

«ТОМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И
РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ» (ТУСУР)

Б.П. ДУДКО

КОСМИЧЕСКИЕ
РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ
СИСТЕМЫ

Учебное пособие

Томск
ТУСУР
2012

УДК 621.396.98 (075.8)
Д 81

Дудко Б.П.

Д81 Космические радиотехнические системы: учеб. пособие / Б.П. Дудко. – Томск: Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, второе издание, 2012 . — 250 с.

ISBN 978-5-86889-469-5

Рассматриваются особенности радиотехнических систем, используемых для обеспечения управляемого полета космических аппаратов. Среди них следующие системы: измерения пространственных величин и их производных, передачи команд и телеметрии, стыковки и посадки, ориентации и некоторые другие. Достаточное внимание уделено вопросам механики полета, оценке требуемой точности радиоэлектронных измерений, обработке первичной информации.

Пособие предназначено для студентов специальности «Радиоэлектронные системы и комплексы», а также может быть использовано студентами других радиотехнических специальностей.

УДК 621.396.98 (075.8)

Томск. гос. ун-т систем упр.
и радиоэлектроники, 2012
Дудко Б.П., 2012

Введение

Развитие ракетной и космической техники привело к созданию практической космонавтики. Объектами ее стали искусственные спутники Земли, лунные и межпланетные автоматические станции, обитаемые космические корабли и другие космические объекты.

Роль радиотехнических систем, используемых при выведении космических аппаратов на орбиты, измерении параметров движения космических аппаратов и их управлении, передаче и приеме телеметрической информации и т.п., является определяющей.

Для обеспечения полета космических аппаратов (КА) различного назначения созданы специальные космические радиотехнические системы и комплексы, называемые в настоящее время *радиотехническими средствами управления* (РСУ) космическими аппаратами и включающие в себя ряд бортовых и наземных радиотехнических систем и устройств. В пособии рассматриваются применяемые радиотехнические методы и принципы построения соответствующей аппаратуры. Основное внимание уделено *командно-измерительным системам* (КИС), являющимся одним из основных элементов систем управления КА.

Первый раздел посвящен общим вопросам, среди которых краткие сведения об истории отечественной космонавтики, свойствах космического пространства вблизи Земли, ракетных двигателях, технических характеристиках наиболее известных космических аппаратов и т.д. Материал по истории космонавтики в хронологическом изложении заимствован из справочника-календаря «Российский космос» за 2007 год, подготовленного ФГУП НПО ПМ им. академика М.Ф. Решетнева, г. Железногорск, изд-во «РЕСТАРТ». Другие материалы частично взяты из книг и журналов, большей частью найдены в Интернете.

Второй раздел содержит данные о КА и механике баллистического полета. Введенная классификация КА включает три класса: аппараты ближнего космоса, аппараты среднего космоса и аппараты дальнего космоса. Выделение среднего космоса — области, где движется Луна, — объясняется периодическим обострением внимания практической космонавтики к этому небесному телу. Основным в разделе является материал по математическому описанию траекторий КА. Начинается материал с описания систем координат: система выбирается такой, чтобы аналитические выражения для описания движения и управления полетом были наиболее простыми. Представлены два варианта математического описания траекторий: непосредственная аппроксимация траектории, например, степенным рядом и составление и решение дифференциальных уравнений движения. Основное внимание уделено второму варианту. Свободный полет описывается простейшей моделью движения — кеплеровской,

которая определяется шестью параметрами. Здесь же приведено краткое описание более сложных моделей, в частности модели с оскулирующими элементами орбиты. Подробно рассматриваются орбиты КА и траектории основных типов аппаратов. Дано пояснение основных операций, необходимых при управлении полетом, например коррекции траектории и прогнозирования местоположения ИСЗ на заданный момент времени. Раздел построен на основе общеизвестного материала, частично содержащегося в литературе, представленной в конце пособия.

Принципы построения космических радиотехнических систем изложены в разделе 3. Здесь дано краткое описание всех радиосистем, обеспечивающих функционирование КА. Отдельно изложены их общие особенности. Подробно рассмотрены радиосистемы выведения КА на орбиту и радиосистемы управления полетом ИСЗ. Здесь приведены функциональные схемы, даны основные технические характеристики, в том числе обоснована требуемая точность работы измерительных каналов. Раздел составлен в основном по материалам [1].

Два следующих раздела являются логическим продолжением третьего. В первом из них указаны особенности сигналов космических радиолиний. Определяются несущие частоты, виды модуляции и другие характеристики линий. Приводится методика расчета энергетических характеристик радиолиний, учитывающая влияние атмосферы. Отдельно рассмотрено влияние атмосферы на точность углов, расстояний и скоростей. Даны расчетные формулы для оценки погрешностей. Во втором — рассмотрены особенности построения космических измерительных радиолиний. Указано, что измерения ведутся с помощью непрерывных сигналов. Измерение дальности производится с помощью шумоподобных сигналов при фазовой манипуляции несущего (поднесущего) сигнала случайной двоичной M-последовательностью. Дальнейшее увеличение точности достигается путем введения фазового метода на несущем (поднесущем) сигнале. Применение такого комбинированного варианта построения дальномера позволяет получить требуемую высокую точность. Дано также описание применяемых вариантов построения измерителей углов. Измерение радиальной скорости производится доплеровским методом: особенностью является учет релятивистских эффектов (проявления некоторых положений теории относительности). Разделы 4 и 5 составлены в основном как развитие идей книги [1] по материалам более поздних изданий [2, 3, 4, 5, 6, 7, 8].

Раздел 6 посвящен обработке информации в измерительных космических радиолиниях. Определены цели и задачи обработки информации. При статистической обработке производится подбор таких значений параметров движения КА, при которых полученные при обработке значения наилучшим образом согласуются с совокупностью измеренных значений. Используются три метода статистической обработки: метод максимально-

го правдоподобия, метод наименьших квадратов и метод динамической фильтрации. Все три метода рассмотрены, метод наименьших квадратов разбирается подробно. Показаны преимущества метода динамической фильтрации, однако сам метод представлен в общем виде. Заканчивается раздел кратким описанием задач и характеристик ЭВМ, применяемых в космических системах, в частности бортовых. Раздел составлен в основном по материалам [2, 4]. Материал об обработке информации методом динамической фильтрации подготовлен доцентом кафедры РТС В.А. Кураковым.

Функционирование космического аппарата как управляемого объекта предполагает обмен информацией между наземным центром управления и бортом. В направлении Земля – борт передается командная информация. Команды направлены на изменение режимов работы как обеспечивающих систем и бортового комплекса управления, так и аппаратуры целевого назначения. Командная информация имеет достаточно высокую степень защищенности. Сами команды могут быть простыми немедленного исполнения и сложными командными программами с указанием времени исполнения их частей. В направлении борт – Земля передается телеметрическая информация, содержащая сведения о работоспособности всех (или большинства) бортовых систем. Это многоканальная информация без особой защищенности.

Раздел 7 посвящен общему описанию принципов построения командных и телеметрических радиолиний, видам модуляции сигналов, вариантам повышения достоверности передаваемой информации и ряду других особенностей космических радиолиний. Материал раздела широко иллюстрирован функциональными схемами систем передачи информации. Раздел построен как по данным приведенных в списке литературы источников, так и по данным технических описаний конкретных систем.

Космический аппарат движется не только по баллистической кривой; он совершает управляемое активное движение, при котором изменяется баллистическая траектория. Такое управляемое движение включает два этапа: управляемое движение относительно центра масс (вращение) и управляемое движение всего аппарата как материальной точки с изменением траектории. В первом случае говорят об ориентации и стабилизации аппарата, во втором — об изменении траектории с целью встречи и стыковки, движения в другую область космического пространства, посадки и т.д. При этом первая задача может выполняться как самостоятельная, а может являться обязательной частью выполнения второй. В любом случае обе задачи выполняются только при наличии на борту следующих технических средств: построителя системы координат для измерения результатов проводимых воздействий и двигательных установок, способных создавать силы и моменты сил.

Раздел 8 содержит сведения о принципах построения систем управления и о вариантах их реализации; раздел составлен по данным [1, 2, 9].

Одной из космических систем массового применения в конце XX столетия стали спутниковые навигационные системы. В настоящее время успешно функционируют две системы второго поколения: NAVSTAR (GPS) разработки США и отечественная ГЛОНАСС. Ожидается скорое введение в эксплуатацию системы Галилео (создатель — Европейский Союз). Системы обеспечивают всепогодное глобальное высокоточное определение координат и вектора скорости объектов, снабженных приемо-вычислительной аппаратурой, обрабатывающей сигналы навигационных спутников. Системы позволяют также устанавливать на объектах шкалу единого времени с высокой точностью. Приемо-вычислительную аппаратуру принято называть аппаратурой потребителя. Спутниковая навигационная система состоит из космического сегмента, состоящего из сети ИСЗ, сегмента определения траекторий навигационных ИСЗ и управления ими и большого числа комплектов аппаратуры потребителя. Эти навигационные системы имеют несколько режимов работы, каждому из которых присущи определенные точности определения координат. Предельное значение погрешности определения координат составляет единицы сантиметров. Достаточно подробное описание принципа действия спутниковых навигационных систем содержится в разделе 9, составленном в основном по данным [7].

В качестве примера технической реализации космического проекта в разделе 10 представлено описание комплекса радиотехнических систем навигации, посадки, контроля траектории и управления воздушным движением космодрома Байконур, использованного при обеспечении полета и посадки отечественного орбитального корабля «Буран». Достаточно подробно отражены процесс и траектория посадки корабля. Раздел написан по материалам экспресс-отчета о работе комплекса радиотехнических систем навигации, посадки, контроля траектории и управления воздушным движением «Вымпел» для орбитального корабля «Буран» УРКТС «Энергия», представленным на сайтах: www.buran.ru; www.outer-space.ru; <http://www.buran.ru/htm/vympel01.htm>.

1. Общие сведения о космонавтике и космической радиоэлектронике

1.1. Краткие сведения о космонавтике

Под космонавтикой понимают науку и технику полетов космических летательных аппаратов (КЛА или КА). Эти аппараты способны совершать длительный полет по инерции (баллистический полет) в космическом пространстве. Нижней границей космического пространства для Земли считается высота 150 км, на которой КА могут сделать 1–2 витка вокруг Земли при полете по инерции.

В космонавтике огромную роль играет космическая радиоэлектроника — комплекс отраслей радиотехники и электроники, используемых для обеспечения полетов КА, решения народнохозяйственных и военных задач (радиосвязь, радиовещание и телевидение, радионавигация и др.), изучения космоса.

КЛА можно разделить на искусственные спутники Земли (ИСЗ), обращающиеся вокруг нее; лунные, межпланетные и межзвездные КА, направляемые к Луне, планетам, Солнцу и другим звездам. Лунные и межпланетные КА могут быть пролетающими мимо, сталкивающимися с космическим телом, переходящими на обращение вокруг тела (искусственные спутники тела), посадочными зондами или аппаратами, совершающими мягкую посадку на поверхность тела. Космические аппараты могут быть непилотируемыми и пилотируемыми (космическими кораблями).

Первые баллистические ракеты были созданы в Германии в конце Второй мировой войны. Главный конструктор Вернер фон Браун создал и обеспечил серийное производство двухступенчатой баллистической ракеты ФАУ-2 для запуска на Англию. Первая ракета упала в районе Лондона 8 сентября 1944 г. Большинство стартов из общего числа, превышающего тысячу, были удачными. После окончания войны конструктор вместе со своими сотрудниками был перемещен в США, где продолжил успешно свою деятельность в качестве главного конструктора ракетной техники. Под его руководством были созданы основные ракеты-носители, в частности, носитель «Сатурн-5», обеспечивший выполнение программы «Аполлон» по полету кораблей с экипажем на Луну, выход астронавтов на лунную поверхность и возвращение их на Землю. Носитель «Сатурн-5» к тому времени был наиболее мощным в мире и обеспечивал выведение на орбиту спутника Земли объекта весом 100 тонн. СССР тогда подобного носителя не имел, а носитель меньшей мощности не мог обеспечить подобный полет.

В СССР было несколько главных конструкторов ракетной техники. Наиболее известный из них — Королев Сергей Павлович (1906–1966 гг.). Исторически сложилось так, что в СССР был выбран вариант построения средств выведения с мощными носителями, разработанный С.П. Королевым. Именно такие носители требовались для создания баллистических ракет. Первый ИСЗ был выведен на орбиту с помощью баллистической ракеты 4 октября 1957 г., с этого времени началась эра практического применения космонавтики. Первый космический корабль с космонавтом на борту совершил полет 12 апреля 1961 г. (СССР).

Лезин-Лазинский Г. (1929–2001 гг.) работал в конструкторском бюро Микояна и разрабатывал многоразовые дешевые средства выведения КА. Принцип построения такого носителя: мощный самолет-носитель («Мрія») выносит на высоту 30 км при горизонтальной скорости 2 км/с КА, который имеет всего один ускоритель. Сам корабль многоразовый, т.е. способен садиться на посадочную полосу. Форма аппарата обеспечивала аэродинамическое качество (подъемную силу), т.е. аппарат имел крылья.

В восьмидесятые годы прошлого века под маркой «Космос» запустили четыре таких корабля с посадкой в океане. Все запуски прошли удачно, аппараты были выловлены нашими службами. Недостаток системы один — маловата мощность, т.е. вес КА при использовании самолета в качестве первой ступени ускорителя мал, но экономическая выгода значительна.

Проект МАКС (многоразовая авиакосмическая система), или «Спираль», был создан по схеме: самолет «Мрія» с шестью двигателями + ускоритель + КА. Проект был представлен на международном авиакосмическом салоне под Парижем. Зрители и специалисты думали, что «Мрія» является транспортным средством для доставки на выставку.

Предпоследняя автономная (без самолета, с обычными ускорителями в качестве первых ступеней) разработка — это многоразовая система «Буран», по словам главного конструктора — очень поспешная. Носитель корабля «Буран» имеет название «Энергия». Более подробное описание КА «Буран» дано далее в этом разделе.

Последняя модель (~ 2000 г.) имела ускоритель внутри КА, он тоже использовался многократно. Последняя разработка также доведена до рабочих чертежей, срок производства составляет 4 года.

1.2. История отечественной космонавтики

18 августа 1839 г. Состоялось открытие Пулковской астрономической обсерватории.

20 марта 1945 г. Первый полет самолета-снаряда 10Х разработки коллектива ОКБ-51 во главе с В.Н. Челомеем. Запуск произведен с отечественной «летающей крепости» Пе-8.

10 октября 1948 г. Первый успешный пуск баллистической ракеты дальнего действия Р-1.

22 июля 1951 г. Запущена первая советская ракета Р-1Б с животными на борту.

21 января 1955 г. С полигона «Капустин Яр» запущена первая ракета Р-5М с дальностью стрельбы 1200 км (без ядерного боевого заряда), с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) РД-103М. Создание этой техники стало одним из сдерживающих факторов, послуживших сохранению мира на Земле.

2 июня 1955 г. Основан научно-исследовательский испытательный полигон № 5, ныне ГИК МО РФ «Байконур».

16 сентября 1955 г. Первый в мире пуск морской баллистической ракеты (Р-11ФМ) с подводной лодки.

21 августа 1957 г. Произведен первый успешный запуск межконтинентальной баллистической ракеты Р-7.

4 октября 1957 г. Запуск первого в мире искусственного спутника Земли.

3 ноября 1957 г. Запуск второго искусственного спутника Земли — первого биологического спутника с собакой Лайкой на борту.

23 сентября 1958 г. Запущен носитель «Восток» — первый пуск трехступенчатой ракеты.

2 января 1959 г. Первый посланец Земли к Луне. Межпланетная станция «Мечта» («Луна-1»), запущенная с космодрома Байконур, пролетела на расстоянии 5–6 тыс. км от Луны и стала спутником Солнца. Из облака натрия создана искусственная комета, наблюдавшаяся с Земли.

12 сентября 1959 г. Запущена автоматическая межпланетная станция (АМС) «Луна-2»; впервые в мире достигнута поверхность Луны. Обнаружен солнечный ветер и выполнены первые его прямые исследования.

4 октября 1959 г. Запущена АМС «Луна-3» — первый КА, облетевший Луну и передавший на Землю изображения ее обратной стороны (около 70 % поверхности).

19 августа 1960 г. Запущен второй корабль-спутник с собаками Белкой и Стрелкой в целях подготовки полета человека в космос, впервые возвращен с орбиты ИСЗ на Землю спускаемый аппарат с собаками на борту.

1 декабря 1960 г. Запущен третий корабль-спутник с собаками для отработки конструкции и систем корабля.

2 февраля 1961 г. С космодрома Байконур осуществлен первый пуск ракеты 8К64 (SS-7) (головной разработчик — ГKB «Южное»), являющейся первой межконтинентальной двухступенчатой баллистической ракетой на высококипящих компонентах топлива. Управление полетом осуществлено первой автономной инерциальной системой управления, разработанной НИИПИМ. Ракеты 8К64 (SS-7) стояли на боевом дежурстве с 1962 г. по 1974 г.

12 апреля 1961 г. День космонавтики. Первый в мире полет человека в космос в первом пилотируемом летчиком-космонавтом Юрием Гагариным космическом корабле (КК) «Восток», запущенном ракетой-носителем «Восток» (с ЖРД РД-107 и РД-108). «Восток» стартовал с площадки № 1 космодрома Байконур.

6 августа 1961 г. Запущен КК «Восток-2», осуществлен первый в мире суточный космический полет с космонавтом Г.С. Титовым.

24 февраля 1962 г. Первый пуск из-под воды боевой баллистической ракеты с подводной лодки (ракета Р-21 комплекса Д-4). Комплекс принят на вооружение 15 мая 1963 г.

16 марта 1962 г. Первый успешный пуск носителя «Космос» (11К63 (SL-3)) с первым КА, разработанным в КБ «Южное». Всего было осуществлено 143 успешных пуска РН «Космос».

16 июня 1963 г. С космодрома Байконур РН «Восток» запущен КК «Восток-6» с первой в мире женщиной-космонавтом В.В. Терешковой.

18 августа 1964 г. Запущены новая ракета-носитель «Космос» и три ИСЗ «Космос-38, -39, -40».

28 августа 1964 г. Первый запуск РН «Восток-М».

12 октября 1964 г. Осуществлен запуск первого в мире многоместного космического корабля-спутника «Восход».

18 марта 1965 г. С космодрома Байконур РН «Восход» осуществлен запуск пилотируемого КК «Восход-2» с экипажем в составе П.И. Беляева, А.А. Леонова. В этом полете впервые в истории человечества А.А. Леонов вышел из КК в открытое космическое пространство на 20 минут, отойдя от шлюзовой камеры на 5 м. Об этом событии впервые в мире передан телерепортаж из космоса и снят телефильм.

23 апреля 1965 г. Запущен первый искусственный спутник Земли «Молния-1», созданный ОКБ-1 под руководством С.П. Королева, положивший начало созданию народно-хозяйственных и специальных систем спутниковой связи. Бортовой ретранслятор носил название «Альфа».

18 июля 1965 г. Запущен КА «Зонд-3» для фотографирования обратной стороны Луны.

31 января 1966 г. Стартовала автоматическая станция «Луна-9», которая доставила на Луну аппарат, впервые совершивший мягкую посадку на поверхность в Океане Бурь.

31 марта 1966 г. «Луна-10» стала первым в мире искусственным спутником Луны, первым КА, ставшим искусственным спутником другого тела солнечной системы.

6 июля 1966 г. Запущена научная станция «Протон-3» для комплексного исследования космических частиц с высокими энергиями.

24 августа 1966 г. Стартовала АМС «Луна-11» с аппаратом Е-6 с целью создания второго искусственного спутника Луны.

28 ноября 1966 г. Первый пуск РН «Союз», предназначенной для запусков КА типа «Зенит».

12 июня 1967 г. Запущена автоматическая межпланетная станция «Венера-4».

18 октября 1967 г. Впервые в мире АМС «Венера-4» плавно спустилась в атмосфере Венеры.

7 ноября 1967 г. Введена в эксплуатацию первая в мире система спутникового распределительного телевидения «Орбита».

29 ноября 1967 г. Создана космическая система спутниковой связи «Орбита» с использованием космического аппарата «Молния-1» для связи Москвы с Владивостоком.

14 сентября 1968 г. Запущена АМС «Венера-16», совершившая мягкую посадку на Венеру.

16 ноября 1968 г. Запущена научная станция «Протон-4» для изучения космических лучей и взаимодействия с веществом сверхвысоких энергий.

14 января 1969 г. Запущен космический корабль «Союз-4» с В.А. Шаталовым на борту и КК «Союз-5» для создания первой в мире космической станции. А.С. Елисеев и Е.В. Хрунов осуществили переход из корабля через открытый космос в другой корабль.

26 марта 1969 г. Запущен ИСЗ «Метеор-1» — первый метеорологический спутник СССР.

20 июля 1969 г. Первая высадка людей на Луну (американские астронавты Н. Армстронг и Э. Олдрин) на КК «Apollo-11».

8 августа 1969 г. Запущен КА «Зонд-7» для облета и фотографирования Луны и Земли из космоса.

1 июня 1970 г. РН «Союз» осуществлен запуск пилотируемого космического корабля «Союз-9» с экипажем из А.Г. Николаева и В.И. Севастьянова.

17 августа 1970 г. Запущена АМС «Венера-7».

12 сентября 1970 г. Запущена «Луна-16», доставившая на Землю образцы лунного грунта. Первая доставка образцов вещества другого небесного тела на Землю при помощи автоматических средств.

17 ноября 1970 г. Впервые в истории космонавтики на Луну доставлен самоходный автоматический аппарат «Луноход-1», управляемый экипажем с Земли.

2 декабря 1970 г. Запущен КА «Марс-3» — первый в мире космический аппарат, успешно осуществивший посадку на марсианскую поверхность на парашютной системе.

19 апреля 1971 г. С космодрома Байконур трехступенчатой РН «Протон» выведена на орбиту первая отечественная орбитальная станция «Салют».

6 июня 1971 г. РН «Союз» осуществлен запуск ПКК «Союз-11».

27 марта 1972 г. Запущена АМС «Венера-8». Станция прошла более 300 млн км, достигла Венеры 22 июля 1972 г., совершила посадку на поверхность Венеры на дневной стороне и впервые определила содержание естественных радиоактивных элементов в породе. Во время снижения получены и передавались данные о температуре, давлении, скорости ветра, составе атмосферы и уровне освещенности. Прием телеметрии после посадки продолжался 50 минут. Температура атмосферы после посадки 743 К, давление 93 бар. Проведены измерения состава пород по гамма-излучению.

8 января 1973 г. Стартовала автоматическая станция «Луна-21», доставившая на поверхность Луны «Луноход-2». АМС проработала 150 земных (5 лунных) суток. За 176 часов 16 минут исследования проведены на трассе длиной 37 км.

22 июля 1973 г. Впервые АМС «Венера-8» опустилась на освещенное полушарие Венеры. Обеспечена мягкая посадка и передача информации с поверхности планеты.

26 марта 1974 г. С космодрома Байконур РН «Протон» с дополнительным разгонным блоком выведен первый КА на геостационарную орбиту.

26 июня 1974 г. Запущена орбитальная станция «Салют-3» для осуществления первых пилотируемых полетов по программе комплекса «Алмаз».

3 июля 1974 г. Осуществлен запуск ПКК «Союз-14».

26 декабря 1974 г. Запуск орбитальной станции «Салют-4».

8 июня 1975 г. Стартовала АМС «Венера-9», орбитальный отсек стал первым искусственным спутником Венеры.

14 июня 1975 г. Стартовала АМС «Венера-10».

15 июля 1975 г. Первый в истории космонавтики совместный полет космических кораблей двух стран — «Союза-19» (СССР) и «Аполло» (США).

17 июля 1975 г. Первая в истории космонавтики стыковка двух пилотируемых кораблей «Союз-19» и «Аполло».

22 декабря 1975 г. Запущен на орбиту первый отечественный геостационарный телекоммуникационный спутник «Радуга», и начаты летные испытания.

19 июня 1976 г. Осуществлен первый запуск автоматической универсальной орбитальной станции «Интеркосмос-15».

6 июля 1976 г. Старт КК «Союз-21» для работы на орбитальной станции (ОС) «Салют-5».

15 сентября 1976 г. Первая автоматическая посадка летающей лаборатории с системой управления орбитального корабля «Буран».

26 октября 1976 г. Выведен на геостационарную орбиту первый в мире спутник непосредственного телевизионного вещания серии «Экран».

15 декабря 1976 г. Запущен навигационный спутник «Цикада».

24 июня 1977 г. Состоялся первый пуск РН «Циклон-3» на стартовом комплексе космодрома «Плесецк».

29 сентября 1977 г. Выведена на орбиту долговременная орбитальная станция «Салют-6».

15 июня 1978 г. Запущен КК «Союз-29».

27 июня 1978 г. Осуществлен запуск ПКК «Союз-30» по программе «Интеркосмос».

3 ноября 1978 г. Запущена геофизическая ракета «Вертикаль-1» для продолжения исследований атмосферы и ионосферы Земли.

19 декабря 1978 г. Запуск первого спутника связи «Горизонт». Всего запущено 35 КА.

6 июня 1979 г. РН «Союз» осуществлен запуск беспилотного КК «Союз-34».

6 июля 1979 г. Запущен ИСЗ «Горизонт» для круглосуточной дальней телефонно-телеграфной радиосвязи и передачи программ ТВ.

5 июня 1980 г. РН «Союз» осуществлен запуск ПКК «Союз Т-2».

17 декабря 1981 г. Запущен спутник «Радио».

4 июня 1982 г. Запуск беспилотного аппарата «Бор-4», представляющего собой копию орбитального самолета системы «Спираль».

24 июня 1982 г. Старт КК «Союз Т-6».

22 сентября 1982 г. Запуск ИСЗ «Космос-1409» для решения задач системы предупреждения о ракетном нападении.

12 октября 1982 г. Запуск первых трех спутников глобальной спутниковой навигационной системы (ГЛОНАСС).

23 декабря 1982 г. Первый пуск РН «Союз».

2 июня 1983 г. Запущена автоматическая межпланетная станция «Венера-15» для радиолокационного картографирования северного полушария Венеры.

7 июня 1983 г. Запущена АМС «Венера-16».

27 июня 1983 г. Осуществлен запуск ПКК «Союз Т-9».

18 января 1984 г. Впервые в мире из железнодорожной пусковой установки произведен пуск межконтинентальной баллистической ракеты 15Ж52 (SS-24), головной разработчик — ГКБ «Южное».

11 июня 1984 г. Первый запуск КА обзорного наблюдения «Зенит-8».

25 июля 1984 г. Впервые в мире осуществлен выход в открытый космос и работа в открытом космосе женщины-космонавта С.Е. Савицкой.

6 июня 1985 г. РН «Союз» осуществлен запуск ПКК «Союз Т-13».

17 сентября 1985 г. Запущен КК «Союз Т-14».

3 января 1986 г. Второй экспериментальный полет в атмосфере орбитального корабля «Буран».

27 июня 1988 г. Запуск беспилотного аппарата «Бор-5», геометрически подобной модели ОК «Буран».

7 июля 1988 г. Запущена межпланетная станция «Фобос-1» для проведения комплексного исследования планеты Марс и его спутника Фобоса, Солнца и межпланетного пространства.

12 июля 1988 г. Запущена межпланетная станция «Фобос-2» для проведения комплексного исследования планеты Марс и его спутника Фобоса, Солнца и межпланетного пространства.

4 июля 1989 г. Запущен ИСЗ «Надежда» для определения местонахождения судов и самолетов, терпящих бедствие.

3 сентября 1993 г. Подписано соглашение о создании международной космической станции (МКС).

29 июня 1995 г. Впервые осуществлена стыковка орбитального комплекса «Мир» с американским «Atlantis».

8 июля 1999 г. Запущен КА «Молния-3» для обеспечения радиосвязи и телеметрии.

24 июня 2000 г. Запущен телекоммуникационный спутник нового поколения «Экспресс-А» № 3.

28 июня 2000 г. Впервые осуществлен пуск РН «Космос-3М» на солнечно-синхронную орбиту с КА «Надежда».

15 октября 2003 г. Первый запуск китайского пилотируемого КК «Shenzhou 5».

10 декабря 2003 г. На средневысокую круговую орбиту запущен первый навигационный спутник серии «ГЛОНАСС-М».

24 июня 2005 г. На геостационарную орбиту запущен тяжелый телекоммуникационный КА «Экспресс-АМЗ».

1.3. Краткие сведения о космосе

В практической космонавтике под космическим пространством понимают не Вселенную в целом, а пространство за пределами земной атмосферы. В космическом пространстве выделяют отдельные области, характеризующиеся различными свойствами: околоземное пространство, межпланетное пространство, межзвездное пространство и т.д. Наряду с этими терминами используются такие термины, как ближний космос, дальний космос, открытый космос, характеризующие высоту полета объекта относительно Земли.

Материя во Вселенной распределена неравномерно. Большая ее часть сосредоточена в сравнительно плотных космических телах. Промежутки между ними заполнены сильно разреженной материей. Космические тела группируются в системы.

