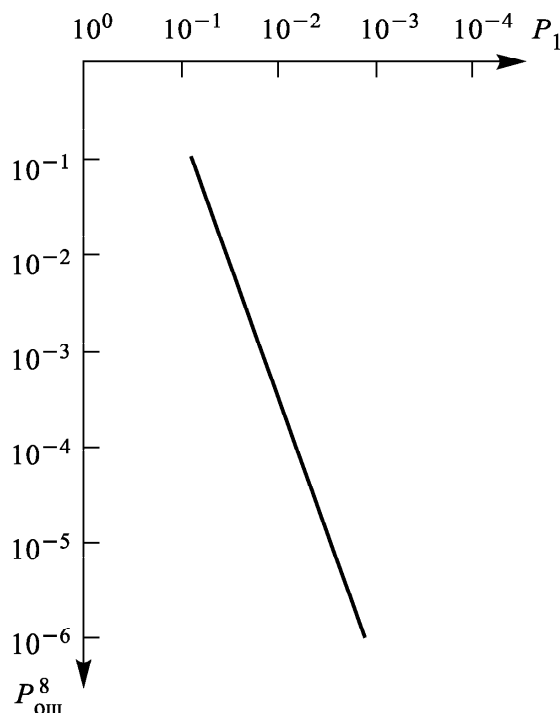


Рис. 7.6. Вероятностные характеристики кода Нордстрема–Робинсона

$P_{\text{ош}}^8$ в зависимости от вероятности ошибки одного из 16-ти бит P_1 . Предполагается, что ошибки в битах кодового слова из 16-ти бит статистически независимы (так как эти 16 бит записываются параллельно на 16 независимых дорожках МЗУ, в то время как ошибки вдоль одной дорожки, очевидно, будут статистически зависимы).

Проведённый впоследствии эксперимент подтвердил, что выигрыш по величине вероятности ошибки при использовании кодирования составляет более двух порядков (с вероятности $1,5 \times 10^{-4}$ без кодирования до $1,3 \cdot 10^{-6}$ с кодированием).

При реализации кода НР (16,8) был использован оригинальный алгоритм декодирования (защищённый авторским свидетельством на способ декодирования), основанный на представлении кода НР в виде объединения двух обобщённых каскадных кодов второго порядка, имеющих разные внешние коды и разные внутренние коды.

Кодер и декодер кода НР были выполнены на ИС серии 133.

Прибор включал в себя также постоянное запоминающее устройство (ПЗУ), выполненное на ИС. ПЗУ было разработано

и реализовано как отказоустойчивое ПЗУ с использованием байтового кода (6,4) (размер байта $b = 4$).

При считывании информации с ПЗУ случайные ошибки или отказы отдельных ИС ПЗУ исправлялись декодером байтового кода (6,4).

7.3.6. Реализация кода Рида–Соломона (248, 128). Для повышения достоверности информации, передаваемой по магистральным линиям связи НИП-ЦУП и ЦУП-НИП, предназначенным для МКС, в 1997–1999 гг. были разработаны и реализованы кодер и декодер Рида–Соломона (РС) (31,16) над полем Галуа GF(256) в двоичном виде (248,128).

Код РС (31,16) получен путём укорочения из кода РС (255,240) имеет кодовое расстояние 16 и, соответственно, исправляет любые 7 ошибочных байтов (байт равен 8 бит). В том случае, если ошибки содержатся в 8-ми байтах кодового слова, они будут обнаружены.

На рис. 7.7 представлены расчётные кривые вероятности ошибки на бит на выходе декодера кода (31,16) в зависимости

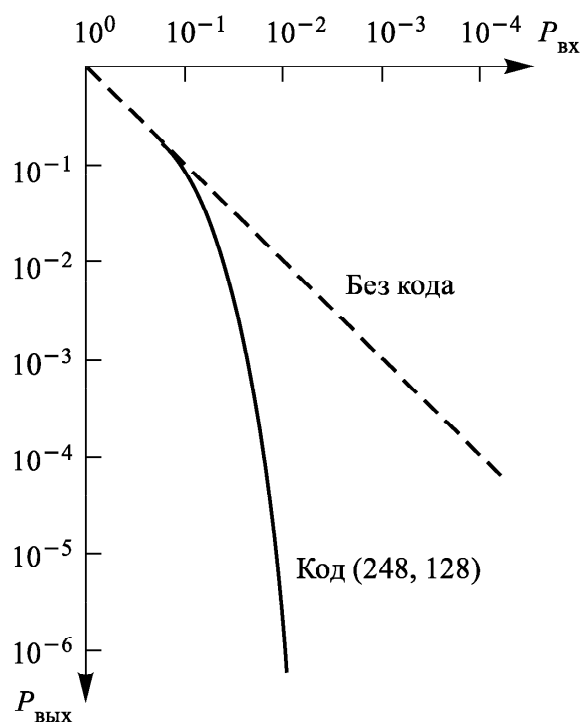


Рис. 7.7. Вероятностные характеристики декодера кода Рида–Соломона (248, 128)

от вероятности ошибки на бит на входе декодера. При расчётах учитывалось, что в случае, если количество ошибочных байтов на входе декодера превышает исправляющую способность кода (т. е. декодер формирует сигнал «отказ от декодирования»), то информация со входа декодера поступает на выход декодера без

исправления ошибок канала. Из рис. 7.7 следует, что входная вероятность ошибки 10^{-2} улучшается на два порядка (до 10^{-4}), а при входной вероятности 10^{-3} ошибок на выходе декодера практически не будет.