Солнечная система в качестве центрального тела имеет Солнце, ближайшую к Земле звезду. Солнце представляет собой газообразное раскаленное небесное тело шарообразной формы. В нем сосредоточено более 99 % массы Солнечной системы. Среднее расстояние от Земли до Солнца 149,6 млн км, угловой диаметр Солнца на этом расстоянии — $31'59,26''$.

Внешние, доступные непосредственным наблюдениям слои Солнца образуют его атмосферу. Почти все видимое излучение Солнца исходит из нижней части солнечной атмосферы — фотосферы, толщина которой составляет 100–300 км. Над фотосферой расположена хромосфера, простирающаяся до 14 тыс. км над видимым краем Солнца. Выше хромосферы расположена наиболее разреженная часть атмосферы Солнца — солнечная корона, простирающаяся на высоту, равную нескольким радиусам Солнца. В течение долгого времени солнечная корона наблюдалась только во время полных солнечных затмений. С помощью изобретенного в 1930 г. внезатменного коронографа такие наблюдения могут проводиться и вне затмений.

В фотосфере Солнца можно наблюдать солнечные пятна и факелы. Солнечные пятна состоят обычно из темного ядра и окружающей их полутени. Диаметр их достигает 200 тыс. км. Температура пятен около 4500 К, т.е. ниже температуры окружающей фотосферы. Яркость ядер пятен в связи с этим в 2–5 раз ниже яркости фотосферы; именно поэтому — вследствие контраста — пятна и кажутся темными. Средняя продолжительность цикла активности солнечных пятен равна 11,07 года (изменяется от 7,5 до 16 лет).

Факелы представляют собой фотосферные образования, наблюдаемые в белом свете особенно хорошо у краев диска Солнца. Факелы несколько

возвышаются над фотосферой и более нагреты (их температура на несколько сот градусов выше температуры фотосферы).

Протуберанцы наблюдаются на краю диска Солнца и представляют собой образования из светящихся газов самой разнообразной формы: в виде струй, фонтанов, облаков, арок и т.п. Размеры их достигают сотен тысяч километров, средняя высота над поверхностью Солнца составляет от 30 до 50 тыс. км.

Характеристики Солнца

Радиус $R_{\odot} = (6,960 \pm 0,01) \cdot 10^{10}$ см = $109,2R_3 \approx 7 \cdot 10^{10}$ см.

Масса $M_{\odot} = (1,991 \pm 0,02) \cdot 10^{33}$ г = $332946M_3 \approx 2 \cdot 10^{33}$ г (более 99 % массы Солнечной системы).

Возраст $\approx 4,5 \cdot 10^9$ лет.

Площадь поверхности $S = 6,069 \cdot 10^{22}$ см².

Объем $V_{\odot} = 1,4095 \cdot 10^{33}$ см³ = $1303800V_3 \approx 1,4 \cdot 10^{33}$ см³.

Средняя плотность 1,410 г/см³.

Плотность в центре Солнца ≈ 160 г/см³.

Температура в центре Солнца $\approx 1,5 \cdot 10^7$ К.

Ускорение свободного падения на поверхности $g_{\odot} = (2,7398 \pm 0,0004) \cdot 10^4$ см/с².

Параболическая скорость на поверхности Солнца 617,7 км/с.

Светимость $L_{\odot} = (3,86 \pm 0,003) \cdot 10^{33}$ эрг/с = $3,86 \cdot 10^{26}$ Вт $\approx 1,18 \cdot 10^{41}$ эрг/год.

Спектральный класс *dG2V* (желтый карлик).

Сидерический период обращения на экваторе $\approx 25,0$ суток.

Угловая скорость обращения на экваторе $\approx 2,90 \cdot 10^{-6}$ рад/с.

Линейная скорость обращения на экваторе $\approx 2,0$ км/с.

Момент инерции $5 \cdot 10^{53}$ г · см².

Угловой момент $6,11 \cdot 10^{48}$ г · см²/с.

Наклон экватора к эклиптике $7^{\circ} 15'$.

Характеристики солнечного ветра на расстоянии 1 а.е. в плоскости эклиптики:

- скорость 300–900 км/с,
- плотность 1–30 частиц/см³,
- напряженность магнитного поля $\sim 5 \cdot 10^5$ Гс,
- температура (5–15) 10^5 К,
- состав: протоны, электроны, ядра гелия (2–20 %) и др. (< 0,1 %).

Параллакс Солнца на среднем расстоянии Земли от Солнца $\pi = 8,794'' \pm 0,002'' = 4,263 \cdot 10^{-5}$ рад (изменяется от 8,65'' до 8,94'').

Среднее расстояние от Земли до Солнца (астрономическая единица, а.е.) равно $(1,4960 \pm 0,0003) \cdot 10^{13}$ см.

Среднее расстояние в перигелии $1,4710 \cdot 10^{13}$ см.

Среднее расстояние в афелии $1,5210 \cdot 10^{13}$ см.

Средний угловой диаметр Солнца $31' 59,26''$ ($1919,26''$), изменяется от $32' 31,4''$ (в январе) до $31' 27,2''$ (в июле) или от $1951,4''$ до $1887,2''$ ($1''$ на поверхности Солнца в среднем соответствует $725,3$ км, $1' = 43\,518$ км).

Солнечная система имеет следующие планеты.

Меркурий — ближайшая к Солнцу большая планета Солнечной системы. Среднее расстояние от Солнца $0,387$ а.е. ($57,9$ млн км). Вследствие значительного эксцентриситета орбиты ($e = 0,206$) расстояние Меркурия от Солнца изменяется от 46 до 70 млн км; наклон орбиты к плоскости эклиптики $7^\circ 0'$. Время обращения вокруг Солнца (сидерический, или звездный, период обращения) равно 87 суткам 23 ч 16 мин ($0,24$ года). С Земли Меркурий можно наблюдать недалеко от Солнца (не далее 28° , или вечером сразу после заката, или утром перед восходом Солнца); блеск Меркурия изменяется от $+3,5$ до $-2,0$ звездной величины. Диаметр планеты равен 4840 км ($0,38$ диаметра Земли), масса $0,545$ массы Земли; средняя плотность $5,43$ г/см³. У Меркурия наблюдаются фазы, аналогичные фазам Луны. Спутников Меркурий не имеет.

Венера — вторая по порядку от Солнца большая планета Солнечной системы. Среднее расстояние от Солнца $0,723$ а.е. ($108,16$ млн км). Эксцентриситет орбиты Венеры, наименьший в Солнечной системе, равен $0,0068$; наклон орбиты к плоскости эклиптики $3^\circ 9'$; время обращения вокруг Солнца (сидерический, или звездный, период обращения) равно 224 суткам 16 ч 49 мин ($0,62$ года). Венера видна на небе как самая яркая желтоватая звезда утром на востоке или вечером на западе («утренняя» и «вечерняя» звезда); блеск Венеры изменяется от $-3,3$ до $-4,3$ звездной величины. Экваториальный диаметр Венеры $12103,6$ км, или $0,949$ диаметра Земли; масса $0,815$ массы Земли; средняя плотность $5,24$ г/см³. У Венеры наблюдаются фазы, аналогичные фазам Луны. Венера имеет протяженную атмосферу, открытую в 1761 г. М.В. Ломоносовым. Спутников Венера не имеет.

Земля — третья по порядку от Солнца большая планета Солнечной системы. Земля движется вокруг Солнца по эллиптической орбите, большая полуось которой составляет $149,60$ млн км, а эксцентриситет $0,0167$. Период обращения вокруг Солнца (сидерический, или звездный, период обращения) равен 365 суткам 6 ч 9 мин 10 с. Плотность равна $5,52$ г/см³; диаметр — $12756,28$ км.

У Земли один спутник — Луна. Луна — ближайшее к Земле небесное тело. Диаметр равен 3476 км, масса составляет $1/81,53$ массы Земли, средняя плотность равна $3,33$ г/см³. Орбита Луны представляет собой эллипс с большой полуосью в $384\,395$ км и эксцентриситетом $0,055$.

Марс — четвертая по порядку от Солнца большая планета Солнечной системы, имеющая следующие характеристики: среднее расстояние от Солнца 1,524 а.е. (227,99 млн км), эксцентриситет орбиты 0,093, наклон орбиты к плоскости эклиптики $1^{\circ}51'$, период обращения вокруг Солнца 686 суток 23 ч 31 мин (1,88 года), плотность $3,94 \text{ г/см}^3$, диаметр 6 794 км, масса 0,107 массы Земли. Марс имеет вид яркого (звездная величина изменяется от +2,0 до -2,7) звездообразного светила, относительно быстро перемещающегося среди звезд.

У Марса два спутника: Фобос и Деймос. Фобос имеет диаметр около 15 км, расстояние от центра планеты 9380 км, сидерический период обращения 7 ч 39 мин, эксцентриситет орбиты 0,017. Деймос имеет диаметр около 8 км, расстояние от центра планеты 23500 км, сидерический период обращения 1 сутки 6 ч 18 мин, эксцентриситет орбиты 0,003.

Малые планеты (астероиды) — это небольшие тела, движущиеся вокруг Солнца по эллиптическим орбитам, большая часть которых расположена между орбитами Марса и Юпитера. Первая малая планета, названная Церерой, была открыта в 1801 г.; с 1847 г. открытия астероидов происходят ежегодно. Общее число их, доступных для наблюдения с помощью современных телескопов, оценивается в 50–70 тысяч. Общая масса всех учтенных астероидов составляет около 1/1000 массы Земли. Существует мнение, что астероиды появились в результате распада одной большой планеты (Фазтон), затем последовали столкновения осколков и их дальнейший распад. Согласно другой гипотезе, астероиды являются обломками нескольких тел типа крупных малых планет, которые могли возникнуть при образовании планет из газопылевого облака, а затем дробились при столкновениях друг с другом.

Юпитер — пятая по порядку от Солнца большая планета Солнечной системы. Среднее расстояние от Солнца равно 5,203 а.е. (778,36 млн км); эксцентриситет орбиты 0,0484; наклон орбиты к плоскости эклиптики $1^{\circ}18'$; время обращения вокруг Солнца 4332 суток 14 ч 7 мин (11,86 года); экваториальный диаметр 142984 км (11,209 диаметра Земли); масса 317,833 массы Земли; средняя плотность $1,33 \text{ г/см}^3$. Звездная величина Юпитера изменяется от -1,2 до -2,7. В телескоп виден диск эллиптических очертаний (сжатие Юпитера 1/16, т.е. полярный диаметр короче экваториального почти на 9000 км). К числу более или менее постоянных образований на поверхности Юпитера относится красное пятно, имеющее вид овала длиной около 50000 км и шириной 10000 км.

Спутники Юпитера (открыты Г. Галилеем в 1610 г.):

– Ио — среднее расстояние от планеты 421000 км; сидерический период обращения 1 сутки 18 ч 28 мин; диаметр 3700 км;

– Европа — среднее расстояние от планеты 671000 км; сидерический период обращения 3 суток 13 ч 14 мин; диаметр 3000 км;

– Ганимед — среднее расстояние от планеты 1070000 км; сидерический период обращения 7 суток 3 ч 43 мин; диаметр 5150 км;

– Каллисто — среднее расстояние от планеты 1882000 км; сидерический период обращения 16 суток 16 ч 32 мин; диаметр 5180 км.

Сатурн — шестая по порядку от Солнца большая планета Солнечной системы имеет следующие характеристики: среднее расстояние от Солнца 9,55 а.е. (1 427,01 млн км); эксцентриситет орбиты 0,056; наклон орбиты к плоскости эклиптики $2^{\circ}29'$; сидерический период обращения вокруг Солнца 10 759 суток 4 ч 49 мин (29,42 года); экваториальный диаметр 120 536 км, или 9,45 экваториального диаметра Земли; масса 95,159 массы Земли; средняя плотность $0,69 \text{ г/см}^3$. Видимая поверхность Сатурна представляет собой облачный покров с переменными деталями. Звездная величина изменяется от +1,4 до -0,4. При наблюдениях в телескоп Сатурн имеет весьма своеобразный вид благодаря кольцам, вращающимся вокруг планеты. Три тонких плоских концентрических кольца Сатурна находятся в плоскости экватора планеты. Внешний радиус наружного кольца составляет 137000 км. Толщина колец ничтожна: менее 15 км. Кольца состоят из твердых частиц в основном с размерами порядка 1 м.

Спутники Сатурна (наиболее крупные):

– Мимас, имеет среднее расстояние от планеты 186000 км, сидерический период обращения 22 ч 37 мин, диаметр 650 км;

– Энцелад, имеет среднее расстояние от планеты 238000 км, сидерический период обращения 1 сутки 8 ч 53 мин, диаметр 800 км;

– Тетия, имеет среднее расстояние от планеты 295000 км, сидерический период обращения 1 сутки 21 ч 18 мин, диаметр 1300 км;

– Диона, имеет среднее расстояние от планеты 377000 км, сидерический период обращения 2 суток 17 ч 41 мин, диаметр 1100 км;

– Рея, имеет среднее расстояние от планеты 527000 км, сидерический период обращения 4 суток 12 ч 25 мин, диаметр 1750 км;

– Титан, имеет среднее расстояние от планеты 1220000 км, сидерический период обращения 15 суток 22 ч 41 мин, диаметр 4400 км;

– Япет, имеет среднее расстояние от планеты 3560000 км, сидерический период обращения 79 суток 7 ч 55 мин, диаметр 1700 км.

Уран — седьмая по порядку от Солнца большая планета Солнечной системы имеет следующие характеристики: среднее расстояние от Солнца 19,22 а.е. (2875,7 млн км); эксцентриситет орбиты 0,0472; наклон орбиты к плоскости эклиптики $46' 23''$; сидерический период обращения вокруг Солнца 30685 суток 22 ч 19 мин (83,75 года); диаметр 51 118 км, или 4,007 диаметра Земли; масса 14,500 массы Земли; средняя плотность $1,27 \text{ г/см}^3$; период вращения вокруг оси 10,7 ч. Уран имеет вид звезды 6-й звездной величины; при сильном увеличении виден диск, на котором каких-либо полос и пятен почти незаметно. Уран открыт В. Гершелем в 1781 г.

Спутники Урана (наиболее крупные):

- Ариэль, имеет среднее расстояние от планеты 192000 км, сидерический период обращения 2 суток 12 ч 29 мин, диаметр 950 км;
- Умбриель, имеет среднее расстояние от планеты 267000 км, сидерический период обращения 4 суток 3 ч 28 мин, диаметр 700 км;
- Титания, имеет среднее расстояние от планеты 438000 км, сидерический период обращения 8 суток 16 ч 56 мин, диаметр 1700 км;
- Оберон, имеет среднее расстояние от планеты 586000 км, сидерический период обращения 13 суток 11 ч 7 мин, диаметр 1500 км.

Нептун (открыт в 1846 г. по вычислениям, произведенным У. Лаврье) — восьмая по порядку от Солнца большая планета Солнечной системы — обладает следующими характеристиками: среднее расстояние от Солнца 30,11 а.е. (4504,39 млн км); эксцентриситет орбиты 0,0086; наклон орбиты к плоскости эклиптики $1^{\circ}46'$; период обращения вокруг Солнца 60187 суток 15 ч 21 мин (163,72 года); диаметр 49528 км, или 3,88 диаметра Земли; масса 17,236 массы Земли; средняя плотность $1,65 \text{ г/см}^3$. Звездная величина равна $7,4 \div 8,0$.

Спутники Нептуна:

- Тритон, имеет среднее расстояние от планеты 354000 км, сидерический период обращения 5 суток 21 ч 3 мин, диаметр 5000 км;
- Нереида, имеет среднее расстояние от планеты 5570000 км, сидерический период обращения 359,4 суток, диаметр 300 км.

Плутон (открыт американским астрономом К. Томбоу в 1930 г. по результатам вычислений П. Ловелла) — девятая, самая далекая от Солнца большая планета Солнечной системы — имеет характеристики: среднее расстояние от Солнца 39,44 а.е. (5900,14 млн км); эксцентриситет 0,2470; наклон орбиты к плоскости эклиптики $17^{\circ}7'$; сидерический период обращения вокруг Солнца 91214 средних солнечных суток (248,02 года); средняя плотность $1,9 \text{ г/см}^3$; диаметр 2390 км; масса 0,003 массы Земли. Плутон виден на небе как желтоватая звезда 14–15-й звездной величины.

У Плутона один спутник — Харон.

Сравнительные характеристики планет приведены в табл. 1.1.

Центральное тело Солнечной системы, Солнце, генерирует и излучает в космическое пространство два основных потока энергии: *электромагнитное излучение (солнечная радиация)* и *корпускулярное излучение (солнечный ветер)*. Энергетические потоки обладают высокой мощностью в пределах близко расположенных от светила космических тел. До далеких от Солнца тел потоки энергии доходят сильно ослабленными, а потому их значение в энергетическом балансе планет становится меньшим. Тем не менее тепловое поле поверхности всех планет Солнечной системы создается почти исключительно солнечной радиацией. Вот почему для планет внутренней группы (Меркурия, Венеры, Земли и Марса) значение солнечной энергии особенно велико. Радиоизлучение — электромагнит-

1. Общие сведения о космонавтике

ное излучение Солнца в диапазоне от миллиметровых до метровых волн, возникающее в области от нижней хромосферы до солнечной короны. Различают тепловое радиоизлучение «спокойного» Солнца, излучение активных областей в атмосфере над солнечными пятнами и спорадическое излучение, связанное обычно со вспышками на Солнце.

Таблица 1.1

Основные характеристики планет Солнечной системы

Планеты	Расстояние от Солнца, а.е.	Диаметр, относит.	Масса, относит.	Плотность, кг/м ³	Длина дня, ч	Орбитальный период, год	Спутники, шт.
Меркурий	0,387	0,383	0,0553	5427	4222,6	0,241	0
Венера	0,723	0,949	0,8150	5243	2802,0	0,615	0
Земля	1,000	1,000	1,0000	5515	24,0	1,000	1
Марс	1,520	0,533	0,1070	3933	24,7	1,880	2
Юпитер	5,200	11,210	317,8000	1326	9,9	11,900	28
Сатурн	9,580	9,450	95,2000	687	10,7	29,400	30
Уран	19,200	4,010	14,5000	1270	17,2	83,700	21
Нептун	30,050	3,880	17,1000	1638	16,1	163,700	8
Плутон	39,240	0,187	0,0021	1750	153,3	248,000	1

Совокупность всех видов квантов, расположенных последовательно с возрастанием их энергии, называется спектром электромагнитного излучения Солнца. Соответственно спектр солнечной радиации можно выразить через волны различной длины. Непрерывный спектр электромагнитного излучения условно разделен по длине волн на диапазоны: гамма-излучение, рентгеновское, ультрафиолетовое. Все это ультракоротковолновая радиация, характеризующаяся высокими значениями энергии и невосприятием ее человеческим глазом. Далее следует оптический, или световой, диапазон. За ним опять идут два невидимых диапазона электромагнитных волн: инфракрасный и радиоволны. Солнечный спектр — распределение энергии электромагнитного излучения Солнца в диапазоне длин волн от нескольких долей нанометра (гамма-излучение) до метровых радиоволн. В видимой области солнечный спектр близок к спектру абсолютно черного тела при температуре около 5800 К; имеет энергетический максимум в области 430–500 нм. Солнечный спектр является

непрерывным, на него наложены более 20 тысяч линий поглощения (фраунгоферовых линий) различных химических элементов.

Солнечный магнетизм — магнитные поля на Солнце, упорядочивающие движение солнечной плазмы, обуславливающие солнечные вспышки, существование протуберанцев и т.д. Средняя напряженность магнитного поля в фотосфере 1 Э (79,6 А/м), локальные магнитные поля, например в области солнечных пятен, могут достигать нескольких тысяч эрстед. Периодические усиления солнечного магнетизма определяют солнечную активность. Источник солнечного магнетизма — сложные движения плазмы в недрах Солнца.

Солнечная постоянная — полная солнечная энергия, падающая на единицу площади верхних слоев земной атмосферы за единицу времени, рассчитанная с учетом среднего расстояния от Земли до Солнца. Ее значение равно примерно $1,35 \text{ кВт/м}^2$. Вопреки названию, эта величина не остается строго постоянной, слегка изменяясь в ходе солнечного цикла. В частности, появление большой группы солнечных пятен уменьшает ее примерно на 1 %. Наблюдаются и более долговременные изменения.

Существует еще один вид выбросов Солнца в космическую среду — *солнечный ветер*. Солнечный ветер — это непрерывный поток плазмы солнечного происхождения, распространяющийся приблизительно радиально от Солнца и заполняющий собой Солнечную систему до гелиоцентрических расстояний (~ 100 а.е.). Солнечный ветер образуется при газодинамическом расширении *солнечной короны* в межпланетное пространство. При высоких температурах, которые существуют в солнечной короне (около 1,5 млн К), давление вышележащих слоев не может уравновесить газовое давление вещества короны и корона расширяется.

Средние характеристики солнечного ветра приведены в табл. 1.2. Впервые поток плазмы солнечного происхождения был зарегистрирован на второй советской космической ракете «Луна-2» в 1959 г. Существование постоянного истечения плазмы из Солнца было доказано в результате многомесячных измерений на американском АМС «Маринер-2» в 1962 г.

Таблица 1.2

Средние характеристики солнечного ветра на орбите Земли

Скорость	400 км/с
Плотность протонов	6 см^{-3}
Температура протонов	$5 \cdot 10^4 \text{ К}$
Температура электронов	$1,5 \cdot 10^5 \text{ К}$
Напряженность магнитного поля	$5 \cdot 10^5 \text{ Э}$
Плотность потока протонов	$2,4 \cdot 10^8 \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$
Плотность потока кинетической энергии	$0,3 \text{ эрг см}^{-2}\text{с}^{-1}$

Помимо основных составляющих солнечного ветра (протонов и электронов), в его составе также обнаружены α -частицы, высокоионизованные ионы кислорода, кремния, серы, железа. При анализе газов, захваченных в экспонированных на Луне образцах фольги, найдены атомы Ne и Ar. Средний химический состав солнечного ветра приведен в табл. 1.3.

Таблица 1.3
Относительный химический состав солнечного ветра

Элемент	Относительное содержание
H	$9,6 \cdot 10^{-1}$
^3He	$1,7 \cdot 10^{-5}$
^4He	$4 \cdot 10^{-2}$
O	$5 \cdot 10^4$
Ne	$7,5 \cdot 10^{-5}$
Si	$7,5 \cdot 10^{-5}$
Ar	$3 \cdot 10^{-6}$
Fe	$4,7 \cdot 10^{-5}$

Ионизационное состояние вещества солнечного ветра соответствует тому уровню в короне, где время рекомбинации становится малым по сравнению со временем расширения, т.е. на расстоянии $(1,5 - 2)R_{\odot}$. Измерения ионизационной температуры ионов солнечного ветра позволяют определять электронную температуру солнечной короны.

Межпланетная среда в Солнечной системе содержит межпланетную пыль, электрически заряженные солнечные частицы и нейтральный газ из межзвездной среды. Заряженные частицы представлены электронами, протонами и гелиевыми ядрами (альфа-частицы), которые, устремляясь от Солнца, образуют солнечный ветер. Атомы нейтрального водородного и гелиевого газов постушают в окрестность Солнца из межзвездной среды. Из-за влияния солнечного ионизирующего излучения время жизни этих атомов в нейтральном состоянии (на расстоянии от Солнца до Земли) составляет около двадцати дней.

Межпланетное пространство заполнено также магнитным полем. Если бы межпланетное пространство было вакуумом, то единственными магнитными полями в нем могли быть лишь поля Солнца и планет, а также поле галактического происхождения, которое простирается вдоль спиральных ветвей нашей Галактики. При этом поля Солнца и планет в межпланетном пространстве были бы крайне слабы. На самом деле межпланетное пространство не является вакуумом, а заполнено ионизованным газом, испускаемым Солнцем (солнечным ветром). Концентрация этого газа — $1-10$ ионов/см³, типичные величины скоростей — $300-800$ км/с, температура близка к 10^5 К (напомним, что температура короны 210^6 К).

Поскольку газ солнечного ветра почти полностью ионизованный, то его электропроводность очень велика (102 См/см). Проникновение магнитного поля в такой проводник невозможно. Движущийся солнечный ветер будет уносить солнечное магнитное поле в межпланетное пространство. Так как поток плазмы начинается в короне Солнца (или ниже нее), то в солнечном ветре имеются магнитные поля. Величина магнитных полей на Солнце составляет от 1 до 1000 Гс. Поток солнечной плазмы «выметает» из внутренней части солнечной системы планетные и галактические магнитные поля. Солнечный ветер будет «гнать» галактическое поле перед собой до тех пор, пока не будет достигнуто динамическое равновесие между давлением солнечного ветра и давлением галактической среды. Это происходит на расстоянии от 10 до 100 астрономических единиц. Следовательно, межпланетное пространство ограничено полостью в галактической среде, размеры которой дают верхнюю границу величины солнечно-межпланетного магнитного поля. Силовые линии магнитного поля солнечного ветра простираются в межпланетное пространство за орбиту Земли, при этом один их конец находится на Солнце. Характеристики солнечного ветра и межпланетных магнитных полей нерегулярны и асимметричны из-за волокнистой структуры короны, нерегулярностей магнитных полей в фотосфере и т.д. Радиальная компонента межпланетного магнитного поля B_R должна уменьшаться обратно пропорционально квадрату расстояния от Солнца. Она может быть выражена через величину радиальной компоненты поля на поверхности Солнца. Истечение плазмы из Солнца происходит таким образом, что плазма просто отталкивает силовые линии поля и покидает Солнце в радиальном направлении. Если бы Солнце не вращалось, то такое радиальное истечение плазмы привело бы к тому, что силовые линии магнитного поля были бы также радиальны и параллельны движению частиц. Поскольку Солнце вращается, то магнитное поле приобретает поперечную компоненту (в плоскостях, перпендикулярных оси вращения) и силовые линии магнитного поля становятся спиральными. Направление спирального поля можно оценить, если предположить, что один конец силовой линии закреплен на Солнце и вращается вместе с ним. Тогда частицы, которые непрерывно испускаются данной областью вращающейся короны, будут двигаться в экваториальной плоскости по спиралям Архимеда. Таким образом, межпланетное магнитное поле приобретает и поперечную компоненту B . Можно оценить, что вблизи орбиты Земли угол спирали с радиусом составляет около 45° и радиальная и поперечная компоненты равны.

1.4. Двигатели для космического пространства

Ракетным двигателем (РД) называют реактивный двигатель, не использующий для своей работы из окружающей среды ни энергию, ни рабочее тело. Таким образом, РД — установка, имеющая источник энергии и запас рабочего тела и предназначенная для получения тяги путем преобразования любого вида энергии в кинетическую энергию рабочего тела, отбрасываемого от двигателя в окружающую среду.

Ракетные двигатели обладают тремя основными характерными особенностями:

1) автономность от окружающей среды. Под автономностью РД нельзя понимать независимость его параметров от окружающей среды, так как его выходные параметры в значительной степени зависят от окружающего давления (противодавления). Под автономностью следует понимать лишь способность РД работать без использования окружающей среды. Поэтому эти двигатели могут работать под водой, в атмосфере и в космическом (межпланетном) пространстве;

2) независимость тяги от скорости движения аппарата, так как тяга создается в нем за счет расхода запасов рабочего тела и энергии, имеющихся на этом аппарате. Поэтому эти двигатели способны функционировать при очень больших скоростях движения;

3) высокая концентрация подводимой энергии на единицу массы рабочего тела, обусловленная стремлением получить максимально возможную скорость истечения (отброса) реактивной струи, и, как следствие этого, большая энергонапряженность (теплонапряженность) рабочего процесса и малая удельная масса двигателя, приходящаяся на единицу развиваемой тяги.

Из рассмотренных основных характерных особенностей РД вытекают целесообразные области их применения. Большое значение при этом имеет вид запасенной энергии, находящейся на борту летательного аппарата (ЛА). На современном уровне техники можно использовать в РД энергию, запасенную в ядерной, электрической, тепловой и химической формах.

Двигатели, использующие ядерную, электрическую и тепловую энергию, составляют класс нехимических РД. Эти двигатели пока находятся в стадии теоретических разработок и опытных исследований.

Большинство практически применяемых в настоящее время РД используют химическую энергию, носителем которой является топливо. Топливо может быть одно-, двух- и многокомпонентным. Чаще всего используют двухкомпонентное топливо, состоящее из горючего и окислителя. Источником энергии в этом случае является реакция горения (экзотермическая, идущая с выделением тепла). Экзотермической реакцией может быть также реакция разложения некоторых веществ или ассоциация

(рекомбинация) атомов и радикалов. Химическая энергия топлива преобразуется в камере сгорания (КС) в тепловую энергию продуктов реакции (продуктов сгорания). Затем тепловая энергия в сопле переходит в кинетическую энергию вытекающих продуктов сгорания (ПС), в результате чего образуется реактивная сила (тяга).

Химические РД (в зависимости от агрегатного состояния топлива до его использования в двигателе) можно разделить на следующие основные группы: жидкостные ракетные двигатели; ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ); гибридные (комбинированные) ракетные двигатели (ГРД), использующие топливо смешанного агрегатного состояния.

Основной агрегат ЖРД, где создается тяга, — КС двигателя. На рис. 1.1 приведена камера ЖРД, работающая на двухкомпонентном топливе.

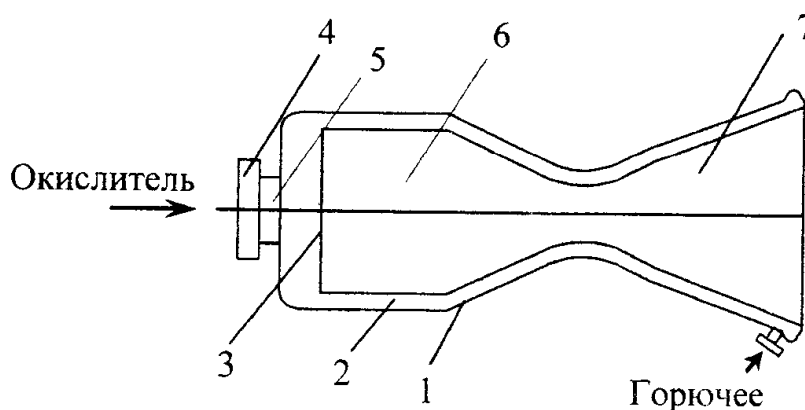


Рис. 1.1. Схема камеры ЖРД

Она состоит из камеры сгорания 6 и сопла 7, конструктивно представляющих собой одно целое. Камера сгорания имеет смесительную головку 4, на которой размещены специальные устройства — форсунки 3 и 5, служащие для подачи компонентов топлива в КС. Стенки камеры изготавливают, как правило, двойными для создания зазора между внутренней огневой стенкой 2 и наружной силовой рубашкой 1, связанных между собой с помощью гофр, ребер или выштамповок. По зазору протекает компонент или компоненты топлива, охлаждающие КС.

Рабочий процесс в камере ЖРД можно представить в следующем виде. Горючее и окислитель впрыскиваются под давлением в камеру сгорания через форсунки, дробятся на мелкие капли, перемешиваются, испаряются и воспламеняются. Воспламенение (зажигание) топлива может осуществляться химическими, пиротехническими и электрическими средствами (часто компоненты топлива являются самовоспламеняющимися).

Топливо после воспламенения горит при высоких давлениях (в некоторых случаях до 15–20 МПа и более). При горении топлива образуются газообразные продукты сгорания (рабочее тело), нагретые до высоких

температур (3000–4500 К), которые истекают из камеры сгорания в окружающее пространство через сопло. По мере движения ПС по длине сопла температура и давление их уменьшаются, а скорость возрастает, превышая скорость звука в минимальном (критическом) сечении сопла. На выходе из сопла скорость истечения достигает 2700–4500 м/с. Чем больше секундный расход массы и скорость газа на выходе из сопла, тем больше тяга, создаваемая КС.

Примерный характер изменения температуры T , давления P и скорости W топлива и газов по длине камеры ЖРД изображен на рис. 1.2. Высокие термо- и газодинамические параметры (давление, температура, скорость) газа, а также коррозионное и эрозионное воздействия ПС на стенку камеры создают чрезвычайно тяжелые условия ее работы. Обычно для надежной работы камеры помимо интенсивного наружного (регенеративного) охлаждения применяют специальные методы защиты: пристеночную зону с пониженной температурой газа (внутреннее охлаждение), специальные термостойкие покрытия стенок и т.д. Применение внутреннего охлаждения, как правило, уменьшает удельный импульс, что невыгодно, так как снижается экономичность двигательной установки.

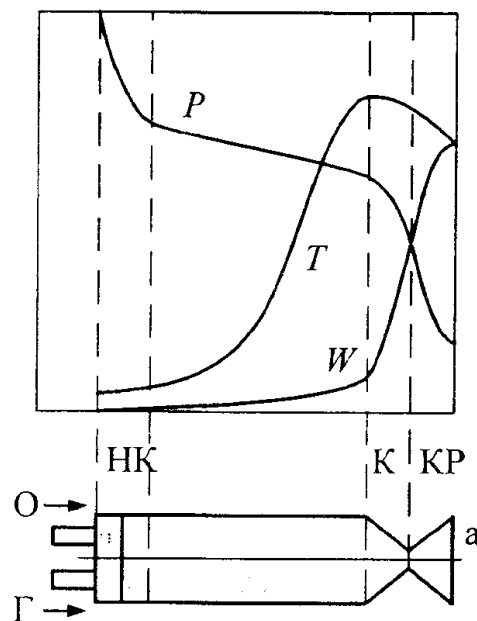


Рис. 1.2. Изменение давления P , температуры T и скорости движения продуктов сгорания W по длине камеры ЖРД:
 О — окислитель; Г — горючее; НК — сечение начала; К — сечение конца;
 КР — критическое сечение; а — сечение среза сопла

В общем же случае ЖРД состоит из КС (или нескольких камер), систем регулирования и подачи компонентов топлива, исполнительных устройств для создания управляющих моментов, соединительных магистралей и т.п. Система регулирования осуществляет автоматическое

поддержание или программированное изменение параметров в камере для обеспечения заданных величин тяги, определенного соотношения компонентов, устойчивой работы КС, а также управляет переходными процессами, например запуском и остановкой двигателя. Для системы регулирования применяют различные клапаны, редукторы, запальные устройства и другие элементы, называемые органами автоматики, назначение которых — осуществлять определенные операции в заданной последовательности.

Компоненты в камеру сгорания подают или с помощью вытеснительной системы подачи, или с помощью насоса. В последнем случае систему называют насосной. Обычно для привода насосов используют турбину. Поэтому агрегат, состоящий из насосов и турбин, называют турбонасосным (ТНА). Рабочее тело для привода турбины обычно получают в газогенераторе (ГГ). Моменты, управляющие ЛА, как правило, создаются либо поворотом камеры ЖРД относительно оси, либо изменением величины тяг неподвижных камер.

Таким образом, исходное химическое топливо является одновременно источником энергии и источником рабочего тела для получения тяги. Совокупность отмеченных признаков определяет класс химических РД, характерная особенность которых по сравнению с другими РД — высокие удельные расходы топлива (массовый расход топлива, приходящийся на единицу развиваемой тяги), вызванные необходимостью иметь на борту аппарата горючее и окислитель. В связи с этим время работы химических РД ограничено запасами топлива в аппарате, которые относительно невелики.

Топливо жидкостных ракетных двигателей (ЖРТ) является носителем химической энергии и источником массы рабочего тела и представляет собой расходуемые индивидуальные вещества или их совокупность, способные к химическим превращениям (горению, разложению) с выделением энергии и образованием рабочего тела — высокотемпературных продуктов. Эти продукты в конечном итоге используются для совершения механической работы. Для процесса горения, представляющего собой быстрое окисление, требуется окислитель и горючее.

По своему назначению ЖРТ подразделяют на основные, пусковые и вспомогательные. Основными являются топлива, создающие всю или основную долю тяги двигательной установки. Пусковое топливо используют в начальный период запуска двигателя для воспламенения несамовоспламеняющихся при контакте основных компонентов. На продуктах сгорания или разложения вспомогательного топлива могут работать турбины, рулевые сопла и другие агрегаты, не создающие непосредственно основную долю тяги двигателя.

По числу основных компонентов различают одно-, двух- и трехкомпонентные топлива. Современные ЖРД наиболее широко используют

двухкомпонентные жидкие топлива. Такое топливо сравнительно безопасно в эксплуатации, допускает широкий выбор компонентов. К числу трехкомпонентных топлив можно отнести топлива, состоящие из окислителя и горючего, обеспечивающих высокий уровень выделения тепла, и третьего компонента, продукты нагрева или разложения которого обладают малой молекулярной массой и, следовательно, большой работоспособностью и удельным импульсом. Третьим компонентом может быть водород, метан и другие легкие вещества. Исследуемые трехкомпонентные топлива в большинстве своем металлосодержащие, представляющие собой окислитель и горючее, в объеме которого равномерно распределены твердые частицы металла.

Двухкомпонентные топлива можно классифицировать по родственным окислителям, поскольку именно окислитель, содержание которого в различных топливах составляет 75–95 % (по массе), определяет особенности топливной композиции. Различают, в частности, кислородные, азотно-кислотные, азоттетроксидные, перекись-водородные, хлорные и фторные топлива.

В зависимости от реакционной способности окислителя и горючего при их непосредственном контакте топлива разделяют на самовоспламеняющиеся и несамовоспламеняющиеся. Самовоспламеняющиеся компоненты топлива во всем диапазоне эксплуатационных температур и давлений реагируют при контакте в жидкой фазе с выделением тепла, достаточного для воспламенения топливной смеси. Воспламенение несамовоспламеняющихся в обычных условиях топливных пар можно обеспечить каталитическим воздействием, введением в один из компонентов активизирующих присадок или подводом тепла от внешнего источника.

По интервалу температур сохранения жидкого состояния топлива или их компоненты подразделяют на высококипящие и низкокипящие.

Высококипящие компоненты топлива в условиях эксплуатации имеют температуру кипения выше 298 К и хранятся в обычных условиях без потерь на испарение. Низкокипящие компоненты топлива при стандартном давлении имеют температуру кипения ниже 298 К и находятся в газообразном состоянии. Некоторые компоненты, например аммиак, можно эксплуатировать как высококипящие при поддержании определенного (сравнительно небольшого) избыточного давления в баке. Среди низкокипящих компонентов выделяют группу так называемых криогенных компонентов топлив, имеющих температуру кипения ниже 120 К (–153 °С). Криогенный компонент нельзя хранить в жидком состоянии без принятия специальных мер по его тепловой изоляции. К криогенным компонентам относятся сжиженные газы: кислород, водород, фтор, метан и др. Для уменьшения потерь на испарение и увеличение плотности возможно применение криогенного компонента в шугообразном состоянии, т.е. в виде

подвижной грубодисперсной двухфазной смеси твердой и жидкой фаз этого компонента.

По физической и химической стойкости в течение длительного времени различают топлива длительного хранения, или стабильные, и топлива кратковременного хранения. Компоненты стабильных топлив имеют при максимальной температуре в условиях эксплуатации или хранения давление насыщенного пара ниже допустимого по условиям прочности баков, обладают стабильностью физико-химических свойств в течение заданного времени и допускают хранение в баках ракеты или других емкостях при эксплуатационных температурах и давлениях без существенных потерь.

Скорости истечения газов для некоторых топлив следующие.

1. Органическая жидкость (керосин) и жидкий кислород — $V_r \sim 2,5$ км/с.
2. Жидкий водород и жидкий кислород — $V_r \sim 4$ км/с (3,5÷4,5).
3. Керосин и азотная кислота — $V_r < 2,0 \div 2,5$ км/с.

Вообще, чем легче продукты горения, тем выше V_r , чем выше температура горения, тем выше V_r . Смена топлива 1 на топливо 2 при полете на Луну позволяет уменьшить общий вес с 5016 т до 212 т.

Скорость ракеты зависит от расхода топлива и от силы тяги.

Отношение начальной (стартовой) массы ракеты к ее конечной массе (без израсходованного топлива) у большинства ракет $r = 5 \div 7$. Поэтому скорости V_{\max} у одноступенчатых ракет невелики: для пары керосин и кислород $V_{\max} = 4570$ м/с.

Ракетные двигатели твердого топлива просты по устройству и состоят из двух основных частей: камеры и реактивного сопла. Камера РДТТ одновременно служит и камерой сгорания, выдерживающей значительное давление, и местом хранения всего топлива. Давление в камере сгорания РДТТ обычно выше, чем в камере сгорания ЖРД, так как его не ограничивают параметры топливной системы. Поэтому РДТТ имеют более высокий коэффициент тяги. В большинстве современных РДТТ давление находится в пределах от 30 до 100 кг/см².

С эксплуатационной точки зрения преимущество силовых установок с РДТТ заключается в том, что они всегда готовы для использования и не требуют заправки баков перед самым запуском.

Кроме этих достоинств есть весьма существенный недостаток. После запуска двигателя горение обычно продолжается до полного выгорания топлива; при этом изменение тяги следует вполне определенному закону и не поддается регулированию. Однако теоретически возможно регулированием давления в камере прекратить горение топлива и при желании снова возобновить его. Горение можно прекратить либо продувкой камеры, либо гашением пламени специальной жидкостью. Возобновить же го-

рение можно только при использовании нового заряда воспламенителя. В настоящее время осуществимо своевременное выключение двигателя, но осуществление повторного воспламенения все еще остается сложной проблемой. Его работу чрезвычайно сложно регулировать. Скорость горения топлива не должна сколько-нибудь значительно меняться с изменением давления и температуры. Регулирование величины тяги РДТТ можно осуществлять лишь в определенных заранее заданных пределах, подбирая твердотопливные заряды соответствующей геометрии и структуры. В РДТТ трудно регулировать не только силу тяги, но и ее направление. Для этого надо изменять положение тяговой камеры, а она очень велика, ведь в ней находится весь запас топлива. Появились твердотопливные ракеты с поворотными соплами, конструктивно они довольно сложны, но это позволяет решить проблему управления направлением тяги.

Важнейшим элементом РДТТ является заряд твердого топлива. Характеристики двигателя зависят и от элементов топлива, и от структуры и устройства заряда.

Имеется много видов ракетного топлива, некоторые из них приведены ниже.

1. Эпоксидка – нитрат калия – ХОМ. Состав топлива: эпоксидка — 30 %, нитрат калия — 67 %, ХОМ (хлорокись меди $\text{CuCl}_2 \cdot 3\text{Cu}(\text{OH})_2 \cdot \text{H}_2\text{O}$) — 3 %.

2. Эпоксидка – нитрат калия – нитрат аммония – ХОМ. Состав топлива: эпоксидка — 20 %, нитрат калия KNO_3 — 25 %, нитрат аммония NH_4NO_3 — 52 %, сера S — 1 %, ХОМ (хлорокись меди $\text{CuCl}_2 \cdot 3\text{Cu}(\text{OH})_2 \cdot \text{H}_2\text{O}$) — 3 %.

3. Карамельное топливо — ракетное топливо, представляющее собой смесь калиевой селитры (азотнокислой соли калия KNO_3) и сахарной пудры или сорбита. Состав топлива: 63 % KNO_3 + 27 % сорбита + 10 % S.

4. Черный порох — ракетное топливо, представляющего собой смесь нитрата калия (61 %), серы (5 %) и угля (34 %).

5. Смесевые топлива на основе перхлората аммония.

6. Смесевые ракетные топлива на основе нитрата аммония.

7. Смесевые ракетные топлива на основе перхлората калия.

Смесевые топлива представляют собой механические смеси горючего и окислителя. В качестве окислителя в этих топливах обычно применяют неорганические кристаллические вещества: перхлорат аммония, перхлорат калия и другие. Обычно такое топливо состоит из трех компонентов: кроме окислителя в него входят полимерное горючее, служащее связующим элементом, и второе горючее в виде порошкообразных металлических добавок, которые существенно улучшают энергетические характеристики топлива. Горючим связующим могут быть полиэфирные

и эпоксидные смолы, полиуретановый, полибутадиеновый каучук и др. Вторым горючим чаще служит порошкообразный алюминий, иногда бериллий или магний. Смесевые топлива обычно имеют больший удельный импульс, чем коллоидные, большую плотность, большую стабильность, лучше хранятся, более технологичны. Для приготовления смесевых топлив в жидкое горючее-связующее добавляют размельченные кристаллы окислителя, металлический порошок и другие добавки; полученный состав тщательно перемешивают и заливают в специальные формы или непосредственно в корпус двигателя, откуда предварительно откачивают воздух. Под действием специально введенных в смесь катализаторов связующее вещество полимеризуется и топливо превращается в резиноподобную массу.

Существуют еще множество видов ракетного топлива.

В ракетном двигателе, работающем на твердом топливе, топливо целиком расположено в камере сгорания в виде одного или нескольких блоков определенной формы, которые называются зарядами или шашками. Заряды удерживаются стенками камеры или специальными решетками, называемыми диафрагмами.

Очень важна геометрическая форма заряда. Изменяя ее и используя бронирующие покрытия поверхностей заряда, которые не должны гореть, добиваются нужного изменения площади горения и соответственно давления газов в камере и тяги двигателя.

Есть заряды, обеспечивающие нейтральное горение, у них площадь горения остается неизменной. Так получается, если шашка твердого топлива горит с торца или же одновременно с наружной и внутренней поверхностей (для этого внутри заряда делается полость). При регрессивном горении поверхность горения уменьшается. Так получается, если цилиндрическая шашка горит с наружной поверхности. И наконец, для прогрессивного горения, которое обеспечивает увеличение давления в камере сгорания, нужно нарастание площади горения. Простым примером такого заряда служит шашка, горящая по внутренней цилиндрической поверхности.

В РДТТ применяется пиротехническое, пирогенное и химическое зажигание топливного заряда. При пиротехническом зажигании электродная дуга поджигает пиротехнический воспламенитель, от которого производится зажигание основного заряда. Пирогенное зажигание производится от газогенератора твердого топлива, который, по существу, представляет собой небольшой твердотопливный двигатель. Для химического зажигания в камеру вводится химически активная жидкость или газ — пусковой окислитель, что приводит к самовоспламенению.

Плотность твердых топлив на 20–80 % выше, чем плотность жидких топлив. Это преимущество твердых топлив отчасти компенсирует их более низкий единичный импульс.

В РДТТ топливо всегда тесно связано с кожухом двигателя. Поэтому отношение суммарного импульса тяги к общему весу двигателя (включая вес топлива) определяет качество двигателя. Если увеличить давление сгорания, то импульс также увеличится, но одновременно возрастет и пассивный вес двигателя. Поэтому наилучшим будет тот двигатель, у которого соотношение этих величин будет оптимальным.

1.5. Многоступенчатые ракеты-носители

Основная формула реактивного движения имеет вид:

$$V_{\max} = V_r \ln r = V_r \ln \frac{M_{\text{ст}}}{M_{\text{ст}} - m_T} = V_r \ln \frac{M_{\text{ст}}}{M_0 + m_k},$$

где V_r — скорость истечения газов; r — соотношение масс, число Циолковского; $M_{\text{ст}} = M_0 + m_T + m_k$ — общая масса ракеты; m_T — масса топлива; m_k — масса конструкции; M_0 — масса полезного груза.

Эта формула показывает, что при отсутствии гравитационного поля и сопротивления воздуха максимальная скорость ракеты, начинающей свое движение из состояния покоя, определяется только величинами V_r и r . Если $r > e = 2,718$, то $V_{\max} > V_r$.

Для достижения уровня первой и второй космических скоростей и более нужны многоступенчатые ракеты-носители, в которых сначала работает двигатель первой ступени, с окончанием его работы конструкции первой ступени отбрасываются. Затем начинает работу вторая ступень, которая разгоняет ракету меньшей массы. Тогда максимальная скорость двухступенчатой ракеты

$$V_{\max} = V \ln r + V_0,$$

где V_0 — начальная скорость, в данном случае максимальная скорость первой ступени ($V_0 = V_r \ln r_1$).

Число ступеней может быть больше двух. Скорость ракеты возрастает пропорционально их числу, а вес — как степень числа ступеней:

$$V_{1\max} = 4 \text{ км/с}, 1 \text{ ступень} — 7 \text{ тонн},$$

$$V_{2\max} = 8 \text{ км/с}, 2 \text{ ступени} — 49 \text{ тонн},$$

$$V_{3\max} = 12 \text{ км/с}, 3 \text{ ступени} — 343 \text{ тонны}.$$

Выведение на орбиту КА связано с потерей скорости из-за различных причин: потеря скорости из-за сопротивления атмосферы $\sim 0,4$ км/с;

потеря скорости на преодоление гравитации из-за конечности ускорения при работе двигателя (из-за конечности времени разгона) доходит до $\sim 1,2$ км/с. Следовательно, носитель для обеспечения второй космической скорости 11,2 км/с должен иметь мощность, способную развить скорость в свободном пространстве $V_{2к} = 11,2 + 0,4 + 1,2 = 12,8$ км/с.

Носитель «Сатурн-5», с помощью которого был осуществлен проект «Аполлон», является трехступенчатым и имеет основные характеристики, приведенные в табл. 1.4.

Характеристики носителя «Сатурн-5»

Таблица 1.4

	Вес топлива	Вес конструкции	Тяга	Время горения	Топливо
1-я ступень	216 т	140 т	150 т	150 с	Керосин/ O_2
2-я ступень	420 т	35 т	450 т	390 с	H_2/O_2
3-я ступень	100 т	9 т	90 т	480 с	H_2/O_2

Соответственно, для носителя «Сатурн-5» $V_1 = 4250$ м/с, $V_2 = 4100$ м/с, $V_3 = 2320$ м/с.

Скорость V_{\max} зависит и от веса полезного груза. Для носителя «Сатурн-5» масса полезного груза M_0 равна: для достижения круговой скорости $V \approx 9,6$ км/с $M_0 = 111$ т, для выведения за пределы Земли $M_0 = 40$ т, за пределы Солнечной системы $M_0 = 3,5$ т.

Ракета-носитель «Энергия» (зарубежное обозначение SL-17) создана для выведения корабля многоцелевого использования «Буран» (рис. 1.3). Ракета выполнена по двухступенчатой системе «пакет» с продольной компоновкой четырех блоков первой ступени вокруг центрального блока второй ступени и асимметричным расположением полезного груза. Стартовая масса ракеты может достигать 2400 т. Она позволяет выводить на околоземные орбиты полезную нагрузку более 100 т как в виде многоцелевого орбитального корабля, так и в виде самостоятельных крупногабаритных КА.

В качестве третьей ступени могут использоваться и специальные разгонные ракетные блоки со своей системой управления, несущие полезную нагрузку. По такой схеме могут решаться задачи, связанные с выводом космических аппаратов на геостационарную орбиту, на траектории полета к Луне и планетам. Массы объектов, выводимых на стационарную орбиту, составят около 18 т, а разгоняемых на траектории полета к Луне — 32 т, к Марсу и Венере — до 28 т.

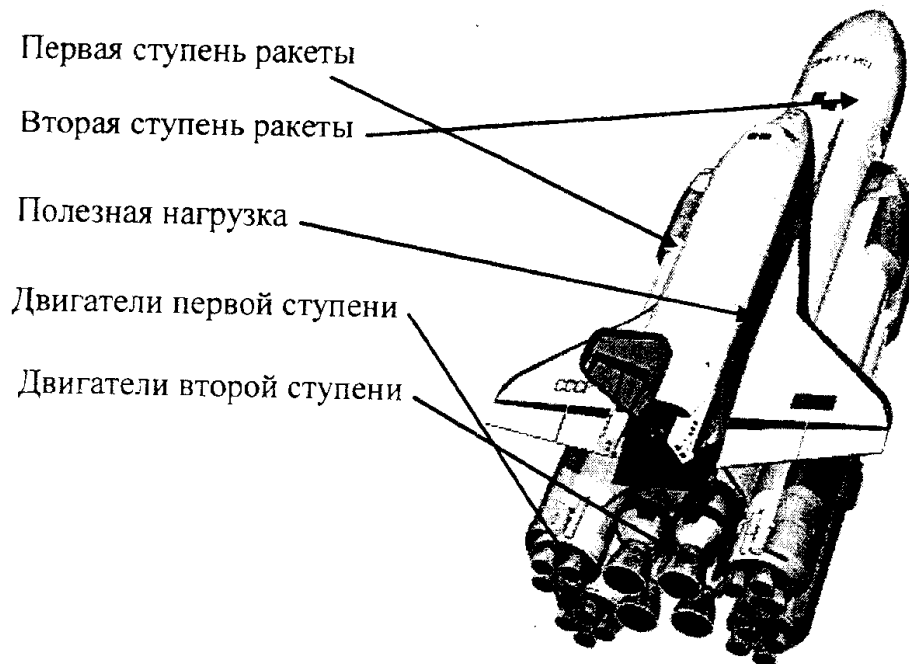


Рис. 1.3. Общий вид ракеты-носителя «Энергия»

Первая ступень РН «Энергия» состоит из четырех боковых блоков. Боковые блоки конструктивно объединены попарно в параблоки; каждый параблок отделяется от РН как единое целое, затем через несколько секунд каждая пара блоков разделяется на отдельные блоки, спасаемые раздельно. Характеристики первой ступени представлены в табл. 1.5.

Таблица 1.5

Основные характеристики блоков первой ступени

Характеристики	Значение
Габаритные размеры:	
длина, м	38,3
диаметр, м	3,9
Суммарный запас топлива, т	1220–1240
Общая масса блоков при отделении, т	218–250

Каждый блок первой ступени снабжен четырехкамерным ЖРД, работающим на жидком кислороде и углеводородном горючем. Тяга двигателя первой ступени составляет 740 т у поверхности Земли и 806 т — в пустоте.

Унифицированные для первых ступеней ракет-носителей нового поколения, включая «Энергию», двигатели РД-170 построены по наиболее экономичной, замкнутой схеме, при которой отработанный в турбине газ дожигается в основной камере сгорания, и обладают рекордными в своем классе характеристиками по тяге и удельному импульсу. Они снабжены сверхмощными (более 250 тысяч лошадиных сил) турбонасосными

агрегатами. Создание двигателя РД-170, являющегося самым мощным из существующих ЖРД, было одной из наиболее сложных проблем в создании ракеты. Стендовые огненные испытания двигателя начались только в 1984 г., т.е. почти через 8 лет после создания эскизного проекта (это, пожалуй, уникальный случай в истории создания ракетно-космических систем, характеризующий сложность решавшейся задачи).

Значительным достижением отечественного ракетостроения стало создание многоресурсных маршевых двигателей большой тяги для второй ступени ракеты-носителя «Энергия» на энергоемких компонентах топлива (двигатель РД-0120, табл. 1.6). Конструкторам удалось обеспечить высокие заданные характеристики при минимальных газодинамических потерях, а также стойкость применяемых материалов в среде жидкого водорода.

Основные характеристики блока второй ступени

Таблица 1.6

Характеристики	Значение
Габаритные размеры	
длина, м	58,1
диаметр, м	7,7
Запас топлива, т	690–710
Масса блока при отделении, т	78–86

Двигатель РД-0120 создан в Воронежском КБ химавтоматики. Впервые двигатель показан публично в сентябре 1990 г. Каждый двигатель закреплен на гидравлическом карданном подвесе, позволяющем отклоняться на 11° в двух перпендикулярных плоскостях. Суммарная наработка (включая более 800 тестовых испытаний) составила более 170 000 секунд за период с 1979-го по 1995 гг. Характеристики двигателя представлены в табл. 1.7.

Запуск двигателей первой и второй ступеней осуществляется почти одновременно перед стартом. Суммарная тяга в начале полета — около 3600 тонн. Принятая схема позволяет уйти от проблемы запуска двигателей в невесомости и дополнительно повышает надежность выведения.

Блоки первой ступени после выработки топлива отделяются попарно от ракеты, затем разделяются и приземляются в заданном районе. Они могут оснащаться средствами возвращения и посадки, которые размещаются в специальных отсеках. Существуют проекты оснащения блоков первой ступени складываемыми крыльями и системами автоматической посадки, что должно позволить им совершать управляемый планирующий спуск и посадку на посадочную полосу космодрома. После проведения диагностических, профилактических и ремонтно-восстановительных работ возможно их повторное использование. Центральный блок (вторая ступень) отделяется после набора суборбитальной скорости и приводняется в заданном районе акватории Тихого океана.

Такая схема выведения позволяет исключить засорение околоземного пространства отработанными крупногабаритными фрагментами ракет-носителей и снизить необходимые энергозатраты выведения. Доразгон до орбитальной скорости выполняют двигательные установки полезного груза орбитального корабля или разгонного блока, выполняющие тем самым функции третьей ступени.

Таблица 1.7

Параметры двигателя РД-0120

Характеристика	Значение параметра
Наименование	РД-0120 (11Д122)
Используемый носитель	2-я ступень РН «Энергия» (SL-17)·4
Первый запуск	15 мая 1987 г.
Количество запусков	8 (на конец 1998 г.)
Сухая масса, кг	3449
Высота, мм	4549
Максимальный диаметр, мм	2420
Цикл двигателя	замкнутый, с дожиганием рабочего тела
Топливо: окислитель горючее	жидкий кислород жидкий водород
Соотношение компонентов, окислитель/горючее	6:1
Тяга в вакууме, кН/тс	1961/190
Диапазон дросселирования, %	25–114
Удельный импульс, с (в вакууме)	455
Давление в камере сгорания, атм.	216
Степень расширения сопла (критический диаметр 216 мм, среза — 2420 мм)	86:1
Время работы при запуске, с	480–500

Сборка ракеты в пакет, ее транспортировка на специальном агрегате-установщике из монтажно-испытательного корпуса на стартовую позицию, обеспечение силовых, пневмогидравлических и электрических связей с пусковым устройством ведутся с использованием переходного стартово-стыковочного блока, который после пуска ракеты остается на стартовом комплексе и может использоваться повторно.