Кроме того, отметим, что, так как код исправляет любые 7 ошибочных байтов, то он исправляет любые пакетные ошибки из 49 бит в этих байтах.

Кодер и декодер кода РС (31,16) реализованы с использованием БИС фирмы АНА (АНА 4012). Управляющие сигналы для БИС формируются с помощью ИС серий 564, 530, 533. Прибор обеспечивает работу с информативностями 1, 2, 4, 8, 16, 32, 64, 128, 256 кбит/с. Прибор самосинхронизируется путём включения в поток кодовых слов маркера кадра из 40 бит на передающей стороне в кодере и выделения этого маркера на приёмной стороне — в декодере. Маркёр кадра повторяется каждые 5 кодовых слов, поэтому избыточность после кодера составляет точно 50% (а не 16/31).

Список литературы

1. Радиосистемы межпланетных космических аппаратов / Под ред. А.С. Винницкого. — М.: Радио и связь, 1993.
2. Яковлев О.И. Космическая радиофизика. — М., 1998.
3. Тузов Г.И. Выделение и обработка информации в доплеровских системах. — М.: Советское радио, 1967.
4. История Российского НИИ космического приборостроения / Под ред. Л.И. Гусева. Вып. 1. Предыстория и первые годы. — М.: РНИИ КП, 1994. — 61 с.
5. История Российского НИИ космического приборостроения / Под ред. Л.И. Гусева. Вып. 2. На путях становления и прогресса ракетно-космической радиоэлектроники. — М.: РНИИ КП, 1996. — 233 с.
6. Характеристики советской наземной сети слежения за космическими аппаратами дальнего космоса. — М.: Центр научно-технической информации «Поиск», 1990. Сер. VI. Вып. 6. — 44 с.
7. Космонавтика СССР. — М.: Машиностроение, Планета, 1986. — 491 с.
8. Атлас обратной стороны Луны. Ч. II. — М.: Наука, 1967. — 233 с.
9. Передвижная лаборатория на Луне Луноход-1. — М.: Наука, 1971.
10. Совершенствование американской сети слежения за КА дальнего космоса (DSN) // Космическая радиотехника и телеметрия. Вып. 12–13. — М.: Центр научно-технической информации «Поиск», 1990. — 12 с.
11. Марков Ю. Курс на Марс. — М.: Машиностроение, 1989. — 213 с.
12. Ксанфомалити Л.В. Планета Венера. — М.: Наука, 1985. — 376 с.
13. Кондратьев К.Я., Крупенин Н.Н., Селиванов А.С. Планета Венера. — Л.: Гидрометеоиздат, 1987. С. 278.
14. Ржига О.Н. Новая эпоха в исследовании Венеры // Космонавтика, Астрономия. Вып. 3. — М.: Знание, 1988. — 64 с.
15. Селиванов А.С. Космос миру. Телевизионные системы для исследования планет. Новое в жизни, науке и технике // Радиоэлектроника и связь. Вып. 2. — М.: Знание, 1990. — 64 с.
16. Колосов М.А., Яковлев О.И., Молотов Е.П. и др. О радиопросвечивании атмосферы Венеры при помощи спутников «Венера-9» и «Венера-10» // Радиотехника и электроника. 1976. Т. XXI. Вып. 8.