Основные характеристики ракеты-носителя «Энергия» приведены в табл. 1.8.

Таблица 1.8

Характеристики носителя «Энергия»

Характеристика	Значение
Стартовая масса, т, в том числе масса полезной нагрузки	2419 105
Суммарная мощность, л.с.	170000000
Вид топлива:	
первая ступень	кислород – керосин
вторая ступень	кислород – водород
Габаритные размеры:	
высота, м	60
ширина, м	18
Общая тяга двигателей, тс:	
у Земли	3582
в вакууме	~ 4000

1.6. Характеристики некоторых типов КА

1. КА «Союз» для проекта «Союз-Аполлон» имел характеристики: масса 6,8 т; длина 7 м; площадь солнечных батарей 8,4 м²; вес спускаемого отсека 2,8 т; вес орбитального отсека 1,3 т; вес агрегатного отсека 2,7 т; вес топлива > 0,5 т.

2. Обитаемая орбитальная станция «Скайлэб» (США) была запущена 14.05.73 г., сход с орбиты выполнен в 1975 г. Параметры станции следующие: длина 25 м; диаметр 6,6 м; масса 83,2 т; объем 400 м³; экипаж три человека.

3. Орбитальный корабль «Шаттл». Корабль многоразового использования (США). Первый экземпляр имеет название «Колумбия», запущен 12.04.1981 г. (по плану — 2-е полугодие 1980 г.). Затраты \$5,6·10⁹, стоимость выведения 1 кг груза \$370. Стартовая масса 2020 т, орбитальной части — 114 т. Полезная нагрузка при запуске с мыса Канаверал без маневрирования ($i = 28,5^\circ$, $H = 400$ км) — 29,5 т; если наклонение орбиты $i = 53^\circ$, что требует маневрирования, то при $H = 400$ км полезный вес составляет 11,3 т. Все это при запуске в восточном направлении с использованием скорости Земли. Запуск на высоту 1000 км в восточном направлении снижает вес до 11 т. Стоимость одного рейса \$10,5·10⁶. Общая схема компоновки и размеры носителя и корабля приведены на рис. 1.4.

Процесс полета корабля состоит из следующих этапов: старт вертикальный, работают РДТТ и ЖРД; через 125 с на высоте 43 км при скорости 1440 м/с отделение РДТТ и спуск на парашютах (используется далее

до 100 раз); через 8 мин, когда корабль достигает скорости 30 м/с, отделение внешнего топливного бака (не используется); добор скорости и маневрирование от баков орбитального отсека (через 11 мин от старта при высоте 120 км достигается эллиптическая орбита); создается импульс в апогее для перехода на круговую орбиту (на орбите корабль может находиться до месяца); поворот; торможение; снова поворот. Вход в атмосферу происходит под углом $0,8^\circ$, но с большим углом атаки. Боковое маневрирование возможно в пределах полосы 2000 км. На высоте 3,5 км заход на посадку при скорости $V = 535$ м/с, посадка при $V = 322$ м/с с парашютом. Продолжительность ремонта составляет 160 часов.

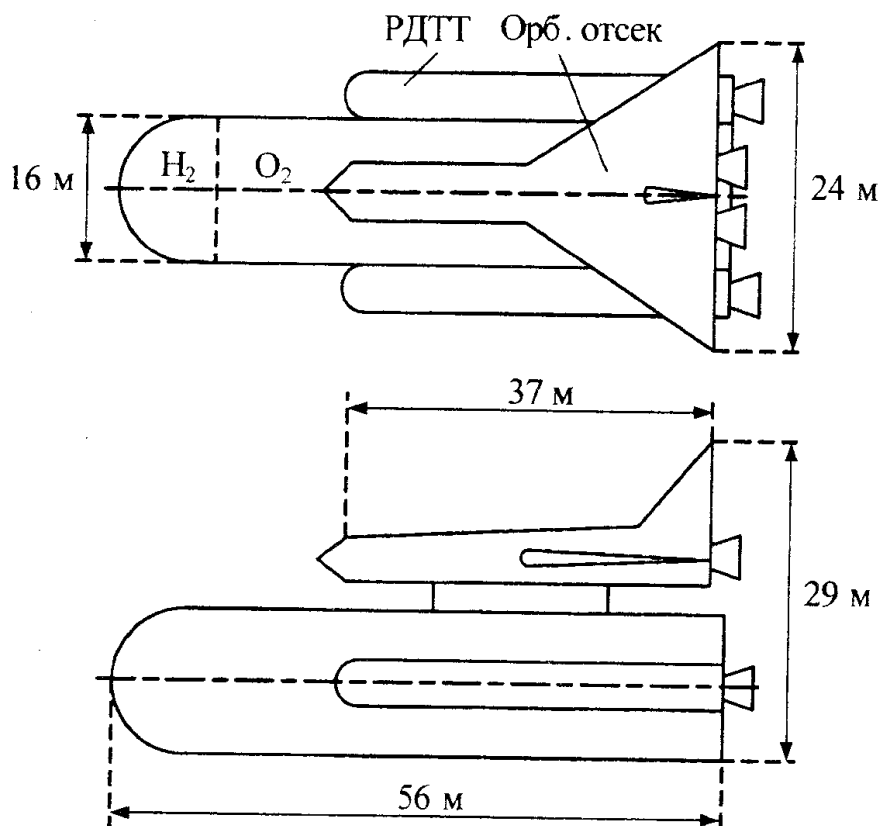


Рис. 1.4. Компонировка носителя и орбитального корабля «Шаттл»

Другие характеристики: экипаж 3 человека; коэффициент перегрузки не более 3,2, поэтому пассажиры могут не иметь специальной подготовки.

4. Орбитальный корабль «Буран». «Буран» — советский крылатый орбитальный корабль многоцелевого использования, предназначенный для выведения на орбиту вокруг Земли различных космических объектов и их обслуживания; доставки модулей и персонала для сборки на орбите крупногабаритных сооружений и межпланетных комплексов; возврата на Землю неисправных или выработавших свой ресурс спутников; освоения оборудования и технологий космического производства и доставки

продукции на Землю; выполнения других грузопассажирских перевозок по маршруту Земля – космос – Земля; решения ряда оборонных задач.

Орбитальный корабль «Буран» выполнен по самолетной схеме: это «бесхвостка» с низко расположенным треугольным крылом двойной стреловидности по передней кромке. Аэродинамические органы управления включают элероны, балансировочный щиток, расположенный в хвостовой части фюзеляжа, и *руль направления*, который, «расщепляясь» по задней кромке, выполняет также функции воздушного тормоза. *Посадку* «посамолетному» обеспечивает трехопорное (с носовым колесом) выпускающееся *шасси*.

В носовой части «Бурана» расположены *герметичная вставная кабина* объемом 73 кубических метра для экипажа (2–4 чел.) и пассажиров (до 6 чел.), отсеки бортового оборудования и носовой блок двигателей управления.

Среднюю часть занимает грузовой отсек с открывающимися вверх створками, в котором размещаются *манипуляторы* для выполнения погрузочно-разгрузочных и монтажно-сборочных работ и различных операций по обслуживанию космических объектов. Под грузовым отсеком расположены агрегаты систем энергоснабжения и обеспечения температурного режима. В хвостовом отсеке установлены агрегаты *двигательной установки*, топливные баки, агрегаты *гидросистемы*. В конструкции «Бурана» использованы алюминиевые сплавы, титан, сталь и другие материалы. Чтобы противостоять аэродинамическому нагреванию при спуске с орбиты, внешняя поверхность ОК имеет *теплозащитное покрытие*, рассчитанное на многоразовое использование.

На менее подверженную нагреву верхнюю поверхность устанавливается гибкая *теплозащита*, а другие поверхности покрыты теплозащитными плитками, изготовленными на основе волокон кварца и выдерживающими температуру до 1300 °С. В особотеплонапряженных зонах (в носках фюзеляжа и крыла, где температура достигает 1500–1600 °С) применен композиционный материал типа углерод-углерод. Этап наиболее интенсивного нагревания ОК сопровождается образованием вокруг него слоя воздушной плазмы, однако конструкция ОК не прогревается к концу полета более чем до 160 °С. Каждая из 36000 плиток имеет *конкретное место установки*, обусловленное теоретическими обводами корпуса ОК. Для снижения тепловых нагрузок выбраны также большие значения радиусов затупления носков крыла и фюзеляжа. Расчетный ресурс конструкции — 100 орбитальных полетов.

Объединенная двигательная установка (ОДУ) обеспечивает доведение ОК на опорную орбиту, выполнение межорбитальных переходов (коррекций), точное маневрирование вблизи обслуживаемых орбитальных комплексов, ориентацию и стабилизацию ОК, его торможение для схода с орбиты. ОДУ состоит из двух двигателей орбитального маневрирования.

работающих на углеводородном горючем и жидком кислороде, и 46 двигателей газодинамического управления, сгруппированных в три блока (один носовой блок и два хвостовых). Более 50 бортовых систем, включающих радиотехнические, ТВ и телеметрические комплексы, системы жизнеобеспечения, терморегулирования, навигации, энергоснабжения и другие, объединены на основе ЭВМ в *единый бортовой комплекс*, который обеспечивает продолжительность пребывания «Бурана» на орбите до 30 суток.

Теплота, выделяемая бортовым оборудованием, с помощью теплоносителя подводится к радиационным теплообменникам, установленным на внутренней стороне створок грузового отсека, и излучается в окружающее пространство (в полете на орбите створки открыты).

Геометрические и весовые характеристики следующие. Длина «Бурана» составляет 35,4 м, высота 16,5 м (при выпущенном *шасси*), размах крыла около 24 м, площадь крыла 250 м², ширина фюзеляжа 5,6 м, высота 6,2 м, диаметр грузового отсека 4,6 м, его длина 18 м. Стартовая масса ОК до 105 т, масса груза, доставляемого на орбиту, до 30 т, возвращаемого с орбиты — до 15 т. Максимальный запас топлива — до 14 т. Более полные характеристики ОК приведены в табл. 1.9.

Таблица 1.9

Основные характеристики корабля «Буран»

Характеристики	Значение
Максимальная стартовая масса (в первом полете), в т.ч.:	105 (79,4)
запас окислителя (кислород), т	10,4
запас горючего (циклин), т	4,1
Масса полезного груза, выводимого в ОК на орбиту $H = 200$ км:	
с наклоном $i = 50,7$ град., т	30
с наклоном $i = 97$ град., т	16
Посадочная масса ОК:	
номинальная, т	82
максимальная, т	87
Масса полезного груза, возвращаемого с орбиты в ОК:	
максимальная, т	20
номинальная, т	15
Экипаж, человек:	
на этапе летных испытаний (при наличии катапультных кресел)	2
максимальный (без катапультных кресел)	до 10
Объем кабины экипажа, м ³	73
Продолжительность полета:	
номинальная, сутки	7
максимальная (с дополнительными баками), сутки	30

Окончание табл. 1.С

Характеристики	Значение
Диапазон возможных наклонений орбит, градусы	50,7–110
Высота орбиты: рабочая круговая, км	250–500
максимальная (при максимальной заправке баков), км	1000
Перегрузки, g: при выведении на орбиту (максимальная)	2,95
при спуске в атмосферу (по номинальной траектории)	1,6
Аэродинамическое качество: на гиперзвуковых скоростях	1,5
при посадке	5
Максимальная величина бокового маневра при спуске, км	1700
Посадочная скорость: средняя (при посадочной массе 82 т), км/ч	312
максимальная, км/ч	360
в первом полете, км/ч	263
Маршевый двигатель орбитального маневрирования 17Д12: тяга в вакууме, тс	8,8
удельный импульс в вакууме, с	362
Геометрические характеристики: общая длина, м	36,37
в том числе фюзеляжа, м	30,85
ширина фюзеляжа (максимальная), м	5,50
размах крыла, м	23,92
площадь крыла, м ²	250
высота на стоянке, м	16,35
шасси, база/колея, м	12,79/7,00
длина отсека полезного груза, м	18,55
диаметр отсека полезного груза, м	4,70
Кратность использования (ресурс), полетов	100
Масса конструкции, т	62
Минимальное время подготовки к повторному пуску, сутки	20

5. Орбитальные станции «Салют» предназначены для решения широкого круга задач в околоземном космическом пространстве: медико-биологических исследований с изучением воздействия условий длительного полета на организм человека; астрофизических исследований в различных диапазонах длин волн; исследований Земли, включая ее поверхность и атмосферу; проведения научно-технических экспериментов, в том числе отработки некоторых технологических процессов в условиях неведе-

семости: проверки принципов построения орбитальных станций; отработки систем перспективных космических кораблей и т. п.

Орбитальные станции второго поколения («Салют-6», «Салют-7») являются усовершенствованным вариантом станций серии «Салют». Основные изменения в конструкции и системах станций были предусмотрены с целью увеличения продолжительности работы в пилотируемом режиме и объема проводимых исследований и экспериментов. На агрегатном отсеке станции были установлены: второй стыковочный узел, связанный с рабочим отсеком герметичной промежуточной камерой; новая объединенная двигательная установка, которая может многократно заправляться в полете; дополнительная аппаратура, обеспечивающая возможность автоматического сближения и причаливания транспортных кораблей к станции со стороны агрегатного отсека. Для обслуживания орбитальной станции на базе космического корабля «Союз» был создан грузовой автоматический транспортный корабль «Прогресс», с помощью которого на станцию доставляются запасы средств системы жизнеобеспечения, топливо, расходуемые материалы, оборудование и приборы.

Общий вид комплекса «Салют-7» – «Союз-Т» – «Прогресс» представлен на рис. 1.5.

Орбитальная станция состоит из герметичных переходного отсека (ПО), рабочего отсека (РО), отсека научной аппаратуры (ОНА), промежуточной камеры (ПК) и негерметичного агрегатного отсека (АО). ПО, РО и ПК являются обитаемыми, кроме того, РО выполняет основные бытовые функции.

Переходный отсек имеет цилиндрико-коническую форму. Диаметр цилиндрической части 2 м, длина 1,7 м. Общая длина со стыковочным агрегатом 3 м, свободный объем около 7 м³. Он предназначен для проведения научных исследований и экспериментов и перехода экипажа из транспортного корабля в орбитальную станцию. Из ПО может осуществляться выход экипажа в космическое пространство через люк диаметром (в «свету») 0,8 м, закрываемый герметичной крышкой. ПО изготовлен из алюминевого сплава и жестко (через резиновое уплотнение) крепится к РО.

На шпангоуте конической части ПО установлен пассивный стыковочный агрегат, обеспечивающий многократную стыковку. Внутри отсека размещены оборудование систем терморегулирования, жизнеобеспечения, научная аппаратура и другое оборудование (фотокамеры, блоки для биологических экспериментов и т.п.). Снаружи отсека находятся антенны радиосистем сближения, аппаратура датчиков, агрегаты систем терморегулирования и жизнедеятельности, научно-исследовательская аппаратура и т.п. Корпус ПО снаружи покрыт экранно-вакуумной изоляцией. На участке выведения на орбиту ПО закрыт обтекателем, который сбрасывается после прохождения плотных слоев атмосферы.

Рабочий отсек имеет максимальный диаметр 4,15 м, длину 9,1 м, свободный объем 39 м³ (объем по внутренним обводам герметичного корпуса 74 м³) и предназначен для осуществления основных операций по управлению полетом, проведения научно-технических исследований и экспериментов, выполнения комплекса физических упражнений, приема пищи, для сна, отдыха. РО представляет собой по форме два цилиндра (один диаметром 2,9 м и длиной 3,5 м, другой диаметром 4,15 м и длиной 2,7 м), соединенных конической оболочкой длиной 1,2 м. Торцевые поверхности отсека образованы сферическими оболочками. Отсек имеет более 20 иллюминаторов для работы с приборами ориентации и навигации, фотографирования и визуальных наблюдений. В центре сферической оболочки, разделяющей РО и ПО, имеется люк диаметром в «свету» 0,8 м. Внутри отсека установлены основные приборы и агрегаты систем управления станцией, жизнеобеспечения, терморегулирования, энергопитания, радиосвязи, основная аппаратура для проведения научных исследований и наблюдений.

В передней части отсека у люка для перехода в ПО расположен центральный пост управления станцией (для двух членов экипажа), с которого осуществляются операции по управлению практически всеми системами станции и контролю их работы (в том числе проведение операций по включению корректирующей двигательной установки, некоторых навигационных измерений и т.п.). В этой же части РО расположены два поста для проведения астроориентации, а также находятся стол для приема пищи, бак с питьевой водой, подогреватель пищи, библиотечка, магнитофон и др.

Три поста для работы с научно-исследовательской аппаратурой, проведения медико-биологических экспериментов, наблюдения за земной поверхностью расположены в задней части отсека, имеющей больший диаметр, там же находятся спальные места, шкафы-холодильники для хранения пищи, запасы воды, а также размещается комплекс средств для компенсации воздействия невесомости («бегущая дорожка», велоэргометр, нагрузочные костюмы, вакуумная емкость). В отдельном, изолированном от основного объема отсека находятся туалет с ассенизационно-санитарным устройством.

Снаружи передней части РО установлены радиационные поверхности системы терморегулирования, занимающие большую часть поверхности корпуса, оптическая аппаратура и датчики систем ориентации и навигации, три панели солнечных батарей. При выведении на орбиту передняя часть РО находится под обтекателем.

Агрегатный отсек имеет форму цилиндра диаметром 4,15 м и длиной 3,5 м. В агрегатном отсеке расположены объединенная двигательная установка, включающая 2 корректирующих ракетных двигателя тягой по 300 кгс, исполнительные органы системы ориентации и стабилизации —

32 основных и дублирующих двигателей малой тяги и 6 топливных баков. Снаружи отсека установлен ряд приборов, входящих в систему сближения: антенны, световые индексы, мишени, телевизионная камера. АО заканчивается шпангоутом, с помощью которого станция устанавливается на ракете-носителе.

Промежуточная камера имеет максимальный диаметр 2 м, длину 1,6 м, приварена к заднему днищу РО и соединяется с ним через люк с гермокрышкой. На противоположной стороне ПК установлен второй стыковочный агрегат, к которому могут причаливать как пилотируемые, так и грузовые транспортные корабли. Для заправки двигательной установки станции от транспортного корабля «Прогресс» на стыковочном агрегате имеются гидроразъемы. Внутри ПК может устанавливаться и научное оборудование.

Основные системы станции имеют следующее назначение.

Система ориентации и управления движением предназначена для управления положением станции в пространстве: построения различных видов ориентации, стабилизации станции при работе корректирующей двигательной установки, управления станцией при сближении и стыковке с транспортным космическим кораблем. В состав системы входят: построитель местной вертикали, ионные датчики ориентации по вектору скорости, блоки управления, визуальные оптические приборы, гироскопические приборы и др. Для создания управляющих моментов используются ЖРД малой тяги (общее число основных и дублирующих двигателей 32).

Система управления бортовым комплексом, состоящая из пультов управления, программно-временных устройств и бортовой ЦВМ, обеспечивает выдачу команд на включение и выключение бортовых приборов и агрегатов, обработку информации о состоянии и работе систем и отображение ее на бортовых пультах, распределение электропитания и другие операции.

Основной источник электроэнергии на борту станции «Салют» — солнечные батареи. Три панели солнечных батарей общей площадью около 60 м² работают совместно с кадмиево-никелевой буферной батареей. Панели солнечных батарей могут поворачиваться относительно корпуса станции. Автономная автоматическая система обеспечивает ориентацию каждой из них на Солнце.

Бортовой радиокomплекс проводит траекторные измерения, прием подаваемых с Земли команд управления, передачу на Землю телеметрической информации о состоянии экипажа, работе бортовых систем и результатах научных исследований, двустороннюю телефонную и телеграфную связь с Землей, передачу телевизионных изображений.

Система терморегулирования поддерживает необходимые температуру воздуха и относительную влажность в обитаемых отсеках, а также температуру аппаратуры, оборудования, конструктивных узлов, расположенных в герметичных и негерметичных отсеках. В состав системы терморегулирования входят два независимых жидкостных контура (охлаждения и обогрева) с наружными радиационными теплообменниками, вентиляторы, насосы и другое оборудование.

Система жизнеобеспечения станции поддерживает состав атмосферы в герметичных отсеках, близкий к земному, обеспечивает удовлетворение потребностей экипажа в пище, воде, удаление отходов, безопасность экипажа при выходе в космическое пространство, а в случае аварийной разгерметизации обитаемых отсеков — проведение медицинских и санитарно-гигиенических мероприятий. Обогащение атмосферы станции кислородом и удаление углекислого газа производятся с помощью блоков регенераторов. Вредные примеси и пыль поглощаются из атмосферы специальными фильтрами. Твердые отходы собираются и хранятся в герметичных емкостях и удаляются через шлюзы. Предусмотрены комплекты столовых принадлежностей, салфетки, устройство для подогрева пищи и т. п. В состав санитарно-гигиенического оборудования входят пылесос, электробритвы, полотенца, комплекты белья и др.

6. Орбитальный комплекс «Мир». Главным разработчиком орбитальной станции «Мир», разработчиком базового блока и модулей станции, разработчиком и изготовителем большинства систем, обеспечивающих их функционирование на орбите, исполнителем комплексной электрической увязки бортовых систем и комплексных наземных электрических испытаний блоков станции, разработчиком и изготовителем космических кораблей «Союз» и «Прогресс» является ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева. Участником разработки базового блока и модулей, разработчиком и изготовителем конструкции и систем, обеспечивающих автономный полет блоков станции, является Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева. В работах по созданию станции «Мир» и наземной инфраструктуры для нее принимала участие также широкая сеть предприятий и организаций, включая ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», ЦНИИ машиностроения, КБ общего машиностроения, РНИИ космического приборостроения, НИИ точных приборов, РГНИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина, Российскую академию наук и др., всего около 200 предприятий и организаций.

Параметры орбиты станции следующие: высота рабочей орбиты 320—420 км, наклонение орбиты $51,6^\circ$. Расчетная продолжительность эксплуатации станции более 15 лет. Транспортно-техническое обеспечение полета станции осуществлялось с помощью пилотируемых транспортных

кораблей типа «Союз-ТМ» и грузовых кораблей «Прогресс-М». На протяжении 1995–1998 годов на станции «Мир» велись совместные российско-американские работы по программе «Мир» – «Шаттл», «Мир» – НАСА.

Базовый блок — основное звено всей орбитальной станции, объединяющее ее модули в единый комплекс. В базовом блоке находилось оборудование управления служебными системами обеспечения жизнедеятельности экипажа станции и научной аппаратурой, а также места для отдыха экипажа. Базовый блок состоял из переходного отсека с пятью пассивными стыковочными агрегатами (один осевой и четыре боковых), рабочего отсека, промежуточной камеры с одним стыковочным агрегатом и негерметичного агрегатного отсека. Все стыковочные агрегаты пассивного типа системы «штырь-конус».

Модуль «Квант» предназначен для проведения астрофизических и других научных исследований и экспериментов. Модуль состоял из лабораторного отсека с переходной камерой и негерметичного отсека научных инструментов. Маневрирование модуля на орбите обеспечивалось с помощью служебного блока, оснащенного двигательной установкой и отделяемого после стыковки модуля со станцией. Модуль имел два стыковочных агрегата, расположенных по его продольной оси: активный и пассивный. В автономном полете пассивный агрегат был закрыт служебным блоком. Модуль «Квант» был пристыкован к промежуточной камере базового блока.

Модуль «Квант-2» предназначен для дооснащения станции научной аппаратурой, оборудованием, для обеспечения выходов экипажа в открытый космос, а также для проведения разнообразных научных исследований и экспериментов. Модуль состоял из трех герметичных отсеков: приборно-грузового, приборно-научного и шлюзового специального с открываемым наружу выходным люком диаметром 1000 мм. Модуль имел один активный стыковочный агрегат, установленный на приборно-грузовом отсеке по продольной оси. Модуль «Квант-2» и все последующие модули осуществляли стыковку к осевому стыковочному агрегату переходного отсека базового блока, затем с помощью манипулятора модуль переводился на боковой стыковочный агрегат переходного отсека.

Модуль «Кристалл» предназначен для проведения технологических и других научных исследований и экспериментов и для обеспечения стыковок с кораблями, оснащенными андрогинно-периферийными стыковочными агрегатами. Модуль состоял из двух герметичных отсеков: приборно-грузового и переходно-стыковочного. Модуль имел три стыковочных агрегата: осевой активный — на приборно-грузовом отсеке и два андрогинно-периферийного типа — на переходно-стыковочном отсеке (осевой и боковой). Модуль «Кристалл» до 27 мая 1995 г. находился на боковом стыковочном агрегате, предназначенном для модуля «Спектр». Затем он

был переведен на осевой стыковочный агрегат (ось X) и 30 мая 1995 г. переведен на свое штатное место (ось Z); 10 июня 1995 г. вновь переведен на осевой агрегат (ось X) для обеспечения стыковки с американским кораблем «Атлантис» STS-71; 17 июля 1995 г. возвращен на штатное место (ось Z).

Модуль «Спектр» предназначен для проведения научных исследований и экспериментов по исследованию природных ресурсов Земли, верхних слоев земной атмосферы, собственной внешней атмосферы орбитального комплекса, геофизических процессов естественного и искусственного происхождения в околоземном космическом пространстве и в верхних слоях земной атмосферы, а также для дооснащения станции дополнительными источниками электроэнергии. Модуль состоял из двух отсеков: герметичного приборно-грузового и негерметичного, на котором были установлены две основные и две дополнительные солнечные батареи и приборы научной аппаратуры. Модуль имел один активный стыковочный агрегат, расположенный по его продольной оси на приборно-грузовом отсеке. Штатное положение модуля «Спектр» в составе станции «Мир» — вдоль оси Y .

Модуль «Природа» предназначен для проведения научных исследований и экспериментов по исследованию природных ресурсов Земли, верхних слоев земной атмосферы, космических излучений, геофизических процессов естественного и искусственного происхождения в околоземном космическом пространстве и верхних слоях земной атмосферы. Модуль состоял из одного герметичного приборно-грузового отсека, имел один активный стыковочный агрегат, расположенный по его продольной оси. Штатное положение модуля «Природа» в составе станции «Мир» — вдоль оси Z .

Стыковочный отсек (создан в РКК «Энергия» им. С.П. Королева) был предназначен для обеспечения стыковок американских кораблей системы «Спейс Шаттл» со станцией «Мир» без изменения ее конфигурации, доставлен на орбиту на американском корабле «Атлантис» STS-74 и пристыкован к модулю «Кристалл» (ось Z). Хронология построения станции следующая:

- 20 февраля 1986 г. на орбиту выведен базовый блок;
- 9 апреля 1987 г. к базовому блоку пристыкован модуль «Квант»;
- 6 декабря 1989 г. к ОС «Мир» пристыкован модуль «Квант-2»;
- 10 июня 1990 г. к ОС «Мир» пристыкован модуль «Кристалл»;
- 1 июня 1995 г. пристыкован модуль «Спектр»;
- 26 апреля 1996 г. пристыкован модуль «Природа».

В 1996 году был окончательно сформирован облик орбитального комплекса «Мир» (рис. 1.6).

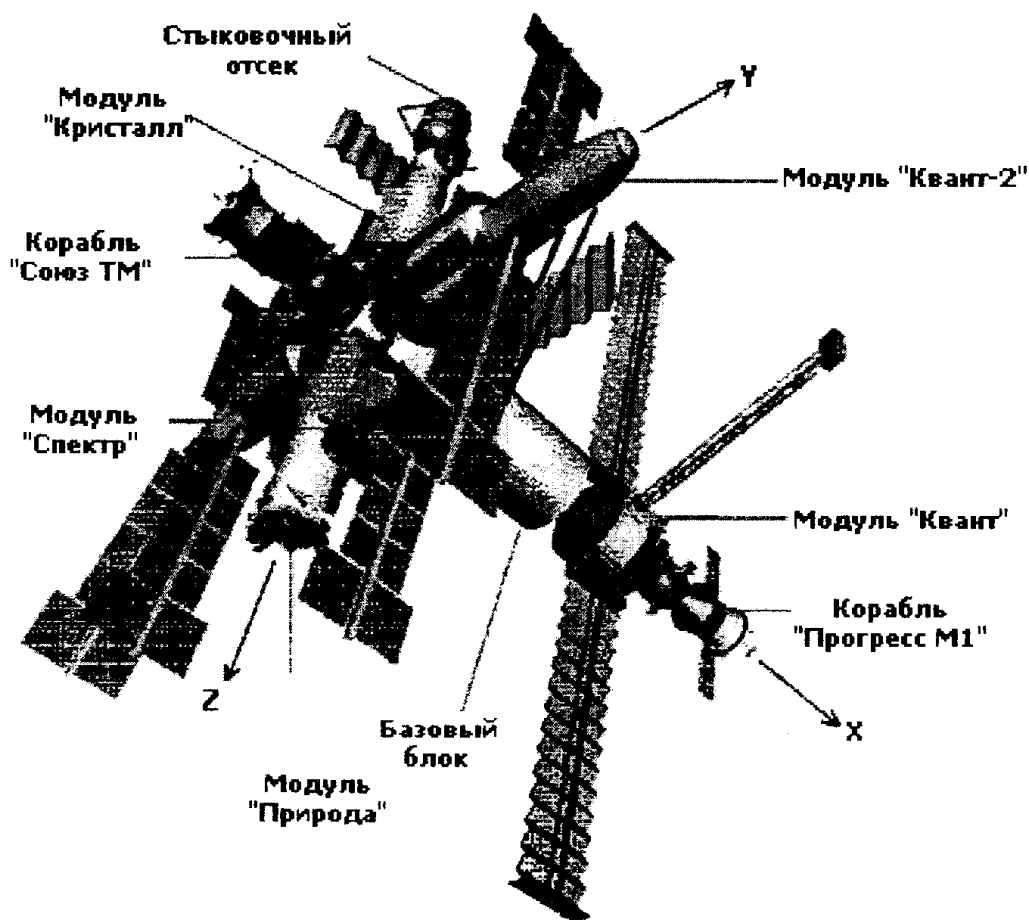


Рис. 1.6. Внешний вид станции «Мир»

Характеристики орбитальных станций СССР (России) и США представлены в табл. 1.10.