17. Андреев Б.Н., Кержанович В.В., Молотов Е.П. и др. Измерение параметров радиосигналов со спускаемого аппарата АМС «Марс-6» методом ретрансляции // Космические исследования. 1976. Т. XIV. Вып. 4. С. 598–609.
18. Кержанович В.В., Анцибор Н.М., Молотов Е.П. и др. Вертикальные профили скорости ветра в атмосфере Венеры по доплеровским измерениям АМС «Венера-13» и «Венера-14» // Космические исследования. 1983. Т. XXI. Вып. 2.
19. Савич Н.А., Андреев Ю.Ф., Молотов Е.П. и др. Двухчастотное радиозондирование кометы Галлея при пролёте космических аппаратов «Вега-1» и «Вега-2» // Письма в Астрономический журнал. 1986. Т. 12, № 9. С. 675–682.
20. Алексеев В.А., Алтунин В.И., Молотов Е.П. Длиннобазовая узкополосная радиоинтерферометрия для космической навигации. Часть I. Межпланетные аппараты: измерения координат АМС «Вега» // Космические исследования. 1989. Т. XXVII. V. 3. С. 447–453.
21. Котельников В.А., Александров Ю.Н., Андреев Р.А. и др. Результаты радиолокации Марса на волне 39 см в 1980 г // Астрономический журнал. 1983. Т. 69, № 3. С. 422–429.
22. Сагдеев Р.З., Матвиенко Л.И., Молотов Е.П. и др. Трёхэлементный радиоинтерферометр со сверхдлинными базами // Письма в астрономический журнал. 1983. Т. 9, вып. 7. С. 415–420.
23. Богомолов А.Ф., Кержанович В.В., Молотов Е.П. и др. Специализированная сеть приёма информации и интерферометрических измерений аэростатного эксперимента // Письма в астрономический журнал. 1986. Т. 12, вып. 2. С. 131–136.
24. Сагдеев Р.З., Матвиенко Л.И., Молотов Е.П. и др. Сверхдальняя радиоинтерференционная сеть на волне 18 см // Письма в астрономический журнал. 1986. Т. 12, вып. 1. С. 59–65.
25. Ефимов А.И., Молотов Е.П., Яковлев О.И. и др. Особенности распространения радиоволн через околосолнечную плазму по данным аппаратов «Марс-2» и «Марс-7» // Радиотехника и электроника. 1977. Т. XXII. Вып. 2. С. 260–267.
26. Колосов М.А., Молотов Е.П., Яковлев О.И. и др. Исследования распространения дециметровых радиоволн в околосолнечной плазме при полёте межпланетной станции «Венера-10» // Радиотехника и электроника. 1978. Т. XXIII. Вып. 9. С. 1829–1830.
27. Колосов М.А., Молотов Е.П., Яковлев О.И. и др. Об исследовании Венеры методом бистатической радиолокации // Радиотехника и электроника, М., 1978, т. XXIII, вып. 10. С. 2017–2026.
28. Molotov E.P. International cooperation in the Field of Radio Astronomy Exploration with the Application of the RT-70 / Radio Telescopes // Astronomical and Astrophysical Transactions. 2003. V. 22. No. 4–5. P. 731–738.

29. Принципы построения космической системы спасения «КОСПАС». Научно-технический сборник, серия IV, вып. 8. — М.: Центр научно-технической информации «Поиск», 1984.
30. Международная космическая радиотехническая система обнаружения терпящих бедствие / Под. ред. В.С. Шебшаевича. — М.: Радио и связь, 1987. — 376 с.
31. Соловьёв Ю.А. Системы спутниковой навигации. — М.: ЭКО-ТРЕНДЗ, 2000.
32. Пятошин Ю.П. Некоторые свойства m -ичных систем связи с кодированием в полунепрерывном канале // Проблемы передачи информации. 1973. Т. IX. Вып. 2.
33. Блох Э.Л., Зяблов В.В. Обобщённые каскадные коды. — М.: Наука, 1982.
34. Зиновьев В.А., Зяблов В.В. Декодирование нелинейных обобщённых каскадных кодов // Проблемы передачи информации. 1978. Т. 14, вып. 2. С. 46–52.
35. Зяблов В.В., Шавгулидзе С.А., Йенсен Дж.М. Дистанционные свойства обобщённых каскадных кодов с внутренней вложенной системой свёрточных кодов с единичной памятью / Препринт, АН СССР, ИППИ. — М., 1988.

Научное издание

МОЛОТОВ Евгений Павлович

**НАЗЕМНЫЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ
УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ**

Редактор *В.Д. Боксер*

Оригинал-макет: *В.В. Худяков*

Оформление переплета: *А.Ю. Алёхина*

ЛР № 071930 от 06.07.99. Подписано в печать 16.03.04.
Формат 60×90/16. Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 16 + 1 (цв. вклейка). Уч.-изд. л. 17. Заказ №

Издательская фирма «Физико-математическая литература»
МАИК «Наука/Интерпериодика»
117997, Москва, ул. Профсоюзная, 90
E-mail: fizmat@maik.ru, <http://www.fml.ru>

Отпечатано с готовых диапозитивов
в ППП «Типография «Наука»
121099, Москва, Шубинский пер., 6

ISBN 5-9221-0492-6





Рис. 2.7. Общий вид ОКИК Байконур



Рис. 3.13. Корабль «Космонавт Юрий Гагарин»



Рис. 3.14. Корабль «Академик Сергей Королёв»

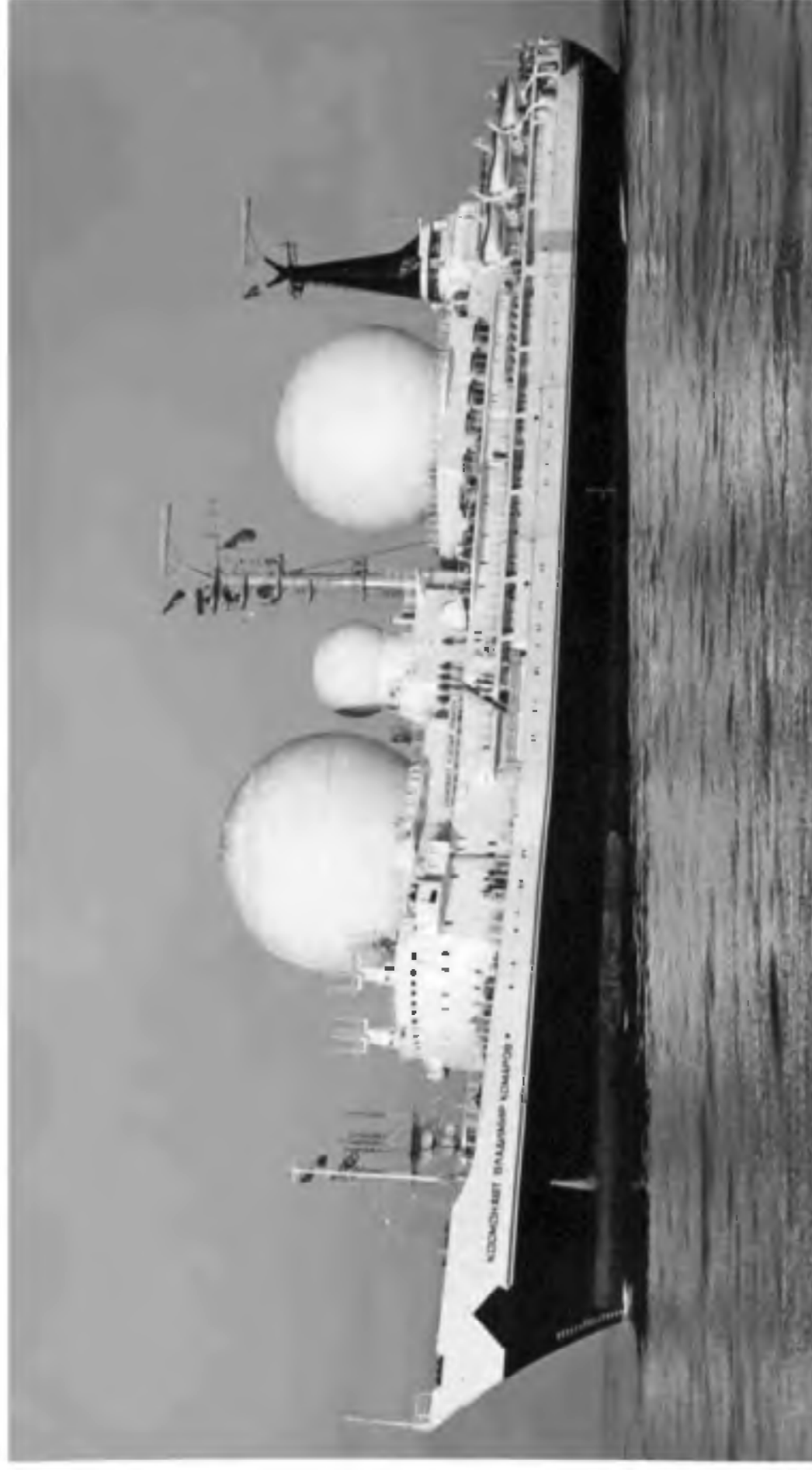


Рис. 3.15. Корабль «Космонавт Владимир Комаров»



Рис. 3.20. Антенна ТНА400



Рис. 4.3. Антенна КТНА-200



Рис. 4.4. Антенная система П2500 в г. Евпатории



Рис. 4.5. Антенная система П2500 в г. Уссурийске



Рис. 5.9. Чёрно-белые и цветные панорамы, переданные станциями «Венера-13» (а, б), и «Венера-14» (в, г)