Таблица 1.10

Характеристики орбитальных станций

Орбитальные станции	Начало-конец работы на орбите Земли	Длительность существования (сутки)	Обитаемость	Кол-во экспедиций	Кол-во чел./стартов
«Салют»	19.04.71–11.10.71	176	23	1	3
«Скайлэб» (Skylab)	14.05.73–09.07.79	2221	171	3	9
«Салют-3»	26.06.74–25.01.75	214	15	1	2
«Салют-4»	26.12.76–03.02.77	771	90	2	4

Орбитальные станции	Начало-конец работы на орбите Земли	Длительность существования (сутки)	Обитаемость	Кол-во экспедиций	Кол-во чел./стартов
«Салют-5»	22.06.76–08.08.77	413	65	2	4
«Салют-6»	29.09.77 – 29.07.82	1765	679	5 ЭО + 11 ЭП	33 (8 иностр.)
«Салют-7»	19.04.82–01.09.86	1596	763	4 ЭО + 5 ЭП	24 (2 иностр.)
Станция «Мир»	20.02.86 – 23.03.2001	5510	4936	28 ЭО + 5 ЭП	91 (22 иностр., 6 на «Шаттлах» — всего 7 по программе «Мир» – «Шаттл»)

Примечание. Обитаемость — время (в сутках) присутствия на станции космонавтов (астронавтов); ЭО — экспедиция основная; ЭП — экспедиция посещения.

2. Общие сведения о космических аппаратах. Некоторые вопросы космической баллистики

2.1. Виды и назначение космических аппаратов и их классификация

Классификацию космических аппаратов (КА) можно производить по различным признакам. В настоящее время общепризнанной является классификация в зависимости от области космического пространства, в которую направляется аппарат. В зависимости от области пространства изменяются задачи, решаемые КА, а главное, сильно изменяются энергетические потенциалы как двигательных установок, так и радиотехнических систем. КА в зависимости от области космического пространства делятся на КА ближнего космоса, КА среднего космоса и КА дальнего космоса.

К аппаратам ближнего космоса относятся баллистические ракеты (БР), антиракеты, искусственные спутники Земли (ИСЗ), антиспутники. Располагаются они на удалениях от поверхности Земли до 40 тыс. км.

К аппаратам среднего космоса относятся аппараты для полетов к Луне (до 400 тыс. км).

К аппаратам дальнего космоса относятся аппараты для полета к планетам Солнечной системы. Эти аппараты называются межпланетными станциями.

Если КА обитаем, т.е. на его борту есть экипаж, то говорят о космическом корабле; если необитаем, то КА называют автоматической станцией.

По назначению КА делятся на следующие группы:

1) *научно-исследовательские*, используемые для изучения физических условий и процессов в космическом пространстве;

2) *коммерческие*, используемые для решения хозяйственных и прикладных задач, например, метеорологические, геодезические, навигационные, связные и другие ИСЗ;

3) *военного назначения*, например, баллистические ракеты, антиракеты, разведывательные ИСЗ, военные ударные ИСЗ, аппараты для уничтожения различных КА и т.п.

Диапазон задач, решаемых научно-исследовательскими КА, весьма широк. Это исследование верхних слоев атмосферы Земли, изучение гравитационных и магнитных полей, уточнение физических констант, изучение космической материи (метеорного вещества, космических лучей и т.д.). Межпланетные автоматические станции, совершая посадку или пролетая в непосредственной близости от планет Солнечной системы,

передают на Землю данные о свойствах атмосферы, поверхности и другие данные о небесных телах, полученные путем непосредственных измерений. Очень широко применяются КА прикладного назначения.

На всех КА можно выделить аппаратуру (системы) целевого назначения, обеспечивающие системы и бортовой комплекс управления.

К *аппаратуре целевого назначения* относятся различные приборы, применяемые для научных исследований, фототелевизионные устройства, ретрансляторы спутников связи и другая аппаратура, используемая для решения целевых задач КА.

Обеспечивающие системы (системы электроснабжения, терморегулирования и т. п.) необходимы для создания нормальных условий функционирования КА и его экипажа. Система электроснабжения обеспечивает электроэнергией всю бортовую аппаратуру КА. Электроэнергию в этой системе получают от химических, солнечных или ядерных источников. Основными характеристиками системы электроснабжения являются ее масса и объем, приходящиеся на единицу полезной мощности. При кратковременном действии системы применяются химические источники энергии, а при длительном — солнечные или ядерные. В настоящее время наиболее распространены солнечные батареи. В зависимости от размеров их мощность колеблется от десятков ватт до нескольких киловатт. Фотоэлементы батарей малой мощности размещаются прямо на корпусе КА, а для более мощных делаются специальные панели, ориентируемые на Солнце во время полета КА. Система терморегулирования предназначена для обеспечения требуемого температурного режима КА. Для бортовой аппаратуры нормальными считаются температуры от 0 до 40 °С, а для жизнедеятельности экипажа — от 15 до 25 °С.

В *бортовой комплекс управления* входят три основные системы: система управления бортовой аппаратурой, система ориентации и управления движением и система обмена информацией с наземным комплексом управления. Современные бортовые комплексы управления строятся на основе вычислительных комплексов, образующих иногда распределенную вычислительную сеть из встроенных в указанные системы микропроцессоров. Основными функциями системы управления бортовой аппаратурой являются формирование управляющих воздействий, синхронизация и диагностика работы бортовой аппаратуры. Для пилотируемых КА в состав этой системы вводится подсистема ручного управления КА. Система управления движением обеспечивает ориентацию и стабилизацию КА, управление движением центра масс при маневре, коррекции, спуске. В ее состав могут входить подсистемы автономной навигации, подсистемы сближения и стыковки, а для пилотируемых КА — еще и подсистема ручного управления движением центра масс и вокруг центра масс.

Вся бортовая аппаратура КА должна надежно работать в течение длительного времени в условиях космоса (при повышенной радиации и в состоянии невесомости), а также выдерживать большие перегрузки при выведении КА на орбиту и при его торможении при посадке.

2.2. Системы координат, используемые при определении положения КА

Траектории полета КА имеют активные участки, на которых работают двигатели, и пассивные, на которых двигатели не работают. При полете КА активные и пассивные участки могут чередоваться. Точки траектории, в которых выключаются двигатели, называются *граничными*.

Вывод КА на орбиту, переход с одной орбиты на другую, сближение и стыковка нескольких КА, снижение и посадка на поверхность происходят на активных участках полета. Снижение и посадка на поверхность Земли и других планет, имеющих плотную атмосферу, возможны также при неработающих двигателях за счет аэродинамических свойств КА и применения специальной парашютной системы. Формы траектории и продолжительности активных участков различны в зависимости от решаемых КА задач.

Основную часть времени полета КА находится на пассивных участках траектории. При движении по ним действующие на КА силы известны с относительно высокой точностью. Поэтому в первом приближении можно считать, что траектории пассивного полета являются детерминированными и определяются начальными параметрами движения КА в граничных точках.

При решении задач, связанных с движением и управлением КА, расчетом траектории и управлением движением КА, возникает необходимость введения единого отсчета времени и различных систем координат.

Для управления полетом *на участке выведения* во всех координатных системах отсчет времени ведется в секундах от момента старта ракеты. При этом используется несколько различных систем координат.

Стартовая система координат. Это топоцентрическая система. За начало ее берется точка старта. Ось x — касательная к дуге большого круга, проходящего через точку старта и цель. Ось y — из центра Земли через точку старта и вверх. Ось z — перпендикулярна к ним и идет так, чтобы образовалась правая система координат. Стартовая система является измерительной системой при радиоуправлении ракетой.

Связанная система координат. Система связана с корпусом летящей ракеты. Начало системы совмещается с центром масс ракеты. Ось

x' совпадает с продольной осью симметрии ракеты. Оси y' и z' образуют с осью x' угол в 90° , т.е. расположены в плоскости, перпендикулярной оси симметрии. В положении на старте плоскости Oxy и $Ox'y'$ совпадают и направление осей z и z' — тоже.

Для полного определения положения ракеты в пространстве не как материальной точки, а как объемного тела вводят три угла, определяющих взаимное положение стартовой и связанной систем координат. Это углы тангажа (характеризует наклон оси к стартовому горизонту), рыскания (характеризует отклонение оси ракеты от плоскости стрельбы) и крена (поворот оси ракеты вокруг оси симметрии).

Связанная система координат является исполнительной системой, поскольку рули ориентированы и поворачиваются всегда относительно корпуса ракеты.

Поточная система координат. Эта система связана с траекторией движения. Начало отсчета расположено в центре масс. Ось x'' направлена по вектору скорости, т.е. по касательной к траектории. Ось y'' является главной нормалью траектории. Ось z'' перпендикулярна им и образует правую систему.

Поточная и связанная системы различаются двумя углами: углом *атаки* (в плоскости Oxy) и углом *скольжения* (в плоскости Oxz).

Для описания движения КА используют инерциальные системы координат. Эти системы жестко связаны с определенным выбранным направлением в пространстве, которое не зависит от движения Земли. Если движение КА происходит вблизи Земли, то выгодно использовать систему с началом в центре Земли; при этом достигается значительное упрощение уравнений движения. Движение КА в пределах Солнечной системы удобно описывать уравнениями в системе координат с началом в центре Солнца. В соответствии с этим используются *геоцентрические* и *гелиоцентрические* системы координат. Каждую из этих систем подразделяют на *экваториальную* и *эклиптическую*, в зависимости от того, в какой плоскости выбираются основные оси x и y (плоскость эклиптики — плоскость орбиты Земли).

Геоцентрическая экваториальная система координат представлена на рис. 2.1. Начало системы расположено в центре Земли, N и S — полюсы мира, образующие ось мира. Плоскость экватора пересекается с плоскостью эклиптики по прямой, проходящей через центр Земли. При этом образуются на небесной сфере две точки: точка весеннего и точка осеннего равноденствия. За направление оси x принимается направление из центра Земли на точку весеннего равноденствия. Ось z проходит через Северный полюс. Ось y расположена в плоскости экватора и образует правую систему координат.

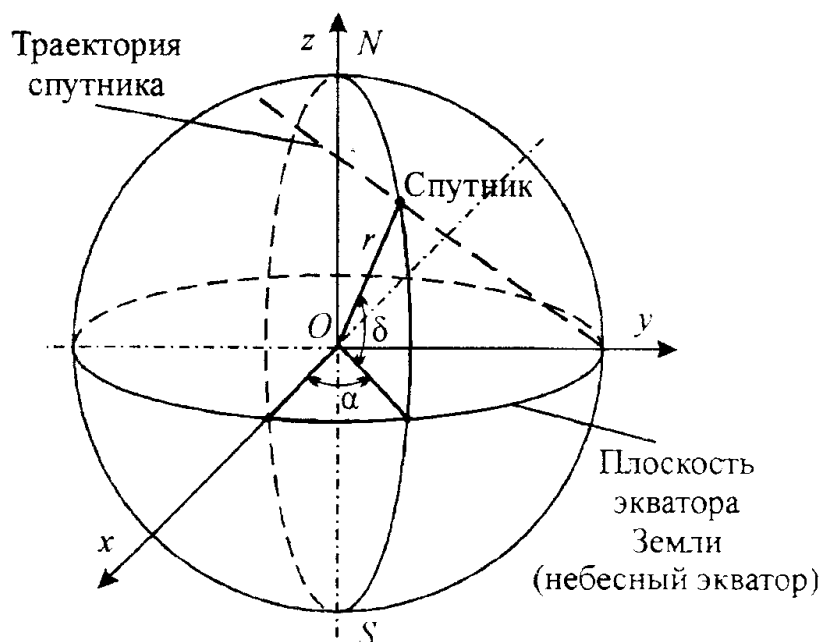


Рис. 2.1. Инерциальная геоцентрическая система координат

Приведенной ортогональной системе соответствует сферическая (полярная) система. В этом случае положение небесного тела характеризуется *прямым восхождением* α (в пл. Oxy , $\alpha \rightarrow 0 - 360^\circ$), *склонением* δ (в пл. Ozx , $\delta \rightarrow \pm 90^\circ$) и *дальностью* r . Декартовы координаты связаны со сферическими соотношениями

$$x = r \cos \delta \cdot \cos \alpha, \quad y = r \cos \delta \cdot \sin \alpha, \quad z = r \sin \delta. \quad (2.1)$$

Для упрощения уравнений орбитального движения ИСЗ вводится плоская **орбитальная система координат**. Геоцентрическая орбитальная система $O_3x_w y_w z_w$ изображена на рис. 2.2. Начало координат — центр Земли, опорная плоскость — плоскость орбиты КА.

Ось y_w направлена в точку перигея (перигеем называется ближайшая к центру Земли точка орбиты); ось x_w располагается в плоскости орбиты и направлена в сторону движения в перигее; ось z_w дополняет систему до правой. Положение этой системы координат относительно геоцентрической системы O_3xyz определяется тремя углами: наклонением орбиты i , аргументом перигея ω и долготой восходящего узла Ω . Положение КА в плоскости орбиты описывается радиус-вектором r и углом θ , отсчитываемым от направления на перигей.

Рассмотрим еще одну систему координат — **гелиоцентрическую эллиптическую** (рис. 2.3). Начало системы расположено в центре Солнца; отсчетная плоскость — плоскость эклиптики; ось x направлена в точку весеннего равноденствия; ось z — в северный полюс эклиптики; ось y — в плоскости эклиптики для образования правой системы координат.

2. Общие сведения о космических аппаратах

Координаты: астрономическая долгота α (в плоскости эклиптики), широта δ (в круге широты), расстояние r .

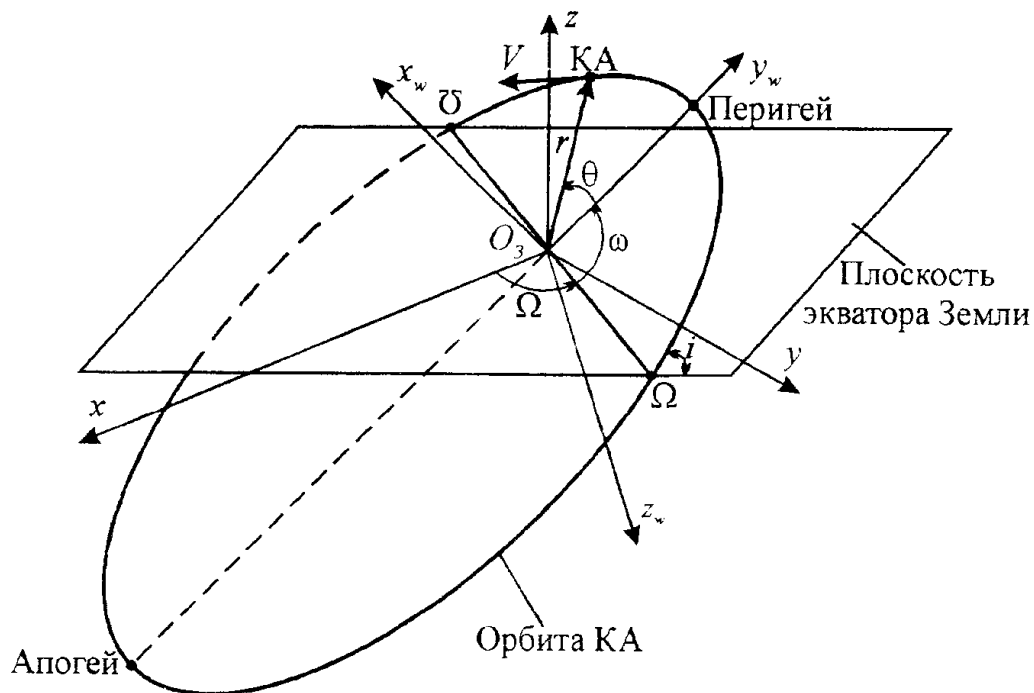


Рис. 2.2. Геоцентрическая орбитальная система координат

Существуют формулы перехода от одной системы к другой; они не сложны, но громоздки.

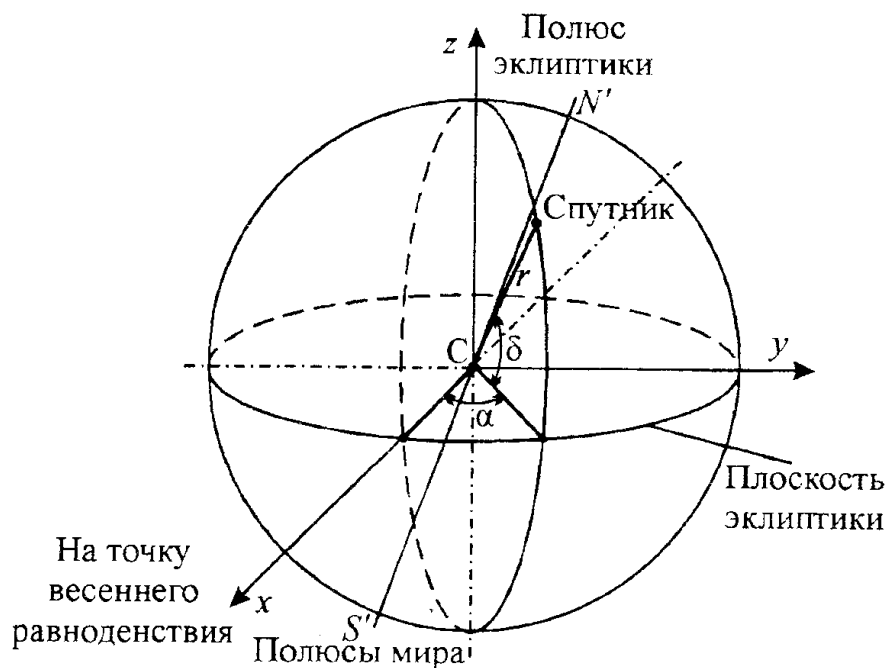


Рис. 2.3. Гелиоцентрическая эклиптическая система координат

При использовании радиотехнических методов определения координат КА используют **измерительную топоцентрическую** (иногда ее называют **горизонтальной**) **систему координат**. Начало этой системы привязывают к той точке земной поверхности, где расположена станция наблюдения (рис. 2.4). На рисунке приведены обозначения: центр небесной сферы — в точке начала координат; отсчетная плоскость — плоскость истинного горизонта; Z — зенит; Z' — надир; большой круг небесной сферы, проходящий через зенит и КА — вертикал объекта.

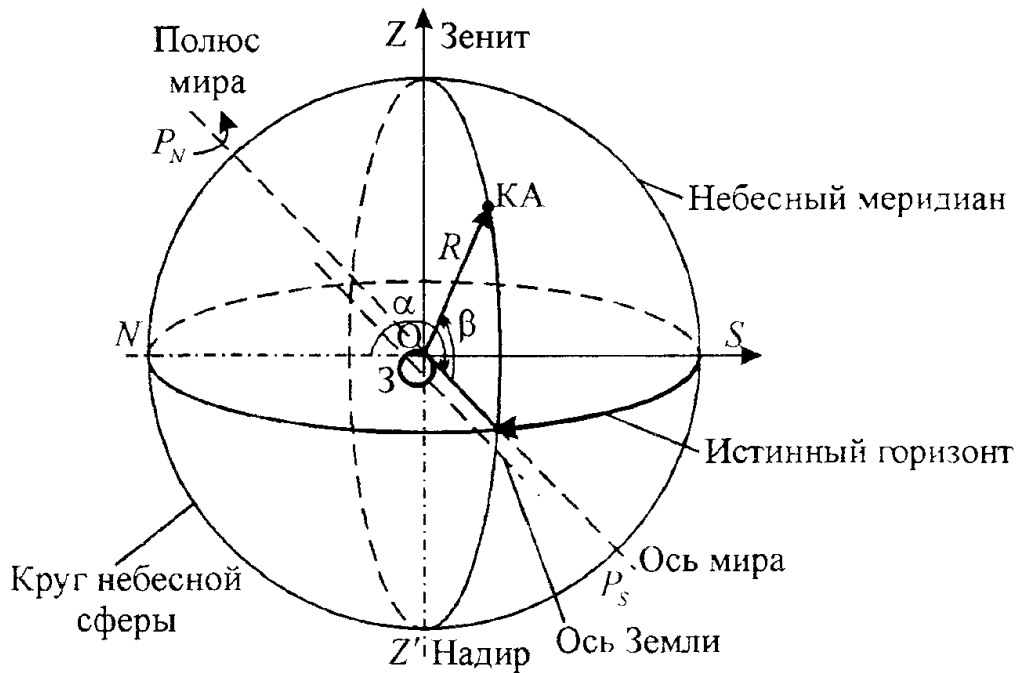


Рис. 2.4. Измерительная система координат

Координаты небесного тела или КА в этой системе, которая является полярной, определяются *азимут* α , *углом высоты* (углом места) β и расстоянием R . Азимут отсчитывается по дуге истинного горизонта на восток от точки севера N до вертикала КА ($0-360^\circ$). Угол β — это угол между истинным горизонтом и направлением на КА ($0 \pm 90^\circ$). Именно в такой системе выдает координаты РЛС: дальность, азимут и угол места. Может использоваться прямоугольная система координат: ось x направлена на север, ось y совпадает с местной вертикалью, а ось z дополняет систему до правой. Переход от ортогональной системы к полярной производится по формулам вида (2.1).

Местоположение наземных пунктов удобно определять в жестко связанной с Землей геодезической системе координат $O_3x'y'z'$ (рис. 2.5). Начало геодезической системы — центр Земли, опорная плоскость — плоскость экватора. Ось x' образуется пересечением плоскости Гринвичского меридиана с плоскостью экватора, ось z' проходит через Северный

полюс, а ось y' направлена так, чтобы система координат была правой. Геодезической декартовой системе координат соответствует сферическая система, в которой положение точки определяется модулем радиус-вектора r_3 , широтой φ и долготой λ .

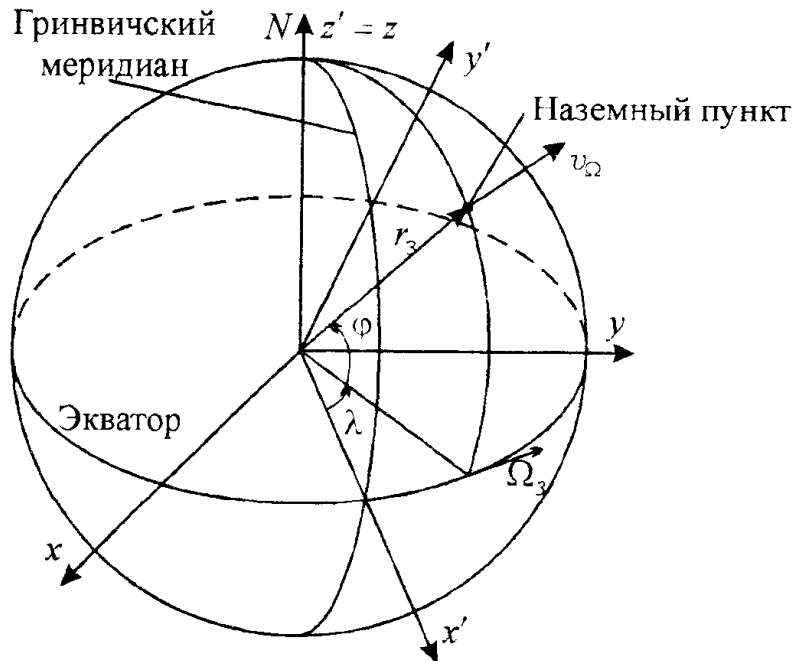


Рис. 2.5. Геодезическая система координат

Для перехода от декартовых координат к сферическим геодезическим нужно воспользоваться соотношениями (2.1), заменив модуль радиус-вектора r радиусом Земли r_3 , склонение δ — широтой φ , а прямое восхождение α — долготой λ .

Все точки земной поверхности, оставаясь неподвижными в геодезической системе, перемещаются в геоцентрической системе координат с запада на восток соответственно суточному вращению Земли вокруг оси $z \equiv z'$ с угловой скоростью $\Omega_3 \approx 15$ градусов в час. Линейная скорость (м/с) их движения составляет (см. рис. 2.4):

$$v_{\Omega} = r_3 \Omega_3 \cos \varphi \approx 465 \cos \varphi, \quad (2.2)$$

где r_3 — расстояние от центра Земли до рассматриваемой точки, т.е. радиус Земли, среднее значение которого приближенно равно 6371 км; φ — широта рассматриваемой точки.

2.3. Математическое описание траектории полета КА

Под траекторией полета КА на определенном временном интервале $[0, T]$ будем понимать зависимость положения центра масс КА от времени в принятой системе координат. Траектория полета считается известной, если в любой момент времени t на временном интервале $[0, T]$ известен текущий вектор положения КА $\vec{r}(t)$.

Траектория полета представляет собой непрерывную пространственно-временную функцию. Поэтому в самом общем случае она может быть представлена в виде совокупности конечного числа независимых параметров (элементов) траектории \vec{q} , с достаточной степенью точности аппроксимирующих движение КА. Вид и количество параметров зависят от характера полета и действующих сил. При этом обычно используют два способа математического описания траектории.

Первый способ основан на непосредственной аппроксимации траектории как пространственной кривой с помощью некоторых известных функций, обеспечивающих необходимую степень приближения к истинному движению на соответствующем временном интервале. Простейшее представление может быть сделано как полиномиальная модель движения, основанная на представлении процесса изменения координат на некотором интервале $[0, T]$ в виде полинома степени s . Текущий вектор положения КА может быть представлен таким образом:

$$\vec{r}(t) = f(\vec{V}, s, t, T) = \vec{V}_0 + \vec{V}_1(t-t_0) + \dots + \vec{V}_j(t-t_0)^j + \dots + \vec{V}_s(t-t_0)^s, \quad (2.3)$$

где t_0 — начальный момент времени; $\vec{V}_0, \dots, \vec{V}_s$ — совокупность коэффициентов полинома.

Таким образом, для описания движения КА нужно знать совокупность коэффициентов $\vec{V}_0, \dots, \vec{V}_s$. Однако такая модель является слишком абстрактной и не дает представления о физической природе сил. Поэтому чаще используют второй способ.

Второй способ описания движения КА — составление и решение системы дифференциальных уравнений движения, наглядно отображающих совокупность действующих на КА сил.

Известно, что движение центра масс объекта в некоторой инерциальной системе отсчета согласно второму закону Ньютона может быть записано в виде

$$m\vec{\ddot{r}} = \vec{F}_\Sigma, \quad (2.4)$$

где m — масса; $\ddot{\vec{r}}$ — вектор мгновенного ускорения; \vec{F}_{Σ} — суммарный вектор всех действующих сил.

Например, на движение ИСЗ действует сила земного тяготения, тяготения Луны, Солнца, планет, давление солнечного света, аэродинамическое сопротивление атмосферы и т.п.

Если на участке полета действует сила тяги двигателя, то участок траектории называется *активным*. Если действуют только внешние силы, то полет называется *пассивным* или *свободным*.

Для рассмотренного выше примера полета ИСЗ движение удобно рассматривать в инерциальной геоцентрической экваториальной системе координат. В этой системе векторное уравнение движения КА (2.4) представится в виде системы трех дифференциальных уравнений второго порядка:

$$m \cdot a_x = F_{\Sigma x},$$

$$m \cdot a_y = F_{\Sigma y},$$

$$m \cdot a_z = F_{\Sigma z},$$

где $a_x = \ddot{r}_x$ — проекция $\ddot{\vec{r}}$ на ось x и т.д.; $F_{\Sigma x}$ — проекция суммарного вектора сил на ось x и т.д.