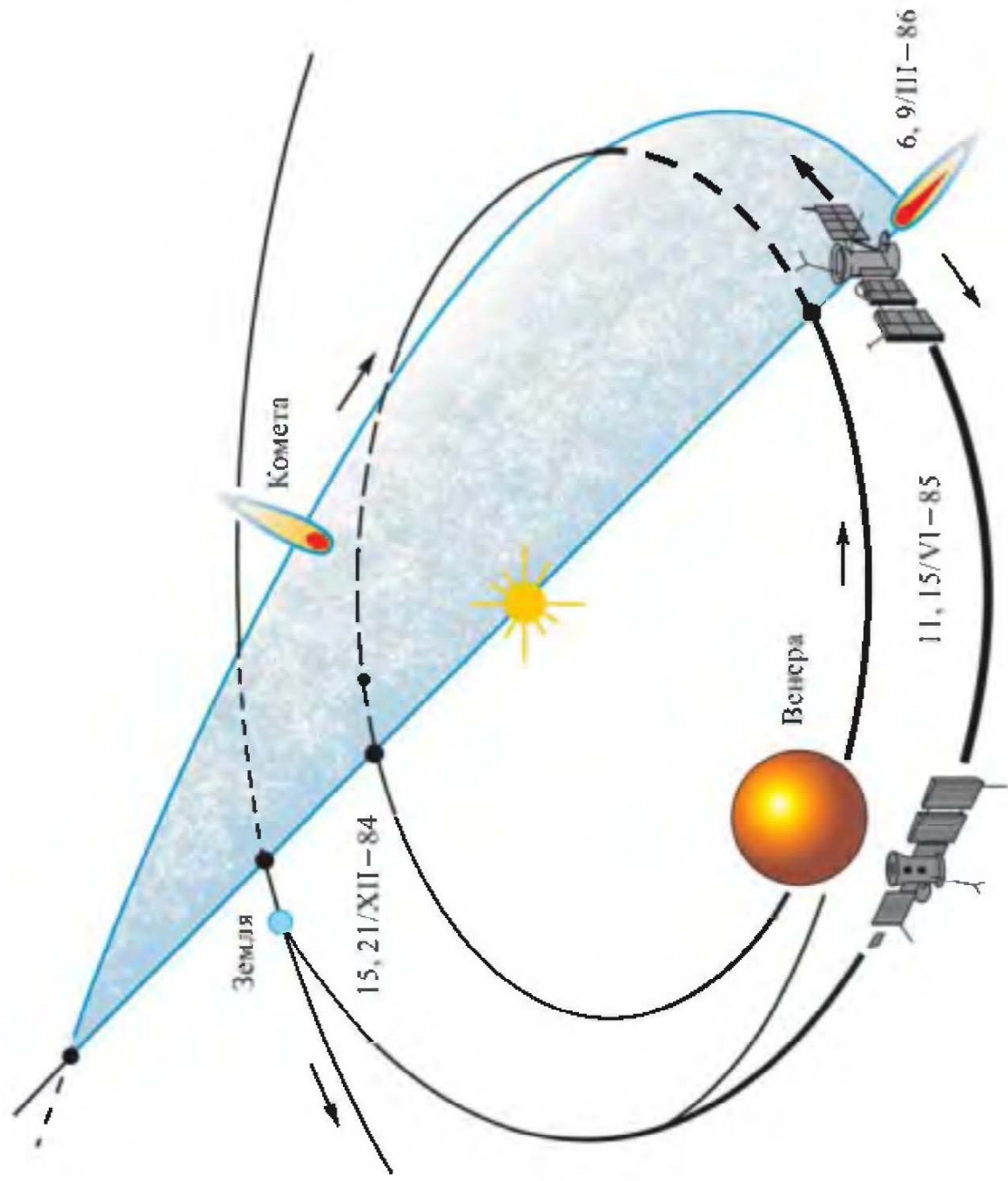


Рис. 5.14. Схема полёта АМС «Вега»

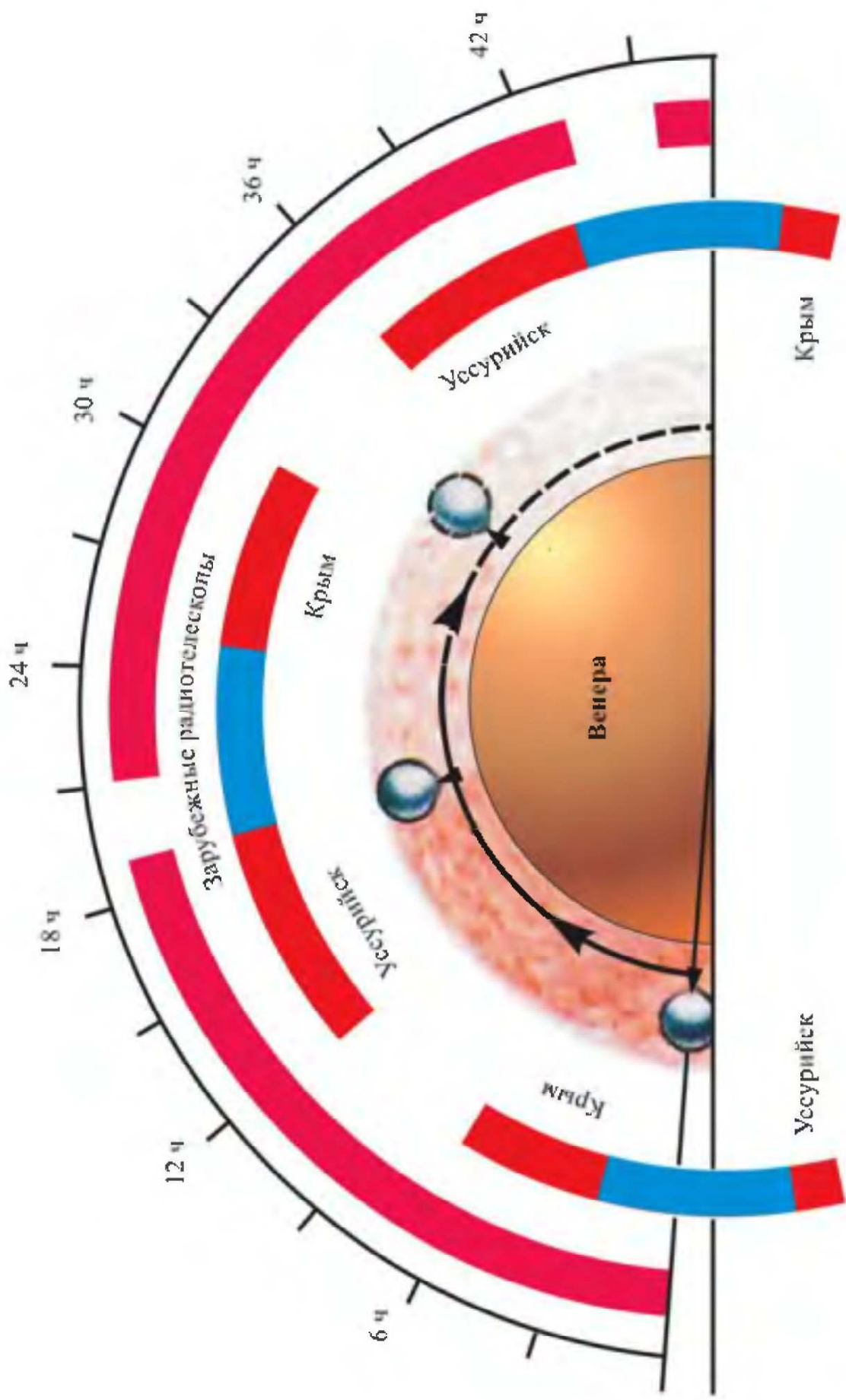


Рис. 5.15. Порядок работы радиотелескопов в эксперименте с аэростатными зондами



Рис. 5.16. Снимок кометы Галлея

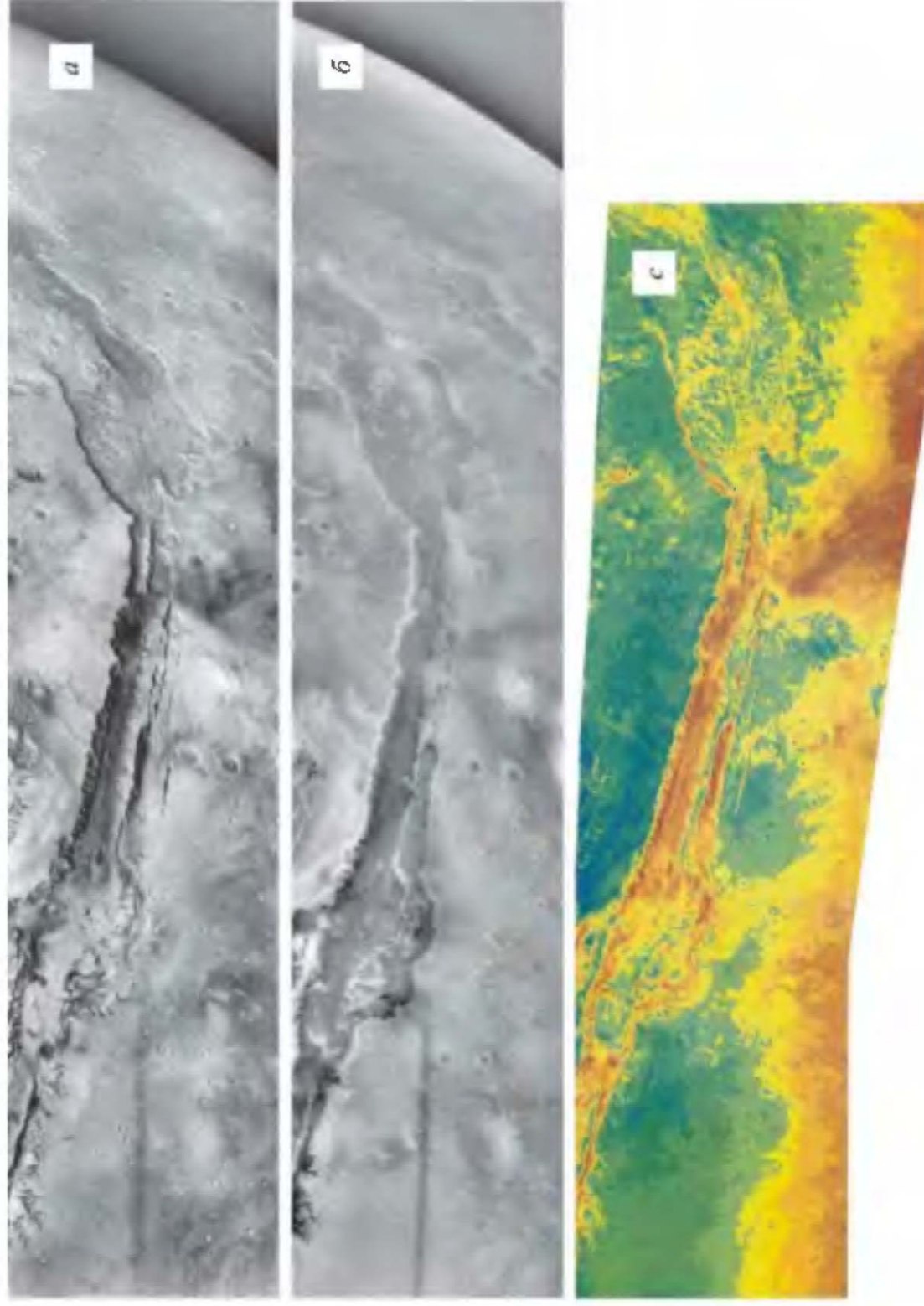


Рис. 5.19. Панорамы поверхности Марса, снятые прибором «Термоскан» в тепловой области спектра (а), в видимой области спектра (б), и карта тепловой инерции поверхности этого района (в)