Вместо трех уравнений второго порядка движение КА можно представить шестью дифференциальными уравнениями первого порядка, из которых три первых записываются относительно составляющих текущего вектора скорости, а три последующих являются обычными кинематическими соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{\partial v_x}{\partial t} = F_{\Sigma x}; \quad m \frac{\partial v_y}{\partial t} = F_{\Sigma y}; \quad m \frac{\partial v_z}{\partial t} = F_{\Sigma z}; \\ \frac{\partial x}{\partial t} = v_x; \quad \frac{\partial y}{\partial t} = v_y; \quad \frac{\partial z}{\partial t} = v_z. \end{aligned} \right\} \quad (2.5)$$

Чтобы определить мгновенное значение вектора положения на некотором временном интервале $[0, T]$, необходимо проинтегрировать систему дифференциальных уравнений. Для получения однозначного решения системы дифференциальных уравнений требуется знать шесть начальных условий (постоянных интегрирования), а также совокупность коэффициентов, входящих в правые части системы уравнений и описывающих силы, действующие на КА. Совокупность шести независимых начальных условий и l значений независимых коэффициентов, входящих в выражения, описывающие действующие силы, называется полной системой параметров траектории на временном интервале $[0, T]$. Эту совокупность

$6 + l = m$ параметров траектории представляют m -мерным вектором \vec{q} . Тогда текущие параметры движения в любой момент t (т.е. координаты и вектор скорости) являются функцией m параметров траектории:

$$\vec{r}(t) = \vec{r}(q, t); \quad \dot{v}(t) = \dot{v}(q, t). \quad (2.6)$$

Различают 2 вида траекторий:

– *детерминированные*, когда на всем интервале полета $[0, T]$ совокупность сил, действующих на КА, известна. Тогда коэффициенты l известны, и такая траектория определяется только начальными условиями, которых всего шесть. По сути, они являются характеристиками траектории в начальный момент времени, т.е. тремя координатами и тремя проекциями вектора скорости; они могут быть получены путем измерений;

– *недетерминированные* траектории, когда полной информации о совокупности сил нет.

2.4. Свободный полет космических аппаратов

Полет КА без работающего двигателя описывается также приведенными выше дифференциальными уравнениями. Наиболее просто можно рассмотреть свободный полет КА на примере полета ИСЗ, когда из всей совокупности сил можно выделить основную силу, определяющую движение КА.

При движении вокруг Земли основной силой будет сила взаимного притяжения ИСЗ и Земли. Согласно закону всемирного тяготения эта сила равна

$$F = f \frac{Mm}{r^2}, \quad (2.7)$$

где f — гравитационная постоянная, равная $6,67 \cdot 10^{-8} \frac{\text{см}^3}{\text{г} \cdot \text{с}^2}$; M, m — массы Земли и ИСЗ; r — расстояние.

Обычно рассматривают движение объекта с единичной массой, т.е. $m = 1$. Тогда дифференциальные уравнения можно записать:

$$\frac{\partial^2 x}{\partial t^2} = F_{1x} + R_x, \quad \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = F_{1y} + R_y, \quad \frac{\partial^2 z}{\partial t^2} = F_{1z} + R_z, \quad (2.8)$$

где $F_1 = f \frac{M}{r^2}$; F_x, F_y, F_z — проекции на оси основной силы; R_x, R_y, R_z — остальные (неглавные) силы, называемые возмущающими силами.

Обычно сначала рассматривают невозмущенное движение КА, т.е. при условии $R_x = R_y = R_z = 0$. Тогда система дифференциальных уравнений решается точно, и решение приводит к следующему результату (решение опущено, есть в книгах по небесной механике):

$$\begin{aligned} C_1x + C_2y + C_3z &= 0, \\ r^2 \frac{\partial \theta}{\partial t} &= C_3, \\ r &= \frac{P}{1 + e \cos \theta}, \end{aligned} \quad (2.9)$$

где $C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, C_6$ — постоянные интегрирования, начальные условия.

Первое уравнение — это уравнение плоскости, проходящей через начало координат. Следовательно, орбита КА при невозмущенном движении представляет собой плоскую кривую, неподвижную в пространстве и расположенную в плоскости, проходящей через центр Земли.

Во втором уравнении r и θ — текущие координаты КА в орбитальной системе координат; $\Delta\theta$ — угол поворота радиус-вектора r за промежуток Δt ; $r\Delta\theta$ — длина дуги; $0,5rr\Delta\theta$ — площадь элементарного треугольника, проходимого радиус-вектором за Δt . Поделив площадь на Δt , получаем секториальную скорость; правая же часть уравнения есть константа. Следовательно, второе уравнение показывает, что секториальная скорость КА или площадь, «заметаемая» радиус-вектором в единицу времени в любой части орбиты, есть величина постоянная. Это есть второй закон Кеплера (рис. 2.6).

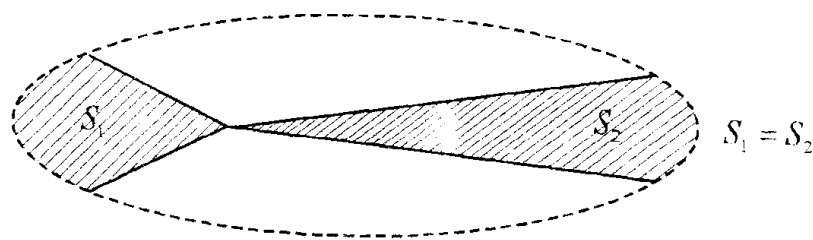


Рис. 2.6. Изменение скорости на орбите

Третье уравнение $r = \frac{P}{1 + e \cos \theta}$ является уравнением кривой второго порядка, а именно уравнением конического сечения в полярной системе координат.

Конические сечения (рис. 2.7) имеют разные формы (окружность, эллипс, парабола, гипербола). Параметрами этой кривой являются величины

P и $e \left(P = \frac{C_3^2}{fM}, e = \sqrt{1 + \frac{C_4 C_3^2}{f^2 M^2}} \right)$, а r и θ — текущие координаты КА, радиус-вектор и угол в орбитальной системе координат.

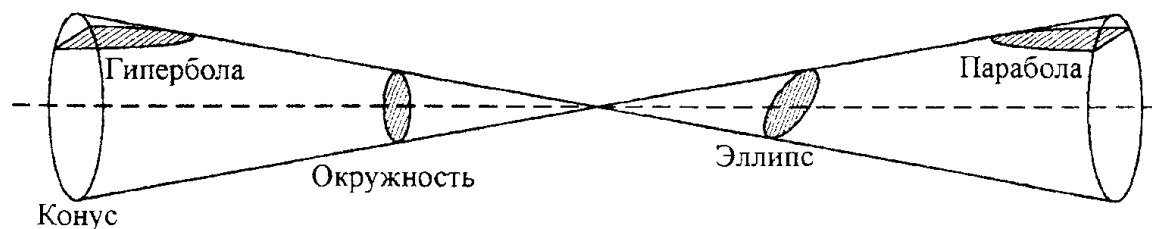


Рис. 2.7. Конические сечения плоскостью

Если $e < 1$, то формой кривой является эллипс; $e = 1$ — парабола; $e > 1$ — гипербола; $e = 0$ — окружность.

Таким образом, третье уравнение показывает, что в плоскости орбиты движение КА может происходить по окружности, эллипсу, параболе или гиперболе. На рис. 2.8 все траектории приведены к одной точке.

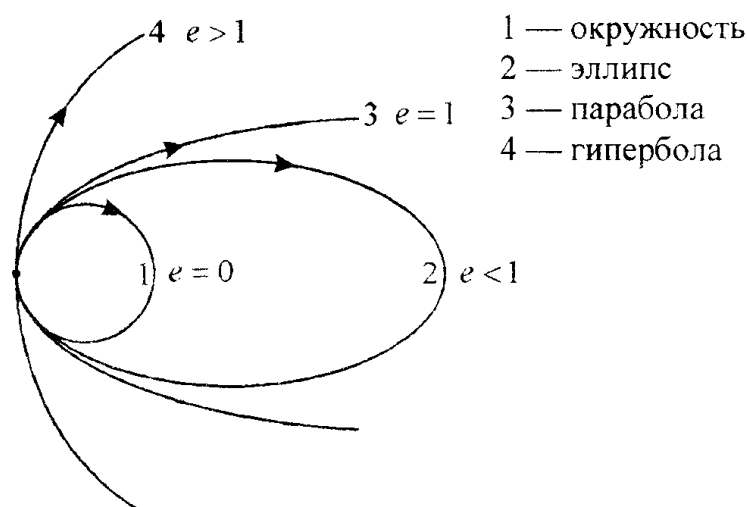


Рис. 2.8. Формы траекторий КА

В некоторых случаях используется иной вариант решения дифференциальных уравнений. Это решение дается в орбитальной системе координат (см. рис. 2.2). Оно используется для рассмотрения задач управления баллистической ракетой (БР) и имеет вид

$$\frac{r_0}{r} = \frac{1 - \cos \theta}{2\lambda \sin^2 \gamma} + \frac{\sin(\gamma - \theta)}{\sin \gamma}, \quad (2.10)$$

где λ — параметр, равный отношению кинетической энергии к потенциальной энергии ракеты в момент отсечки двигателя:

$$\lambda = \frac{mv_0^2}{2} \bigg/ \frac{fMm}{r_0} = \frac{r_0 v_0^2}{2fM},$$

здесь учтено, что потенциальная энергия в граничной точке равна силе тяжести, т.е. силе притяжения Земли; γ — угол запуска (угол бросания), отсчитанный от направления радиус-вектора в граничной точке; r_0, v_0 — начальные условия движения в граничной точке.

Выражение для скорости КА при решении дифференциальных уравнений получается в виде следующей функциональной зависимости:

$$v = \sqrt{\frac{2fM}{r} + \frac{fM(e^2 - 1)}{P}}. \quad (2.11)$$

Поскольку в это выражение входят параметры траектории P и e , то можно говорить, что форма траектории определяется скоростью КА, причем скоростью в ближайшей к притягательному центру вершине, т.е. в перигее.

Выше говорилось, что при $e = 1$ обеспечивается параболическая траектория; скорость при этом равна

$$v_{\text{параб}} = \sqrt{\frac{2fM}{r_{\text{перигея}}}}. \quad (2.12)$$

При $v > \sqrt{\frac{2fM}{r_{\text{перигея}}}}$ траектории гиперболические, $v < \sqrt{\frac{2fM}{r_{\text{перигея}}}}$ — эллиптические.

Проведем преобразования этих формул с учетом того, что $r = R_3 + H$ (H — высота КА над поверхностью Земли), а $mg_0 = f \frac{Mm}{R_3^2}$ (вес тела на поверхности равен гравитационной силе), откуда следует: $fM = R_3^2 g_0$. В результате получаем

$$v_{\text{параб}} = \sqrt{\frac{2R_3^2 g_0}{R_3 + H}}. \quad (2.13)$$

Эта скорость, при которой движение идет по незамкнутой кривой, т.е. когда КА может покинуть сферу притяжения Земли, называется второй космической скоростью.

Для эллиптической орбиты выражение для скорости примет вид

$$v = \sqrt{R_3^2 g_0 \left(\frac{2}{R_3 + H} - \frac{1}{a} \right)}. \quad (2.14)$$

Из этой формулы следует, что скорость на эллиптической орбите непостоянна, наибольшая она при $H = H_{\min}$, т.е. в перигее (второй закон Кеплера).

Для движения по круговой орбите, когда $H = \text{const}$, полуось $a = R_3 + H$, $e = 0$, $r = P = R + H$, из общих формул получаем:

$$v_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{R_3^2 g_0}{R_3 + H}}, \quad v_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2fM}{r} + \frac{(e^2 - 1)fM}{P}} = \sqrt{\frac{fM}{r}}. \quad (2.15)$$

Величина $v_{\text{кр}}$ носит название первой космической скорости (круговой скорости).

Следовательно, чтобы КА вращался на круговой орбите, ему нужно придать первую космическую скорость и перпендикулярность вектора этой скорости радиус-вектору.

Если скорость меньше $v_{\text{кр}}$, то КА упадет на Землю — так летят БР.

Если скорость больше $v_{\text{кр}}$, то будут эллиптические орбиты и КА не уйдет за пределы земного притяжения.

Гиперболические скорости также обеспечивают полет КА за пределы притяжения Земли, но по орбитам меньшей кривизны. Эти орбиты затем станут эллиптическими, но уже относительно Солнца. Если еще увеличить скорость, то можно получить скорость, при которой КА покинет зону притяжения Солнца. Параболическая скорость относительно Солнца даст эту возможность. Скорость, при которой КА, запущенный с Земли, покинет пределы Солнечной системы, называется 3-й космической скоростью.

Заметим, что указанные скорости зависят от высоты точки перигея: с удалением от Земли скорости уменьшаются. Величины скоростей следующие: при $H = 0$ первая космическая равна 7,8 км/с, при $H = 500$ км — 7,62 км/с; вторая космическая — 11,2 км/с и 11,0 км/с соответственно; третья космическая — 16,7 км/с и 16,5 км/с.

Для Земли при $H = 394400$ км первая космическая равна 1,02 км/с — с такой скоростью движется Луна на орбите спутника Земли (в среднем). Круговая скорость вокруг Солнца на расстоянии Земли (в среднем) равна 29,8 км/с — с такой скоростью в среднем движется Земля. Параболическая гелиоцентрическая скорость с поверхности Солнца равна 42,1 км/с.

2. Общие сведения о космических аппаратах

Движение ИСЗ по эллиптической орбите происходит с переменной скоростью: в перигее она максимальна, в апогее минимальна. Скорость в перигее равна

$$v_{\Pi} = \sqrt{\frac{2fMr_{\Lambda}}{r_{\Pi}(r_{\Pi} + r_{\Lambda})}}, \quad (2.16)$$

в апогее —

$$v_{\Lambda} = v_{\Pi} \frac{r_{\Pi}}{r_{\Lambda}}, \quad (2.17)$$

а период обращения спутника по орбите

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{fM}}. \quad (2.18)$$

Отсюда следует, что период обращения зависит только от постоянной тяготения и величины большой полуоси.

Если ИСЗ находится на круговой орбите, то период равен

$$T = 2\pi \frac{R_3 + H}{v_{кр}} = 2\pi \sqrt{\frac{(R_3 + H)^2}{fM}} = \frac{2\pi}{R_3} \sqrt{\frac{(R_3 + H)^3}{g_0}}.$$

Время обращения ИСЗ на круговых орбитах разных высот представлено в табл. 2.1.

Таблица 2.1
Период обращения ИСЗ на разных высотах

H , км	a , км	T
0	6370	1 ч 24,4 мин
500	6870	1 ч 35 мин
5000	11370	3 ч 22 мин
50000	56370	37 ч 11 мин
Луна	384000	27,32 суток

Заметим, что покинуть пределы притяжения можно и при малой скорости, но для этого нужны постоянно работающие двигатели. На практике используется другой вариант, когда с помощью ракеты-носителя разгоняют КА до нужной скорости, а затем выключают двигатели. Далее от граничной точки выполняется баллистический полет.

2.5. Траектории баллистических ракет

2.5.1. Траектория запуска и движения БР

При запуске баллистических ракет, искусственных спутников Земли и космических аппаратов, предназначенных для полета к другим планетам, имеется много общего. Траектория полета любого из перечисленных объектов начинается с *активного участка*, на котором объекту сообщается необходимая кинетическая энергия и осуществляется выведение его в заданную точку пространства для дальнейшего пассивного полета по заданной траектории.

Активный участок траектории может быть разделен на три отрезка (рис. 2.9).

Первый отрезок активного участка траектории называется *стартовым*. Ракета всегда запускается вертикально вверх и сохраняет вначале вертикальное движение, стремясь по кратчайшему пути преодолеть плотные слои атмосферы.

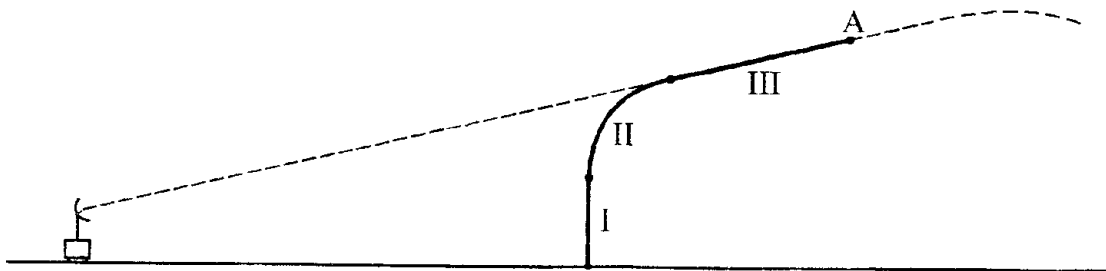


Рис. 2.9. Траектория выведения КА

На втором отрезке, называемом *участком выведения*, производится разворот ракеты в соответствии с заданной программой. Разворот осуществляется автономной системой, которая изменяет угол тангажа.

Третий отрезок активного участка траектории называется *участком выключения двигателей*. На этом участке угол тангажа (и угол визирования β) поддерживается постоянным, и ракета летит прямолинейно. Прямолинейное движение облегчает управление ракетой и повышает его точность. Выключение двигателей производится тогда, когда взятые в совокупности параметры движения обеспечивают пассивный полет ракеты по заданной траектории.

Точка траектории *A*, в которой выключаются двигатели, называется *граничной точкой*. В граничной точке управление ракетой заканчивается, и дальнейший путь она совершает по инерции в свободном движении по баллистической кривой. Характер баллистической кривой определяется параметрами движения ракеты в граничной точке.

Боевые баллистические ракеты обладают эллиптическими траекториями, пересекающимися с поверхностью Земли. Скорости их в граничной точке не превышают первой космической и находятся в пределах 3000–7500 м/с.

На большей части траектории от момента выключения двигателей до возвращения в плотные слои атмосферы баллистическая ракета совершает неуправляемый свободный полет. Лишь конечный участок ее траектории проходит в плотных слоях атмосферы, где на ракету действуют аэродинамические силы. Однако внесение соответствующей поправки позволяет при расчетах допускать, что баллистическая ракета совершает свободный полет по всей траектории после граничной точки. На последнем участке движения возможно донаведение ракеты.

Для попадания ракеты в цель необходимо предварительно рассчитать траекторию ее полета. Обычно при этом сначала решается задача движения ракеты в поле тяготения сферической неподвижной Земли. Затем вносятся поправки, учитывающие несферичность и вращение Земли, а также особенности движения ракеты при вхождении в плотные слои атмосферы. Наконец, при очень точных расчетах приходится учитывать влияние различных аномалий.

Найдем «попадающую» (номинальную) траекторию баллистической ракеты, т.е. траекторию, по которой должна лететь ракета для поражения заданной цели. Вначале будем считать, что Земля представляет собой неподвижную сферу и весь полет ракеты происходит в плоскости, проходящей через ее граничную точку, центр Земли и цель (рис. 2.10).

Воспользуемся уравнением траектории (2.10), учтя следующее. Угол θ в соответствии с рис. 2.2 отсчитывается от направления на перигей траектории. Поскольку при запуске перигей траектории еще не определен, то отсчет угла ведется от направления на граничную точку; уравнение от этого не изменяется. Подставив в это уравнение координаты цели, получаем выражение для «попадающей» траектории. Для целей, лежащих на земной поверхности, модуль радиус-вектора равен радиусу Земли, а полярный угол определяется заданной

дальностью стрельбы $\theta_{ц} = \frac{L}{R_3}$. В результате уравнение примет вид

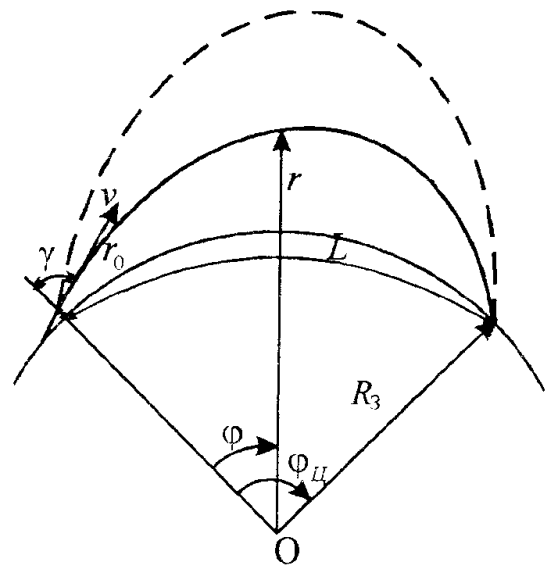


Рис. 2.10. Траектории баллистических ракет

$$\frac{r_0}{R_3} = \frac{1 - \cos \theta_{\text{ц}}}{2\lambda \sin^2 \gamma} + \frac{\sin(\gamma - \theta_{\text{ц}})}{\sin \gamma}, \quad (2.19)$$

где $r_0 = R_3 + H$.

Среди всех попадающих траекторий существует такая, для реализации которой требуется минимальная скорость в момент выключения двигателей. Эта траектория называется оптимальной траекторией, а угол $\gamma = \gamma^*$, при котором она обеспечивается, называется оптимальным углом. Найдем этот угол.

Подставив в уравнение попадающей траектории (2.19) значения $\lambda = \frac{r_0 v^2}{2fM}$, $r_0 = R_3 + H$ и разрешив его относительно v , получим необходимое для попадания ракеты в цель значение скорости при фиксированных угле бросания γ и высоте H :

$$v^2 = \frac{fM}{R_3 + H} \frac{1 - \cos \theta_{\text{ц}}}{\frac{R_3 + H}{R_3} \sin^2 \gamma + \sin(\theta_{\text{ц}} - \gamma) \sin \gamma}. \quad (2.20)$$

Дифференцируя уравнение (2.20) по γ и приравнявая полученное выражение нулю, вычисляем оптимальный угол γ^* :

$$\operatorname{tg} 2\gamma^* = \frac{\sin \theta_{\text{ц}}}{\cos \theta_{\text{ц}} - \left(1 + \frac{H}{R_3}\right)}. \quad (2.21)$$

Когда высота конца активного участка незначительна по сравнению с радиусом Земли, что обычно наблюдается на практике, формула (2.21) упрощается:

$$\gamma^* = \frac{\theta_{\text{ц}} + \pi}{4}.$$

На рис. 2.11 приведены зависимости оптимального угла бросания от угловой дальности свободного полета при $\frac{H}{R_3} = 0$ и $\frac{H}{R_3} = 0,05$. Из рисунка

видно, что при нулевой высоте оптимальный угол бросания растет с увеличением дальности и при $\theta_{\text{ц}} = 180^\circ$ ($L = 20000$ км) становится равным 90° . Это соответствует направлению траектории по касательной к поверхности Земли в точке выключения двигателей.

Плоскость, в которой находится траектория баллистической ракеты, занимает неизменное положение в пространстве относительно «неподвижных» звезд. В то же время из-за вращения Земли все точки земной поверхности, в том числе и цель, перемещаются относительно плоскости траектории с запада на восток. За время полета баллистической ракеты цель переместится на расстояние

$$L_{ц} = \Omega_3 R_3 T \cos \varphi_{ц} = v_{ВР} \cos \varphi_{ц} T = 0,465 T \cos \varphi_{ц}, \quad (2.22)$$

где $\Omega_3 = 7,29 \cdot 10^{-5}$ рад/с — угловая скорость вращения Земли; T — время полета баллистической ракеты; $\varphi_{ц}$ — географическая широта цели.

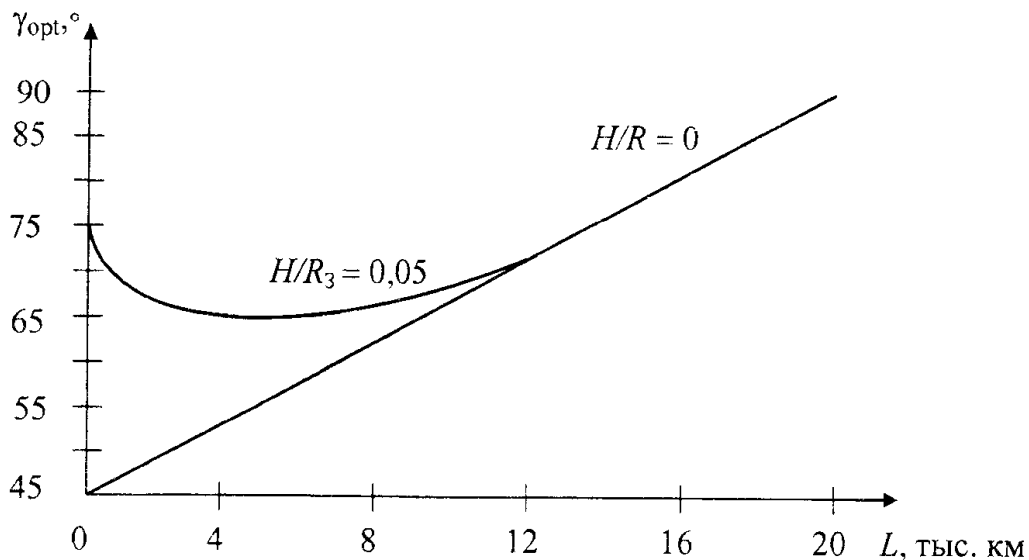


Рис. 2.11. Зависимость оптимального угла бросания от дальности стрельбы

Время полета межконтинентальных баллистических ракет составляет десятки минут. Для получасового времени полета уход цели, расположенной в средних широтах ($\varphi_{ц} \approx 45^\circ$), достигает 600 км. Поэтому в момент выключения двигателей ракету направляют в точку, лежащую восточнее цели, таким образом, чтобы в момент падения ракеты на Землю цель оказалась в этой точке.

Вращение Земли влияет также на величину и направление вектора скорости ракеты в точке выключения двигателей. Из-за вращения Земли стартовая площадка обладает линейной скоростью (км/с)

$$v_C = \Omega_3 R_3 \cos \varphi_C = 0,465 \cos \varphi_C, \quad (2.23)$$

где φ_C — географическая широта точки старта.

Вектор этой скорости расположен перпендикулярно к плоскости меридиана в точке старта и направлен с запада на восток. Его величина

изменяется от нуля на полюсе ($\varphi_C = 90^\circ$) до 465 м/с на экваторе ($\varphi_C = 0^\circ$). Скорость v_C суммируется со скоростью, сообщаемой ракете двигательной установкой.

Таким образом, в результате вращения Земли при стрельбе баллистическими ракетами приходится учитывать добавочную скорость v_C и производить прицеливание в упрежденную точку.

2.5.2. Точность попадания в цель

Практически всегда точка падения головной части ракеты отстоит на некоторое расстояние от цели. При этом различают ошибку попадания по дальности ΔL и ошибку в боковом направлении ΔZ (рис. 2.12). Величины ошибок зависят как от точности выдерживания заданных параметров движения ракеты в граничной точке, так и от конкретного вида траектории.

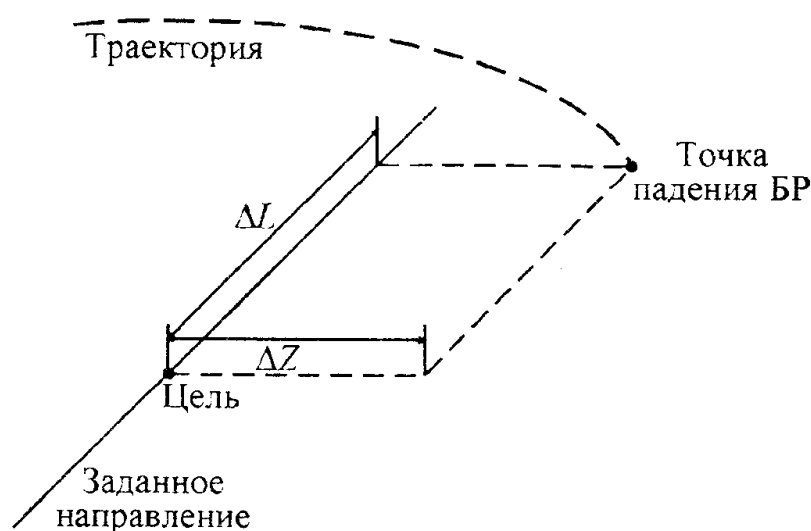


Рис. 2.12. Составляющие погрешности попадания в цель

Для полной характеристики движения ракеты на пассивном участке необходимо определить шесть независимых параметров движения в граничной точке. Такими параметрами могут быть три координаты и три составляющие вектора скорости ракеты в геоцентрической экваториальной инерциальной системе координат. При выведении ракеты координаты определяются в измерительной топоцентрической полярной системе координат и в качестве первичных параметров движения выступают дальность R , два угла α и β и их производные \dot{R} , $\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$. Дальность полета ракеты и боковое отклонение ее будут в общем случае функциями всех шести параметров

$$L = L(R, \alpha, \beta, \dot{R}, \dot{\alpha}, \dot{\beta}); \quad (2.24)$$

$$Z = Z(R, \alpha, \beta, \dot{R}, \dot{\alpha}, \dot{\beta}). \quad (2.25)$$

Ошибки измерения каждого из параметров приводят к определенным смещениям точки падения головной части. Для определения доли каждой из них в общей ошибке управления нужно разложить в ряд Тейлора в окрестности граничной точки функции (2.24) и (2.25):

$$L = L_0 + \sum_{i=1}^6 \left(\frac{\partial L}{\partial h_i} \right)_0 dh_i + \sum_{i,k=1}^6 \left(\frac{\partial^2 L}{\partial h_i \cdot \partial h_k} \right)_0 dh_i dh_k + \dots; \quad (2.26)$$

$$Z = Z_0 + \sum_{i=1}^6 \left(\frac{\partial Z}{\partial h_i} \right)_0 dh_i + \sum_{i,k=1}^6 \left(\frac{\partial^2 Z}{\partial h_i \cdot \partial h_k} \right)_0 dh_i dh_k + \dots, \quad (2.27)$$

где $h_1 = R$, $h_2 = \alpha$, $h_3 = \beta$, $h_4 = \dot{R}$, $h_5 = \dot{\alpha}$, $h_6 = \dot{\beta}$.