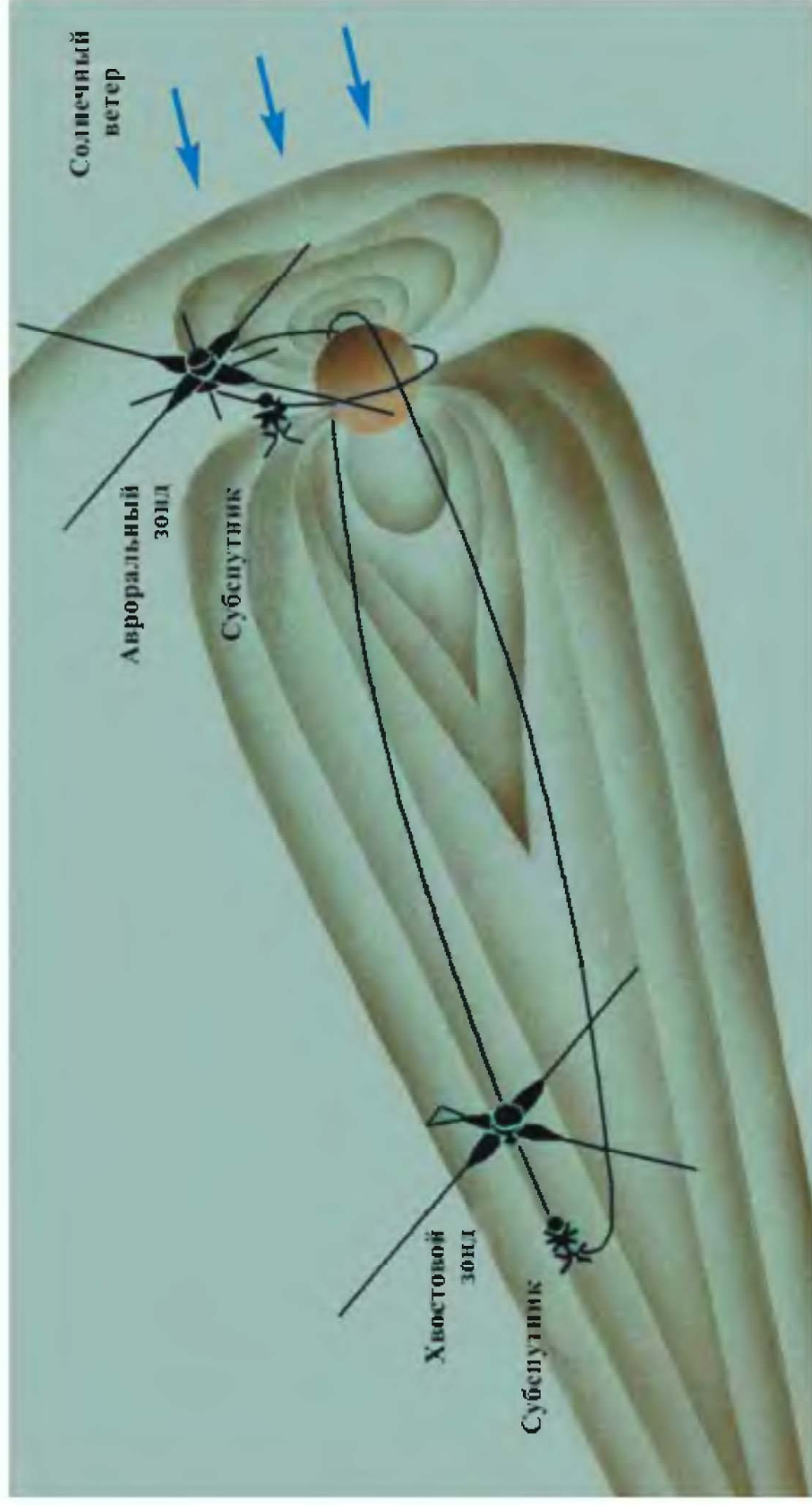


Рис. 5.20. Орбиты КА программы «Интербол»



Рис. 6.6. Выпускаемая АРБ

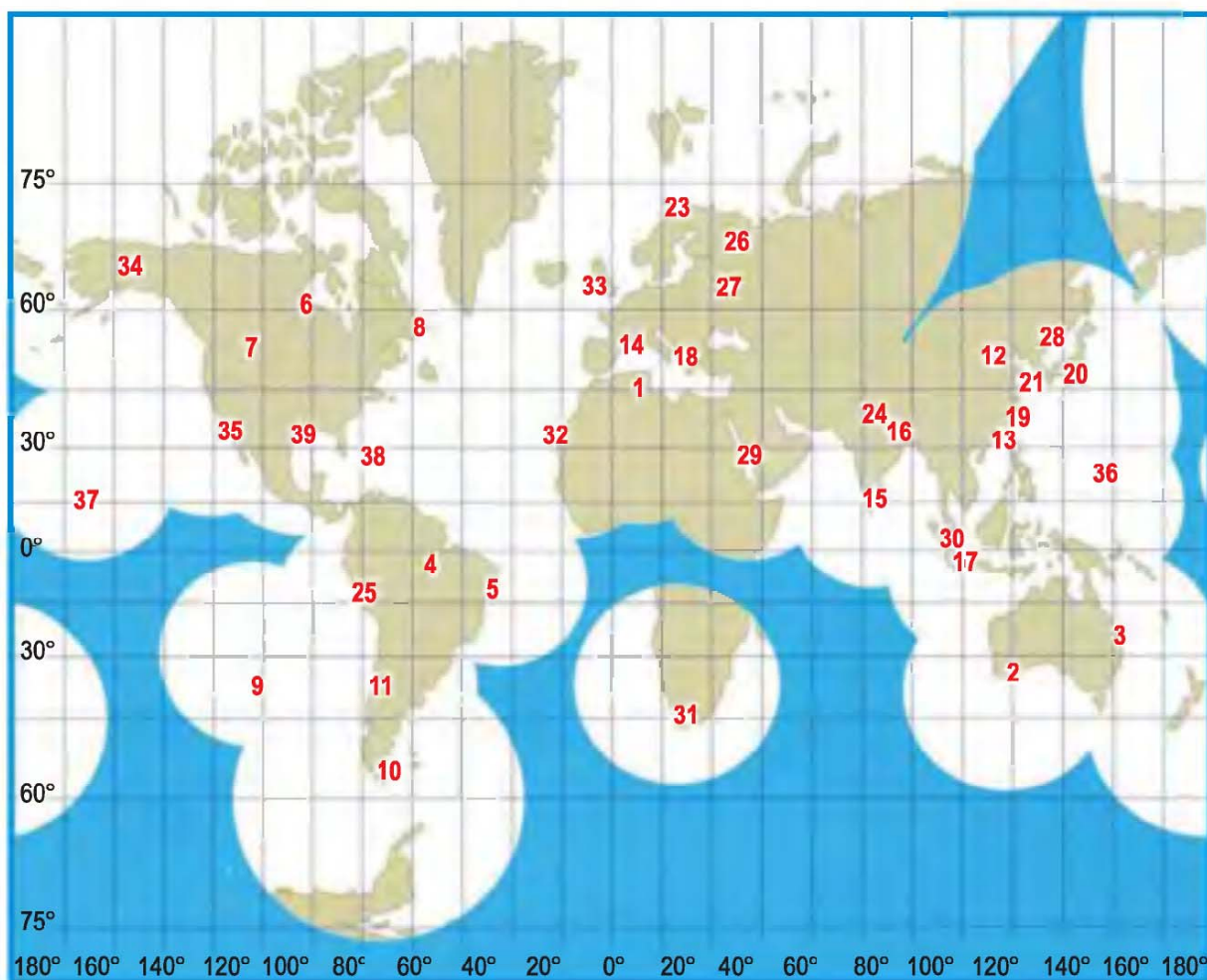


Рис. 6.12. Зона покрытия земной поверхности системой «КОСПАС-САРСАТ». ППИ: 1 — Уоргла, Алжир; 2 — Элбани, Австралия; 3 — Бундаберг, Австралия; 4 — Манаус, Бразилия; 5 — Ресифи, Бразилия; 6 — Черчилль, Канада; 7 — Эдмонтон, Канада; 8 — Гуз-Бей, Канада; 9 — Остров Пасхи, Чили; 10 — Пунта-Аренас, Чили; 11 — Сантьяго, Чили; 12 — Пекин, Китай; 13 — Гонконг, Китай; 14 — Тулуза, Франция; 15 — Бангалор, Индия; 16 — Ланхоу, Индия; 17 — Джакарта, Индонезия; 18 — Бари, Италия; 19 — Килунг; 20 — Йокогама, Япония; 21 — Тейджон, Корея; 22 — Веллингтон, Новая Зеландия; 23 — Тромсе, Норвегия; 24 — Лахор, Пакистан; 25 — Каллао, Перу; 26 — Архангельск, Россия; 27 — Москва, Россия; 28 — Находка, Россия; 29 — Джедда, Саудовская Аравия; 30 — Сингапур; 31 — Кейптаун, Южно-Африканская республика; 32 — Мспаломас, Испания; 33 — Комб-Мартин, Соединённое королевство; 34 — Аляска, США; 35 — Калифорния, США; 36 — Гуам; 37 — Гавайи, США; 38 — Пуэрто-Рико; 39 — Техас, США