Индекс «0» означает, что производные взяты в граничной точке.

Высшие производные обычно на несколько порядков меньше первых, и ими можно пренебречь при достаточно хорошей точности измерения.

Переходя к конечным приращениям, из (2.26) и (2.27) получаем выражения для ошибки по дальности

$$\Delta L = \sum_{i=1}^6 \left(\frac{\partial L}{\partial h_i} \right)_0 \Delta h_i \quad (2.28)$$

и ошибки в боковом направлении:

$$\Delta Z = \sum_{i=1}^6 \left(\frac{\partial Z}{\partial h_i} \right)_0 \Delta h_i. \quad (2.29)$$

Величины Δh_i определяются точностью измерения, тогда как производные являются функциями выбранной траектории. Эти баллистические производные часто называются коэффициентами ошибок. Они характеризуют величину ошибки на местности (например, в километрах), приходящуюся на единичную ошибку измерения параметра в конце активного участка траектории.

Ошибки измерения различных параметров движения имеют разный вес в общей ошибке стрельбы. В ошибку по дальности наибольший вклад вносят ошибки измерения \dot{R} , β , $\dot{\beta}$, а на отклонение в боковом направлении наибольшее влияние оказывают ошибки измерения α и $\dot{\alpha}$.

Зависимость коэффициента ошибки $\frac{\partial L}{\partial \dot{R}}$ от дальности стрельбы и угла бросания можно получить из выражения (2.19). Дифференцируем (2.19) по скорости, учитывая, что $L = R_3 \theta_{\text{и}}$ и $\dot{R} \sim v$, в результате при $H = 0$ получаем

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{R}} \approx \frac{2R_3}{\dot{R}} \left[\sin \theta_{\text{и}} + \operatorname{tg} \gamma (1 - \cos \theta_{\text{и}}) \right]. \quad (2.30)$$

Влияние ошибки измерения скорости становится более значительным по мере увеличения угла бросания, особенно для больших дальностей. Поэтому для межконтинентальных баллистических ракет оптимальный угол γ^* не выгоден с точки зрения системы управления. Существенно лучшая точность может быть достигнута при меньших γ , т.е. при более крутых траекториях. Однако для реализации таких траекторий требуются большие скорости в момент выключения двигателей и, следовательно, большие энергетические ресурсы ракет.

Коэффициент ошибки $\frac{\partial L}{\partial \beta}$ можно также получить дифференцированием уравнения (2.19), если учесть, что угол места связан с углом бросания соотношением

$$\beta = 90^\circ - \gamma.$$

Производя необходимые операции, при $H = 0$ получим

$$\frac{\partial L}{\partial \beta} \approx 2R \left[\frac{\sin(\theta_{\text{и}} + 2\beta)}{\sin 2\beta} - 1 \right] \approx -2R \left[\frac{\sin(\theta_{\text{и}} - 2\beta)}{\sin 2\gamma} + 1 \right]. \quad (2.31)$$

Для оптимальных углов бросания γ^* коэффициент ошибки $\frac{\partial L}{\partial \beta}$ равен нулю. Это означает, что оптимальная попадающая траектория не чувствительна к ошибкам измерения угла места. Если угол бросания отличен от оптимального, то ошибка в измерении угла β создает значительную погрешность на местности. Аналогичным образом на основании расчетов можно определить все остальные коэффициенты ошибок.

Для определения необходимой точности измерения параметров движения ракеты задаются допустимыми значениями ΔL и ΔZ . При известных коэффициентах ошибок формулы (2.28) и (2.29) дают два соотношения, связывающих между собой искомые точности измерения всех шести параметров. Для их однозначного нахождения необходимы дополнительные

условия. Обычно допустимые погрешности измерения параметров выбирают таким образом, чтобы вызванные ими ошибки на местности были приблизительно одинаковыми.

На результирующую точность попадания БР, кроме ошибок, вызванных погрешностями работы систем управления, влияют также некоторые другие факторы.

Истинная форма Земли отлична от сферы. Земля приплюснута с полюсов, а ее диаметр по экватору больше диаметра по полюсам. Это приводит к тому, что массу Земли нельзя считать сосредоточенной в центре, а при движении баллистической ракеты приходится учитывать отличие поля тяготения от центрального. Для вычисления поправок на несферичность Земли ее представляют либо сфероидом, либо трехосным эллипсоидом и записывают уравнения движения с учетом эксцентриситета. Поправка на несферичность Земли для межконтинентальных ракет достигает 15 и более километров, а погрешность после внесения ее составляет сотню метров.

На точность полета баллистических ракет оказывают влияние также гравитационные аномалии. Моря, океаны и горные образования создают местные неоднородности распределения массы Земли, вследствие которых возникают указанные аномалии. Вызванные ими отклонения точки падения баллистических ракет дальнего действия могут составить 0,4–0,8 км.

Влияние гравитационного притяжения Солнца и Луны, а также релятивистских эффектов на полет БР незначительно. Соответствующие ошибки достигают лишь нескольких метров, ими можно пренебречь.

Теоретически предельная точность стрельбы БР определяется неопределенностью физических постоянных, входящих в уравнения движения, и в настоящее время не превышает нескольких десятков метров.

Рассмотренные выше причины вызывают отклонения движения ракеты от номинальной траектории на участке свободного полета. Кроме того, при вхождении в плотные слои атмосферы на ракету действуют аэродинамические силы, которые тоже изменяют ее движение. В зависимости от конфигурации головной части ракеты и угла вхождения в атмосферу вычисляются поправки. Величины этих поправок достигают нескольких километров. Эти поправки, вместе с рассмотренными выше, учитываются для коррекции номинальной траектории, на которую стремится вывести ракету система управления.

2.6. Орбиты ИСЗ

Траектории ИСЗ являются замкнутыми и поэтому называются орбитами. Для длительного существования ИСЗ ему нужно придать скорость, лежащую в интервале от первой до второй космической.

Рассмотренный выше вариант свободного движения при наличии одной основной силы определяет самую простую модель движения ИСЗ, называемую кеплеровской моделью. Движение ИСЗ происходит в фиксированной плоскости в орбитальной системе координат. Текущие полярные координаты ИСЗ в этой плоскости $r(t)$ и $\theta(t)$ образуют вектор $\vec{R}(t)$, называемый радиус-вектором ИСЗ (угол $\theta(t)$ носит название истинной аномалии). В инерциальной геоцентрической экваториальной системе координат прямоугольные координаты ИСЗ (и вектор скорости) определяются шестимерной совокупностью начальных условий. Эта совокупность данных, определяющая положение небесного тела или ИСЗ для различных моментов времени, называется эфемеридной информацией, или эфемеридами. Форма представления их может быть различной.

В качестве такой совокупности для кеплеровской орбиты (параметров кеплеровской орбиты) наиболее часто используется совокупность величин, называемых элементами орбиты. Обратимся к рис. 2.13, на котором представлена система координат, орбита ИСЗ, характерные точки орбиты и их названия, а также элементы орбиты. Линия пересечения плоскости орбиты и основной координатной плоскости — плоскости экватора — называется линией узлов. Орбита, пересекаясь с линией узлов, образует две точки, называемые узлами орбиты: восходящий узел соответствует переходу ИСЗ из пространства над южным полушарием в северное, и нисходящий узел, в котором происходит обратный переход. Отмечены еще две точки на орбите: наиболее приближенная к притягательному фокусу эллипса точка (перигей, обозначается буквой П) и наиболее удаленная (апогей, А).

Элементы орбиты носят следующие названия:

1. *Наклонение орбиты i* — угол между плоскостью орбиты и плоскостью экватора. В зависимости от значения угла различают следующие виды орбит: экваториальные ($i = 0$), полярные ($i = 90^\circ$), прямые ($0^\circ < i < 90^\circ$), обратные ($90^\circ < i < 180^\circ$). При движении по прямым орбитам движение ИСЗ совпадает с направлением движения Земли.

2. *Прямое восхождение (или долгота) восходящего узла орбиты Ω* — угол в плоскости земного экватора между направлением на точку весеннего равноденствия и линией узлов.

3. *Аргумент перигея ω* — угловое расстояние перигея орбиты от восходящего узла.

4. Эксцентриситет орбиты e — отношение расстояния между фокусами эллипса к большой оси.
5. Большая полуось эллипса a .
6. Время прохождения спутника через перигей орбиты $t_{\text{П}}$. Иногда указывается время прохождения восходящего узла.

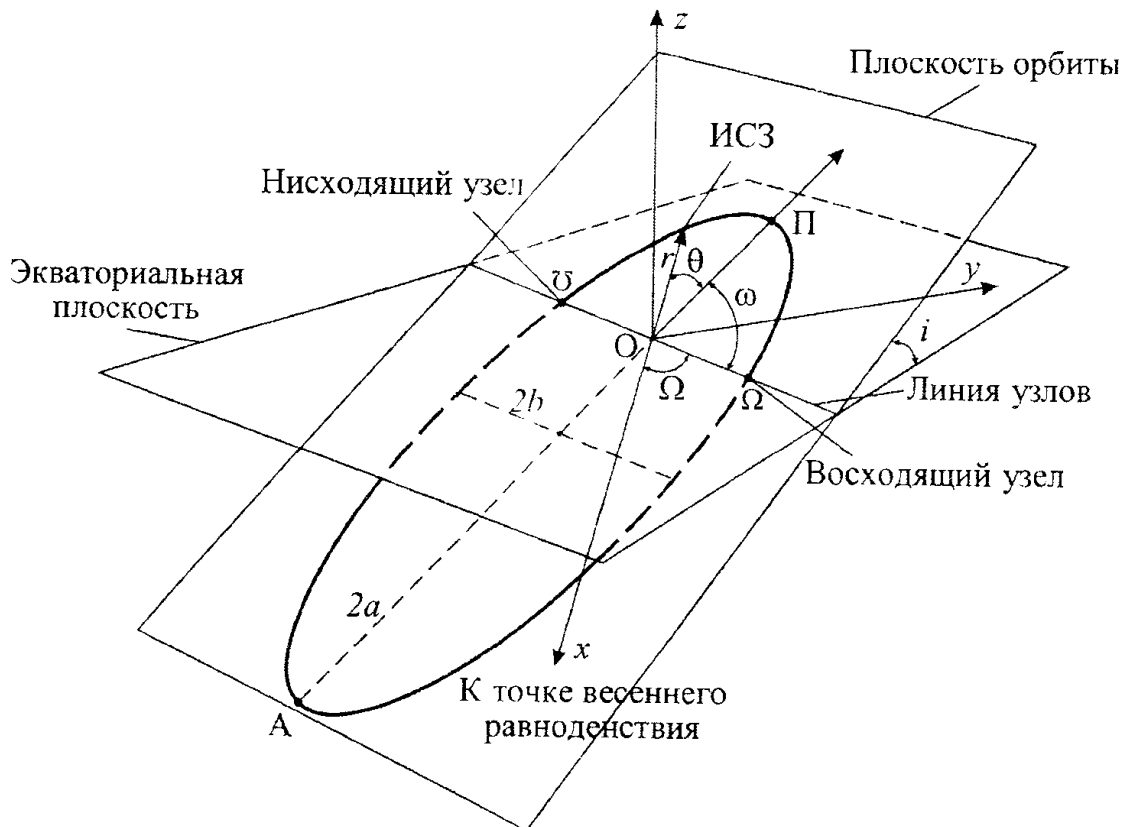


Рис. 2.13. Орбита спутника Земли и ее элементы

Значительно сложнее обстоит дело при возмущенном движении ИСЗ, когда возмущающие силы R_x, R_y и R_z в дифференциальных уравнениях (2.8) отличны от нуля. Тогда дифференциальные уравнения движения тела в центральном поле точно не решаются и их интегрирование производится численным методом на ЭВМ.

Под действием различных возмущающих факторов орбита спутника претерпевает периодические и вековые возмущения.

Периодическими возмущениями называются такие, значения которых повторяются после полного оборота ИСЗ. *Вековые возмущения* — это возмущения орбиты, непрерывно возрастающие с увеличением времени полета ИСЗ.

Из-за отличия фигуры Земли от сферы и различных гравитационных аномалий происходят как периодические возмущения, так и вековые.

Периодические проявляются в небольших отклонениях формы орбиты от эллипса, вековые — во вращении плоскости орбиты ИСЗ и во вращении большой оси орбиты. Сопротивление атмосферы вызывает вековые возмущения, величина которых зависит от высоты полета. За счет аэродинамического сопротивления атмосферы кинетическая энергия ИСЗ постепенно уменьшается, уменьшается длина большой полуоси и эксцентриситет. В результате орбита приближается к круговой. На высотах 140–150 км аэродинамическое торможение возрастает настолько сильно, что ИСЗ начинает падать на Землю по спиральной траектории.

Таким образом, под действием возмущающих сил орбита отличается от эллиптической. Обычно считают ее эллипсом, но все элементы (параметры) реальной орбиты ИСЗ непрерывно изменяются. Истинная орбита представляет *огibaющую семейства орбит*, имеющих общий фокус в центре Земли. Изменяющиеся во времени элементы орбиты $i(t)$, $\Omega(t)$, $\omega(t)$, $a(t)$, $e(t)$ и $t_{\text{п}}(t)$ называются *оскулирующими* элементами орбиты. Их определение составляет основную задачу при определении реальных орбит спутников.

В мировом пространстве плоскость движения спутника остается неизменной. Поскольку Земля вращается, то все точки ее поверхности перемещаются в восточном направлении со скоростью $v = 0,465 \cos \varphi$ км/с, где φ — географическая широта точки. Поэтому наблюдателю на поверхности Земли кажется, что спутник совершает сложное движение. Если нанести на развернутую карту Земли проекции витков ИСЗ, то они будут смещены один относительно другого на величину $L = 0,465 T \cos \varphi$, где T — период вращения ИСЗ. Наибольшее смещение происходит на экваторе.

Спутники различного назначения имеют различные орбиты. Например, для *метеорологических* спутников, предназначенных для сбора информации в глобальном масштабе, выбираются орбиты, близкие к круговым (для съемок в одном масштабе) и полярным (из-за вращения Земли будет видна вся поверхность). Для *связных* ИСЗ выбираются либо стационарные орбиты, обеспечивающие постоянное действие каналов связи, либо эллиптические орбиты с большим эксцентриситетом, чтобы выбранные две точки Земли или некоторая площадь Земли возможно большее время были видны со спутника. Спутники военного назначения должны иметь орбиты близкие к круговым. Для сбора разведывательных данных — близкие к полярным; для ударных комплексов — различные. Спутники научно-исследовательские могут иметь любые орбиты.

2.7. Траектории КА среднего космоса

Наиболее значимыми среди всех траекторий среднего космоса являются траектории полета к Луне. Возможны следующие варианты полета: непосредственный полет на Луну (попадание в Луну), облет Луны с возвращением на Землю, полет с выходом на орбиту спутника Луны и т.д.

Непосредственный полет на Луну при условии минимального расхода топлива выполняется по эллиптической орбите, поскольку Луна является спутником Земли и выходить за пределы земного притяжения нет необходимости. На рис. 2.14 представлены три траектории, наиболее выгодной является третья, однако различие в начальных скоростях баллистического полета для этих траекторий составляет 1–2 м/с при скорости 11,09 км/с. Время полета по траекториям минимального расхода топлива составляет почти пять суток. При увеличении скорости на 50 м/с продолжительность полета сокращается вдвое, на 500 м/с — до суток.

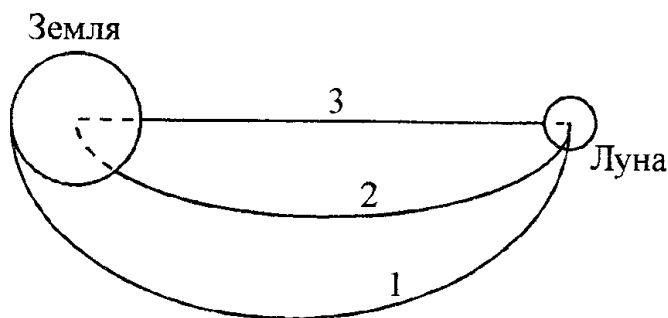


Рис. 2.14. Траектории непосредственного полета на Луну

2.8. Траектории КА дальнего космоса

Космические аппараты дальнего космоса предназначены для полетов в пределах Солнечной системы. Для обеспечения таких полетов система вывода должна придавать КА скорость, превышающую вторую космическую. При такой скорости КА выходит за пределы области земного притяжения и становится самостоятельным космическим телом Солнечной системы. Его скорость будет определяться векторной суммой гелиоцентрической скорости Земли и выходной скорости КА относительно Земли. Последняя равна превышению начальной скорости КА над второй космической, а направление должно быть таким, чтобы вектор полной скорости соответствовал задаваемой траектории КА.

Рассмотрим траекторию полета Земля — Марс, для чего обратимся к рис. 2.15. Здесь орбиты Земли и Марса представлены окружностями, лежащими в одной плоскости. При нулевой выходной скорости КА будет

двигаться также по круговой орбите, почти совпадающей с орбитой Земли. Величина этой скорости равна 29,76 км/с. Полет к Марсу должен идти по траектории, пересекающей с орбитой Марса; такой траекторией при выполнении критерия минимального расхода топлива является эллиптическая.

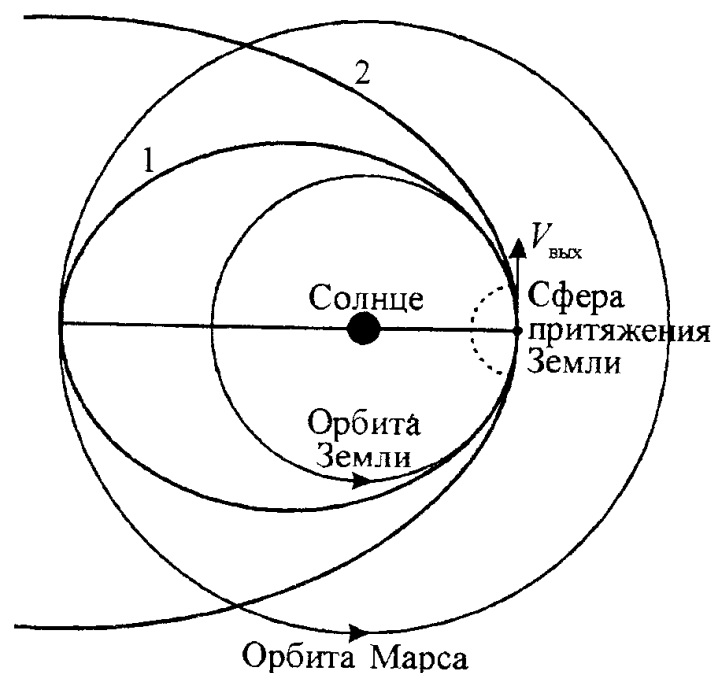


Рис. 2.15. Траектории полета к Марсу

Направление выходной скорости должно совпадать с направлением скорости Земли, в этом случае вся она идет на увеличение модуля полной скорости КА. При таком условии величина выходной скорости должна составлять 0,661 км/с; это минимальная скорость, при которой эллипс соприкасается с орбитой Марса. Время полета по такой орбите равно примерно половине года. Уменьшить время полета можно лишь за счет увеличения скорости полета, что означает увеличение выходной скорости. В этом случае движение будет происходить по более вытянутому эллипсу, и пересечение с орбитой Марса произойдет раньше, как это показано на рис. 2.15 (кривая 2). Экономически такая траектория менее эффективна. Кроме того, условия перехода с эллиптической орбиты подлета на околомарсианскую более сложные, чем для траектории 1.

Полет по трассе Земля — Венера производится с учетом рассмотренных выше обстоятельств. Отличия определяются тем, что Венера является внутренней планетой в системе относительно Земли. Поэтому эллиптическая переходная траектория должна располагаться так, что начинается движение в точке апогея. Скорость КА должна быть меньше гелиоцентрической скорости Земли, и выходная скорость должна быть направлена

на ее уменьшение (рис. 2.16). Траектория минимальной выходной скорости отмечена на рисунке цифрой 1; она соответствует критерию минимальной затраты топлива на полет. Время полета по такой траектории составляет около 3 месяцев.

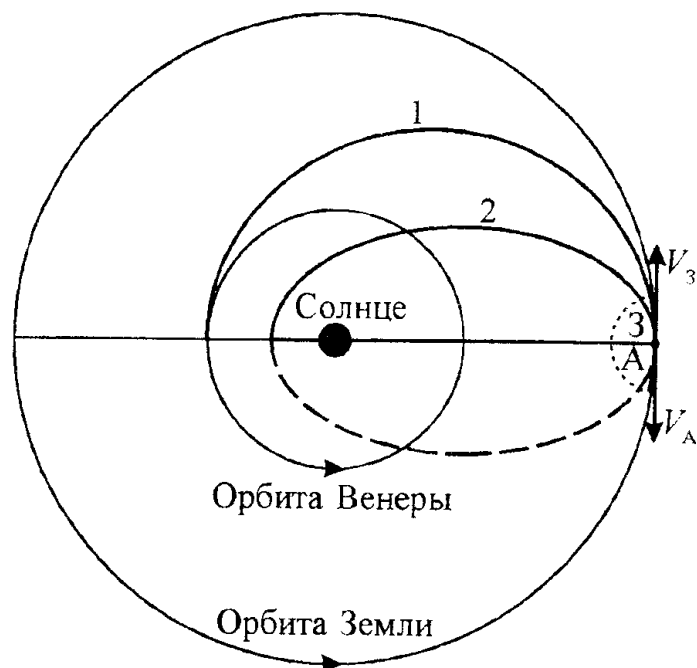


Рис. 2.16. Траектории полета к Венере

Уменьшение времени полета возможно путем дальнейшего увеличения выходной скорости для уменьшения гелиоцентрической составляющей скорости КА. Эксцентриситет эллипса уменьшится, траектория будет иметь вид кривой 2, пересечение наступит раньше. Если удастся полностью компенсировать гелиоцентрическую скорость, то КА совершит движение под действием силы притяжения Солнца по прямой линии, обозначенной цифрой 3.

Важной задачей при выполнении рассмотренных полетов является выбор момента старта КА для обеспечения одновременности прибытия в точку встречи КА и планеты, поскольку движение длится месяцы.

Теоретически задача расчета точности выведения на орбиту решается так же, как и рассмотренный нами вариант задачи для БР, т.е. путем определения баллистических производных и предъявления требований к измерительной аппаратуре. Следует сказать, что точности, достижимые в настоящее время при выведении, недостаточны для большинства задач при полетах КА дальнего космоса. Поэтому для них применяется коррекция траектории.

2.9. Коррекция заданной траектории КА

Коррекция траектории КА может быть необходима для выполнения следующих операций:

- вывода КА на орбиту в несколько этапов;
- изменения траектории с целью обеспечения пролета над заданной территорией Земли;
- изменения траектории с целью пролета в заданном космическом пространстве;
- встречи КА на орбите для сборки, посадки экипажа, заправки и т.д.

При всем этом бывает необходимо изменять форму орбиты и (или) плоскость орбиты.

Сначала рассмотрим изменение формы орбиты. Пусть нужно осуществить переход с круговой орбиты малого радиуса на круговую большого радиуса. Наиболее экономичным является осуществление маневра методом «два перехода». Сначала дается импульс тяги, обеспечивающий такое приращение скорости ΔV_1 , которое необходимо для перехода на эллиптическую орбиту с апогеем на требуемой высоте. Затем в апогее дается второй управляющий импульс, вызывающий приращение скорости ΔV_2 , обеспечивающий движение КА по круговой орбите.

Для того чтобы изменить скорость, нужно затратить некоторое количество горючего. Функциональная зависимость между величиной приращения скорости и высотами орбит имеет вид

$$\frac{\Delta V_1}{V_1} = \frac{H_2 - H_1}{4(R_3 + H_1)}. \quad (2.34)$$

Согласно этой формуле переход от $H_1 = 0$ до $H_2 = 1000$ км требует приращения скорости $\Delta V_1 = 0,04V_1$. Для этого случая требуется топливо весом 4 % от веса КА для создания одного импульса и 8 % — для второго импульса. Вообще говоря, топлива требуется немного.

Для изменения плоскости орбиты нужно, не изменяя модуля скорости, изменить направление скорости на некоторый угол α , относительно оси, соединяющей КА с центром Земли (на угол α повернется плоскость орбиты). Это может быть достигнуто подачей импульса под углом, превышающим 90° к вектору скорости в плоскости, перпендикулярной направлению КА — центр Земли. Формула для величины приращения скорости имеет вид

$$\frac{\Delta V}{V} \approx 2 \sin \frac{\alpha}{2}. \quad (2.35)$$

Расход топлива здесь требуется значительно больший. Например, для поворота на 10° расход равен 25 % от веса КА. Следовательно, коррекция плоскости орбиты возможна только в небольших пределах.

Для осуществления коррекции орбиты необходимы следующие технические средства:

- наземная или бортовая система для определения параметров движения до и после коррекции;
- двигатель для создания импульса;
- система ориентации и стабилизации КА для правильной ориентации двигателей;
- радиолиния передачи команд.

2.10. Прогнозирование орбит и траекторий

Для решения ряда задач, связанных с управлением и использованием КА, необходимо определение их координат в заданные моменты времени или всей траектории. Среди таких задач могут быть: ведение прерывистого наблюдения за КА, работа спутниковых навигационных систем, оценка зон видимости спутниковых систем передачи информации и т.д.

Координаты ИСЗ в геоцентрической инерциальной системе определяются следующим образом:

$$x = r [\cos(\theta + \omega) \cos \Omega - \sin(\theta + \omega) \sin \Omega \cos i];$$

$$y = r [\cos(\theta + \omega) \sin \Omega + \sin(\theta + \omega) \cos \Omega \cos i];$$

$$z = r \sin(\theta + \omega) \sin i.$$

В эти формулы кроме трех элементов орбиты входят полярные координаты ИСЗ в орбитальной системе координат θ и r . Для определения положения ИСЗ в каждый момент времени необходимо найти временную зависимость этих координат, в частности, истинной аномалии $\theta(t)$. В кеплеровской модели такая зависимость получается путем решения уравнения Кеплера и нахождения промежуточной величины E . Уравнение Кеплера для эллиптической орбиты имеет вид

$$t - t_{\Pi} = \frac{a^{3/2}}{\sqrt{fM}} [E(t) - e \sin E(t)], \quad (2.36)$$

где a — большая полуось эллипса; e — эксцентриситет орбиты; t_{Π} — момент времени прохождения ИСЗ через перигей орбиты; E — эксцентрисическая аномалия (промежуточная величина, тоже угол); fM — гравитационный потенциал Земли, равный $398600,44 \text{ км}^3/\text{с}^2$.

Заметим, что первые три из входящих в формулу величин также являются элементами орбиты.

Решив последнее уравнение относительно E для заданного момента времени t , значения $\cos \theta(t)$ и $r(t)$ находят по формулам

$$\cos \theta(t) = \frac{\cos E(t) - e}{1 - e \cos E(t)}, \quad r(t) = a(1 - e \cos E). \quad (2.37)$$

Если элементы e , $t_{\text{п}}$, a дополнить величинами, характеризующими положение плоскости орбиты относительно неподвижной инерциальной геоцентрической системы координат $Oxyz$ (ω , Ω , i), то такая совокупность величин будет полностью определять кеплеровское движение ИСЗ в геоцентрической системе координат.

Еще раз отметим, что указанная шестимерная совокупность параметров орбиты позволяет рассчитать координаты ИСЗ в любой момент времени в геоцентрической экваториальной системе координат $Oxyz$ или любой другой, связанной с ней аналитическими зависимостями. В свою очередь, элементы орбиты рассчитываются по измененной шестимерной характеристике движения ИСЗ по орбите в определенный момент времени. Такой характеристикой могут быть три координаты и три проекции вектора скорости ИСЗ. Измерение характеристик движения и расчет элементов орбиты осуществляет система орбитальных измерений, состоящая из сети измерительных пунктов и координационно-вычислительного центра.

Принцип задания параметров движения ИСЗ при учете возмущающих сил изложен в подразд. 2.6 и состоит во введении оскулирующих кеплеровских элементов орбиты. Для определения изменчивости элементов орбиты нужны дополнительные параметры; в результате мерность совокупности параметров увеличивается с шести до девяти и более. Например, в навигационных спутниковых системах второго поколения (ГЛОНАСС, НАВСТАР) закладывается на борт и оттуда доставляется потребителю совокупность параметров, представленная в табл. 2.2.

Таблица 2.2

Широковещательные эфемериды

Обозначение	Название эфемерид и назначение
\sqrt{a}	Корень квадратный из большой полуоси эллипса орбиты. Именно корень квадратный из большой полуоси входит в формулу для вычисления орбитальных координат спутника по его эфемеридам; кроме того, информация о корне квадратном из полуоси требует меньше места в сообщении, чем информация об оси
e	Эксцентриситет орбиты
Ω	Прямое восхождение восходящего узла орбиты спутника

Обозначение	Название эфемерид и назначение
$\dot{\Omega}$	Скорость изменения прямого восхождения восходящего узла орбиты спутника
i	Угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора
\dot{i}	Скорость изменения угла наклона
L_t	Средняя аномалия на референцный момент
Δn	Отклонение значения среднего движения от предвычисленного
C_{uc} и C_{us}	Амплитуды косинусоидального и синусоидального членов в формуле для поправки в аргумент широты
C_{rc} и C_{rs}	Амплитуды косинусоидального и синусоидального членов в формуле для поправки в радиус орбиты
C_{ic} и C_{is}	Амплитуды косинусоидального и синусоидального членов в формуле для поправки к углу наклона орбиты. Формулы для возмущений оскулирующих элементов учитывают только влияние сжатия Земли на движение спутника

3. Принципы построения космических РТС

3.1. Общие сведения о космических РТС

Во втором разделе было сказано, что на КА размещена аппаратура трех типов: бортовой комплекс управления, обеспечивающие системы и системы целевого назначения. Большинство из них работает совместно с наземной аппаратурой; это полностью относится к комплексу управления и частично — к системам целевого назначения. Обеспечивающие системы не являются радиотехническими и здесь не рассматриваются.

Можно назвать следующие виды радиосистем.

1. Радиосистемы управления баллистическими ракетами.
2. Радиосистемы выведения ИСЗ и КА на заданную траекторию.
3. Радиосистемы орбитальных измерений и коррекции траекторий.
4. Телеметрические радиосистемы.
5. Радиосистемы единого времени.
6. Навигационные радиосистемы.
7. Геодезические радиосистемы.
8. Связные радиосистемы.
9. Радиосистемы обеспечения стыковки КА.
10. Радиосистемы обеспечения мягкой посадки.
11. Системы радиотехнической и радиоразведки, радиопротиводействия.

Ниже дается краткая характеристика перечисленных радиосистем.

Радиосистемы управления БР должны обеспечить эффективность применения БР, т.е. заданную величину отклонения ракеты от намеченного пункта падения. Как известно из материала раздела 2, точка падения определяется координатами граничной точки и вектором скорости в ней. Управляется БР только на активном участке полета, а система управления разбивается на две независимые системы: систему боковой коррекции и систему управления дальностью. Система управления боковым движением должна обеспечивать полет ракеты в плоскости стрельбы. Для этого необходимо, чтобы в момент отсечки двигателя отклонение было нулевым и скорость отклонения также была равна нулю. Система управления дальностью должна обеспечить измерение скорости (модуля), высоты, горизонтальной дальности и угла в вертикальной плоскости. В течение всего активного участка полета БР эти величины измеряются, сравниваются с заданными, выделяются величины рассогласования, которые формируют команды. Последние воздействуют на рули и на отсечку двигателя.

Радиосистемы выведения ИСЗ и КА на заданную траекторию представляют собой такую же аппаратуру, как и комплекс управления БР,

поскольку в качестве ракет-носителей для большинства задач используются ступени боевых БР. Здесь также измеряются шесть навигационных величин, но только заданные значения скорости будут иными, и точности измерения координат и скорости требуются более высокие.

Радиосистемы орбитальных измерений предназначены для измерения параметров траектории ИСЗ и КА, прогнозирования орбит, мест встречи с другими КА, посадки, включения специальной научной и военной аппаратуры и т.д. Эти системы также обеспечивают измерение шести параметров движения. Затем результаты таких измерений вводятся в вычислитель, который определяет траекторию полета. Кроме того, измеренные навигационные величины пересчитываются в эфемеридную информацию, например, в элементы орбиты, которые затем передаются по назначению для расчета траекторий или координат и скорости в конкретные моменты времени.

Телеметрические радиосистемы служат для передачи с минимальными искажениями научной информации о физических параметрах среды, сведений о работе аппаратуры и т.д. Обычно это системы непрерывной передачи данных, использующие помехоустойчивые методы модуляции и кодирования.

Радиосистемы единого времени обеспечивают сохранение и передачу единого времени во все пункты расположения радиосистем управления полетом КА и другим потребителям. Единое время необходимо для синхронизации бортовых и наземных систем, всех расчетов, прогнозирования траекторий, расчетов точек встречи и посадки, навигации и т.п. Точность доставки единого времени должна обеспечиваться на уровне от десятков до единиц наносекунд.

Навигационные радиосистемы относятся к целевым и служат для целей навигации воздушных, морских и других кораблей, т.е. для определения координат и вектора скорости.

Геодезические радиосистемы также целевые, они предназначены для научных и прикладных целей, для изучения точной формы Земли. Земля является эллипсом, слегка приплюснутым у полюсов, в отдельных местах наблюдаются аномалии гравитационных полей и т.д. Все это приводит к изменению траектории БР, КА, ИСЗ и появлению ошибок при использовании последних в прикладных целях. Геодезические радиокomплексы обеспечивают также точную привязку материков и островов к координатной системе Земли. Обеспечивается это в аппаратурном плане путем использования систем орбитальных измерений и навигационных комплексов с небольшими отличиями.

Целевые связные радиосистемы служат для обеспечения связи между КА с экипажем и пунктом управления, для обеспечения связи на трассах КА — КА, на трассах Земля — Земля и т.д.

Радиосистемы обеспечения стыковки КА предназначены для точной ближней навигации КА. Это очень сложная задача, в процессе которой необходимо производить точную ориентацию аппаратов, выравнивание векторов скоростей и, наконец, постепенное сближение и причаливание с очень высокой точностью. Это отдельная автономная аппаратура, территориально расположенная на обоих участвующих в стыковке объектах и производящая измерение относительной дальности и относительной скорости. По результатам измерений формируются команды управления двигателями сближения и рулями.

Радиосистемы обеспечения мягкой посадки на Землю и другие планеты обеспечивают точное определение координат аппарата при движении в плотных слоях атмосферы, правильную ориентацию для включения тормозных двигателей, парашютов и т.п. Это очень трудная задача, так как при малых высотах и больших температурах, приводящих к образованию плазмы, наблюдение за аппаратами обычными системами невозможно и требуются автономные системы.

Системы радио- и радиотехнической разведки и радиопротиводействия относятся также к целевым, служат для военных целей. Включают в себя панорамные разведывательные приемники, измерители координат источников излучения, средства радиоперехвата информации, систему предварительной обработки данных и радиолинию передачи данных на Землю. При необходимости возможна постановка помех.

В соответствующих разделах рассмотрены многие из перечисленных радиосистем; основное внимание уделено системам управления БР и ИСЗ.

3.2. Особенности радиосистем КА

Основные особенности аппаратуры управления полетом следующие.

1. Использование *ультракоротковолнового диапазона* для всех систем. Этот диапазон выбран из-за его большой пропускной способности, высокой точности измерений навигационных параметров, а также из-за того, что сигнал должен проходить через ионосферу.

2. Наличие значительных *доплеровских смещений частоты*, вызываемых очень большими скоростями движения КА. Это требует значительного расширения полос пропускания приемных трактов или же введения устройств автоподстройки частоты.

3. *Высокая точность* определения текущих значений координат и составляющих векторов скорости. Требуемые погрешности должны быть ниже на порядок и более по сравнению с радиолокационными и радионавигационными.

4. *Широкий диапазон* измерения текущих параметров движения. Например, дальность до ИСЗ может изменяться от сотен километров до

нескольких десятков тысяч. Однако здесь появляется возможность работать и в узком диапазоне, поскольку траектории КА являются достаточно жестко детерминированными, т.е. реальные траектории мало отклоняются относительно заданных. Поэтому возможно все измерители строить по следующему принципу: измерять не полные значения параметров, а только отклонения от заданных. В ряде случаев это сужение пределов измерений позволяет повысить точность измерения.

5. *Энергетические, весовые и габаритные ограничения* на бортовую аппаратуру при высокой ее надежности. Это приводит к необходимости использовать на борту маломощные и простые устройства и принимать специальные меры по повышению характеристик наземных устройств. Поэтому, в частности, в наземных пунктах используются большие антенны.

6. Большой объем аппаратуры для обеспечения работоспособности КА и ограничения по энергетике, весу и объему привели к построению *совмещенных радиотехнических систем*. Это универсальные системы, обеспечивающие и передачу информации, и измерение параметров движения с помощью одной радиолинии.

7. Наличие *релятивистского эффекта*, предсказываемого теорией относительности.

8. Все радиокомплексы отличаются высокой степенью *автоматизации* и высокой *оперативностью* выдачи данных; обязательными элементами являются ЭВМ.

9. *Пространственный разнос* измерительных средств.

10. Обязательная *регистрация и привязка данных к шкале единого времени*.

3.3. Развитие радиотехнических систем управления КА

Началом космической эры принято считать день первого запуска КА 4 октября 1957 года. Этому событию предшествовали работы по созданию систем, обеспечивающих контроль и управление КА — нового специфического класса управляемых объектов. Эти работы официально были начаты с выхода Постановления Правительства СССР от 30 января 1956 года, предусматривавшего создание командно-измерительного комплекса (КИК) страны, впоследствии получившего название наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ). Главным по созданию КИК был определен один из военных научно-исследовательских институтов Минобороны.

В 1957 году на базе института был создан центральный орган управления искусственными спутниками Земли, а на территории страны появились первые контрольно-измерительные пункты (КИП). КИП стали основным местом дислокации наземных средств радиосистем управления КА (НС РСУ КА), в частности, командно-измерительных систем (КИС). Далее термины КИС и РСУ КА частично отождествляются.

На начальном этапе своего развития КИК характеризовался ускоренным созданием однофункциональных РСУ на базе существующих средств командного управления (например, минного радиовзрывателя) и средств измерения параметров движения летательных аппаратов (радиолокационных и других станций).

В последующие годы были созданы принципиально новые системы, совмещающие функции передачи информации и измерения текущих навигационных параметров (ИТНП) КА, положившие начало развитию КИС нового класса космической техники.

Отечественный термин «командно-измерительная система» — система, реализующая функции контроля движения КА, состояния его аппаратуры и командно-программное управление КА, — появился позже, в процессе совершенствования прототипов.

К работам по созданию КИС одновременно было привлечено несколько предприятий с различными техническими традициями. В этой связи в ряду первых КИС появились системы как с *импульсными*, так и с *непрерывными* сигналами, отвечающими по тем временам предъявляемым требованиям по управлению КА на околоземных орбитах.

Однако в процессе создания космических систем ближнего, среднего и дальнего космоса (наряду с запуском в 1961 году человека в космос в СССР решалась приоритетная задача обеспечения полетов КА к Луне и ближайшим планетам) определилась проблема выбора наиболее экономичных средств управления КА. В условиях массогабаритных, энергетических, а в конечном счете стоимостных ограничений, наиболее ярко проявившихся в этот период именно для систем с большой дальностью действия, переход к использованию совмещенных многофункциональных КИС с непрерывным сигналом и оптимальной его обработкой не имел альтернативы. Поэтому все последующие поколения КИС различного назначения развивались уже как системы подобного типа.

В основу сигнального совмещения каналов передачи информации и каналов измерения дальности и скорости КА, начиная с 1960-х годов, была положена *теория шумоподобных сигналов* (ШПС) или широкополосных шумоподобных сигналов (ШШС). На первом этапе развития КИС такие сигналы применялись для устранения неоднозначности измерения дальности до КА, на последующих этапах (второе поколение КИС и далее) — для достижения потенциальной эффективности совмещенных радиолиний.

Весь комплекс задач по созданию КИС (как и других технических систем) решался с позиций *критериального подхода* «эффективность — стоимость (время)», предусматривающего постановку задач обеспечения заданных требований (эффективности) при минимуме затрат (финансовых, временных и др.).

Представление КИС в виде системы массового обслуживания КА определило *проблему унификации* КИС — соответствия характеристик КИС требованиям со стороны различных КА (космических систем). Исторически отечественные КИС развивались как унифицированные семейства модификаций, различающихся рядом принципов построения, но прежде всего дальностью действия.

Системы управления КА дальнего космоса являются в своем роде уникальными по ряду достигнутых характеристик, наличие в их составе больших радиотелескопов, имеющих национальное значение и способных решать как задачи управления КА, так и ряд специальных астрофизических и других задач.

Существующие КИС, предназначенные для массового управления КА на околоземных орбитах, различающиеся дальностью действия, по функциональным задачам и основным ТТХ имеют много общего и принципиально могут быть унифицированы.

Одним из основных отличительных признаков в плане унификации отечественных КИС (по отношению, например, к КИС США) является сравнительно низкая скорость передачи информации. Опять-таки исторически отечественные КИС были выделены как класс специальных малоинформативных систем (но с высокой ценностью информации). Соответственно начали развиваться автономные системы передачи телеметрической, целевой информации, системы связи и передачи данных и др.

Такой подход обладает следующими преимуществами:

- обеспечение возможности функционирования в режимах неориентированного полета КА (с ненаправленной бортовой антенной) при выводе на орбиту, в штатных ситуациях и др.;

- обеспечение принципиальной возможности решения проблемы помехозащищенности систем управления КА (защита высокоскоростных космических радиолиний от организованных помех зачастую проблематична);

- обеспечение возможности создания унифицированных бортовых КИС, характеристики и применение которых принципиально не зависели бы от целевого назначения КА.

Недостатки подхода очевидны: необходимость создания наряду с комплексом КИС комплексов других автономных систем для обмена высокоскоростной информацией с увеличением массогабаритных характеристик соответствующих КА.

Исключением из общего подхода в настоящее время являются КИС, предназначенные для управления пилотируемыми КА и обладающие возможностью передачи информации управления КА, специальной (целевой), телеметрической, телевизионной, связной информации. Варианты совмещения в одной радиолинии информации управления КА и целевой информации представлены рядом созданных специальных ретрансляционных систем.

Управление КА с Земли связано с применением электромагнитных волн сверхвысоких частотных диапазонов, способных проникать через атмосферу. Связь с КА для этих диапазонов возможна в пределах прямой видимости. Это определило к настоящему времени два основных режима связи наземных систем (НС) с бортовой аппаратурой (БА) КА:

- непосредственный режим НС — БА;
- ретрансляционный режим НС — (спутник-ретранслятор) — БА (при реализации ретрансляционного режима возможно применение схем с многократной ретрансляцией сигналов).

Отечественные ретрансляционные КИС появились и развиваются с 70-х годов прошедшего столетия с целью повышения оперативности управления низкоорбитальными КА и уменьшения количества необходимых наземных пунктов, рассредоточенных по территории страны. Теоретически при соответствующих орбитальных структурах систем спутников-ретрансляторов (СР) можно обеспечить связь с любым низкоорбитальным КА в любой момент времени с одного наземного пункта.

Ретрансляционный режим передачи информации представляется перспективным не только для радиосистем управления (РСУ) КА, но прежде всего для радиоканалов обмена целевой, телеметрической, связной и другой информацией. Необходимость создания для этих целей специальных дорогостоящих СР требует нового осмысления проблемы унификации как самих СР, так и абонентов этих спутников на Земле и на борту КА, в том числе КИС. В этом плане возможны различные комбинации задач, возлагаемых на СР. Так, в отечественной практике были созданы спутники связи на высокоапогейных орбитах, на геостационарных орбитах (ГСО), системы низкоорбитальных спутников связи; СР на ГСО для обмена информацией, предусмотренной программами пилотируемых полетов; СР на ГСО для передачи целевой информации с низкоорбитальных КА и обмена информацией управления этими же КА. В США был создан ряд систем, среди которых можно выделить практически универсальную многофункциональную систему ретрансляции различной информации TDRSS, используемую и для управления КА.

Учитывая необходимость установки бортовой аппаратуры КИС на всех КА различного целевого назначения, требующих управления, и тенденцию к унификации КИС, открывается также возможность создания информационной сети, узлами которой являются аппаратурные комплексы КИС.

Создание сетевых структур на основе КИС является очередным логическим шагом их дальнейшего развития. При этом для выполнения задач управления принципиальной необходимости использования специализированных СР нет, хотя и эти СР могут быть включены в состав сети.

Отечественные РСУ КА развивались многопланово, в том числе и как средства специального назначения, например, действующие в интересах обороны страны. Поэтому специфической проблемой, решаемой на протяжении всех этапов развития таких РСУ, является проблема обеспечения их *помехозащищенности* (ПМЗ). С 1970-го года решались вопросы защищенности группировок РСУ в более широком смысле. Задача рассматривается в рамках сформулированной в эти годы новой для космических средств проблемы *обеспечения устойчивости* систем, функционирующих в условиях внешних воздействий, включая как радиоэлектронное подавление (РЭП), так и различные виды поражающих воздействий, в том числе высокоточным оружием (ВТО) и поражающими электромагнитными и ионизирующими излучениями (ЭМИ и ИИ).

По принципу построения, составу технических устройств, элементной базе, достигнутому уровню характеристик и т.д. современные КИС значительно отличаются от первого поколения систем.

Современные КИС представляют собой специализированные и универсальные вычислительные комплексы, сопряженные с радиотехническими приемопередающими устройствами. Такое построение определяет тенденции дальнейшего конструктивного развития этой отрасли техники. Соответственно развитию вычислительной техники, сетей электронных вычислительных машин (ЭВМ) перспективные КИС должны интегрироваться с комплексами более высокого уровня (бортовыми комплексами управления КА, центрами управления на Земле) с ростом решаемых функциональных задач, увеличением быстродействия, повышением надежности систем, уровня автоматизации, уменьшением массогабаритных характеристик и энергопотребления.

Радиотехническая часть КИС представляется более консервативной: КИС в любом варианте должна иметь в своем составе передатчики, приемники и антенные системы, хотя и в этом плане следует ожидать ряда новых решений при создании наземно-космических сетей. Применение зеркальных параболических антенн или фазированных антенных решеток будет определяться конкретными условиями функционирования систем. Диапазоны применяемых в радиолиниях Земля — КА радиоволн, вероятно, сохранятся на длительную перспективу или изменятся незначительно, оставаясь в области сантиметровых длин волн. В радиолиниях КА — КА возможны большие изменения.

3.4. Радиосистемы баллистических ракет и выведения ИСЗ

3.4.1. Состав радиосистемы

Среди КА ближнего космоса баллистические ракеты имеют наиболее простую систему управления. Выше говорилось, что система управления разделяется на две подсистемы: подсистему управления дальностью и подсистему бокового управления. Кроме того, следует помнить, что запуск БР и запуск КА осуществляется принципиально одинаково и радиокомплексы управления ими подобны.

Совокупность всех радиотехнических устройств, обеспечивающих управление ракетой, называется радиокомплексом управления. Состав его зависит от выбранного способа управления, который может быть *управлением в радиозоне и командным управлением*.

При управлении в радиозоне в пункте управления располагается передатчик, создающий в пространстве электромагнитное поле известной структуры. Это поле имеет некоторую ось или плоскость, которая называется зоной и совмещается с попадающей траекторией, т.е. плоскостью стрельбы. Зона задается каким-либо параметром поля; например, равносигнальная зона по уровню несущей или модуляционного сигнала создается двумя антеннами с частично перекрывающимися диаграммами.

Бортовая аппаратура анализирует уровень поля и определяет величину и сторону отклонения от равносигнальной зоны. Вектор отклонения является величиной, по которой формируется команда управления положением рулей ракеты. Непрерывная работа бортовой системы управления обеспечивает движение ракеты вдоль равносигнальной зоны.

Достоинствами управления в радиозоне являются:

- отсутствие измерительной системы в пункте управления, что обеспечивает его простоту;

- высокая скорострельность при неизменных координатах цели.

Недостатками является следующее:

- сложность бортовой аппаратуры;

- значительная погрешность управления.

При командном управлении измерение параметров движения ракеты производится в пункте управления. По отклонению измеренных значений параметров от расчетных формируется команда, которая затем передается на борт. В результате исполнения команды обеспечивается необходимое исправление траектории ракеты. Командный способ производит управление движением центра масс, стабилизация корпуса ракеты обеспечивается автономной системой.

Достоинствами командного способа управления являются простота бортовой аппаратуры и высокая точность управления. Указанные достоинства, особенно второе, обуславливают применение командного способа управления.

Задачи радиоконтакса при командном управлении:

- 1) измерение шести параметров движения ракеты;
- 2) формирование команд управления дальностью полета и боковым перемещением;
- 3) передача команд управления на борт;
- 4) оперативное прогнозирование точки падения ракеты на местности.

Состав радиосистемы при командном управлении представлен на рис. 3.1. Как видно из рисунка, в него входят: радиолиния измерения параметров движения, система обработки данных (СОД) и командная радиолиния. Система обработки данных решает задачи 2 и 4 радиоконтакса.

Как сказано выше, радиосистемы выведения ИСЗ имеют аналогичную структуру, отличие заключается в большей требуемой точности измерения навигационных величин.

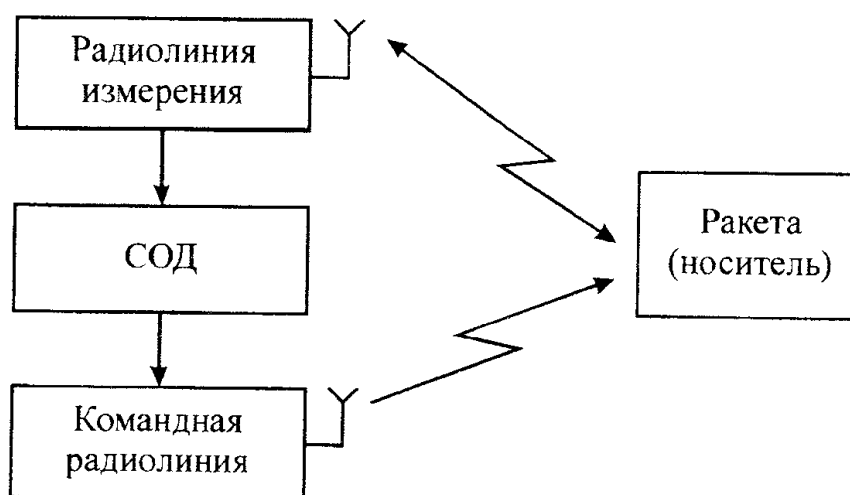


Рис. 3.1. Состав радиосистемы управления ракетами

3.4.2. Требования к радиосистемам выведения

В разделе 2 рассмотрен вопрос о точности попадания БР в цель. Однако там этот вопрос рассматривался с точки зрения баллистики, т.е. были получены баллистические производные или коэффициенты ошибок, которые определяются характером выбранной траектории полета. В полученном там выражении для погрешности по дальности и по боковому отклонению

$$\Delta L = \sum_{i=1}^6 \left(\frac{\partial L}{\partial h_i} \right) \Delta h_i, \quad \Delta Z = \sum_{i=1}^6 \left(\frac{\partial Z}{\partial h_i} \right) \Delta h_i$$

определены производные $\frac{\partial L}{\partial h_i}$ и $\frac{\partial Z}{\partial h_i}$, где Δh_i — погрешности измерения пространственных величин.

Следует иметь в виду, что слагаемые в формулах могут иметь как положительный знак, так и отрицательный. При переходе к статистическому описанию погрешностей указанная неопределенность исключается, и суммируются не погрешности, а их дисперсии (при условии независимости составляющих). В предположении о равенстве всех дисперсий среднеквадратические погрешности по дальности и боковому уклонению соответственно равны:

$$\sigma_L = \sqrt{6} \frac{\partial L}{\partial h_i} \sigma_{h_i}, \quad \sigma_z = \sqrt{6} \frac{\partial Z}{\partial h_i} \sigma_{h_i}.$$

В настоящем разделе рассмотрены ошибки измерения Δh_i в плане определения требований к точности измерения их на участке выведения для обеспечения заданной точности попадания в цель.

Требования к радиосистемам управления дальностью. Из анализа свободного полета тела в зоне действия центральной силы известно (разд. 2), что дальность полета L определяется в основном скоростью V и направлением вектора скорости γ в вертикальной плоскости. Выражения для баллистических производных также приведены в разд. 2.

Влияние ошибок измерения пространственных величин на погрешность по дальности характеризуют следующие данные. Для оптимального угла бросания при стрельбе на дальность $L \sim 1500$ км ($\theta_{ц} = 15^\circ$) ошибка в измерении скорости в 1 м/с вызывает отклонение точки падения по дальности примерно на 1 км, при стрельбе на дальность $L \sim 6500$ км ($\theta_{ц} = 60^\circ$) — 3 км, а при стрельбе на дальность $L \sim 13000$ км ($\theta_{ц} = 120^\circ$) — 10,5 км. Ошибка измерения угла визирования в вертикальной плоскости $\Delta\beta$ величиной 1 мрад ($3'26''$) при угле бросания, превышающем оптимальный на 15° , приводит для дальности $L \sim 1500$ км к ошибке попадания порядка 2,5 км, для $L \sim 6500$ км — 6 км и для $L \sim 13000$ км — 12 км. Оценка требуемой точности измерительных каналов при дальности $L = 8045$ км и погрешности 8 км (точность $0,001 = 0,1\%$) при двух значениях угла бросания ($\gamma_0 = 45^\circ$ и $\gamma = \gamma_{opt} = 27^\circ$) приводит к следующим результатам. Скорости в граничной точке равны соответственно 7250 м/с (45°) и 6800 м/с (27°). Допустимые ошибки

составляют: по скорости $\frac{\sigma_V}{V_0} = 3,85 \cdot 10^{-4}$ (45°) и $2,7 \cdot 10^{-4}$ (27°), по углу

$\sigma_\gamma \sim 1 \cdot 10^{-3}$ рад (45°), и любая — при 27°. Кроме контроля скорости и угла, нужен еще и контроль координат ракеты в момент отсечки двигателя. Но допустима значительно более низкая точность их определения.

Требования к радиосистеме бокового управления. Поясним процесс появления двух составляющих погрешности бокового отклонения ракеты на местности.

Если не учитывать вращения Земли, то траектория полета БР должна лежать в вертикальной плоскости, проходящей через точку отсечки двигателя (граничную точку) и цель. Для этого вектор скорости ракеты V_0 должен лежать в этой плоскости. Практически это условие выполняется лишь с какой-то точностью, т.е. в граничной точке вектор скорости V_0 будет составлять с плоскостью стрельбы угол η . Из-за наличия угла η БР полетит в другой плоскости и создаст ошибку ΔZ_α . Ввиду малости угла η

можно записать: $\eta \approx \frac{V_z}{V_0}$, где V_z — поперечная тангенциальная составляющая вектора скорости. Составляющую скорости V_z определим через

параметры, которые могут быть измерены из пункта управления: дальность R_0 и угол в горизонтальной плоскости α . Должно быть $\alpha = \text{const}$.

Однако угол α изменяется во времени вокруг $\alpha = \text{const}$, образуя V_z :

$$V_z = R_0 \frac{\partial \alpha}{\partial t} = R_0 \dot{\alpha}, \quad \Delta Z_\alpha \approx R_0 L' \frac{1}{V_0} \frac{\partial \alpha}{\partial t} \frac{1}{\cos \gamma_0}.$$

Для среднеквадратического значения ошибки ΔZ_α можно записать:

$$\sigma_{z_\alpha} \approx R_0 \frac{L'}{V_0} \frac{1}{\cos \gamma_0} \sigma_{\dot{\alpha}},$$

где $\sigma_{\dot{\alpha}}$ — среднеквадратическое значение ошибки контроля скорости изменения угла визирования в горизонтальной плоскости; коэффициенты перед $\sigma_{\dot{\alpha}}$ представляют собой упрощенное выражение соответствующей баллистической производной.

Кроме того, даже при отсутствии отклонения вектора скорости от заданного, т.е. при $\eta = 0$, ошибка измерения угла визирования α создаст в граничной точке смещение плоскости стрельбы в сторону на величину $\Delta Z_\alpha = R_0 \Delta \alpha$. Это смещение определит движение БР в плоскости,

параллельной заданной, и приведет к ошибке у цели, равной величине этого смещения. Для среднеквадратического значения ошибки имеем:

$$\sigma_{z_\alpha} = R_0 \sigma_\alpha,$$

где σ_α — среднеквадратическая ошибка измерения угла визирования α .

Перейдем к цифрам. Пусть боковое отклонение от цели из-за каждой из этих причин не превышает 10^{-3} от заданной дальности стрельбы L :

$$\frac{\sigma_{z_\alpha}}{L} \leq 1 \cdot 10^{-3} \quad \text{и} \quad \frac{\sigma_{z_{\dot{\alpha}}}}{L} \leq 1 \cdot 10^{-3}.$$

Если, как и при оценке погрешности по дальности, принять $L = 8045$ км и $\Delta L = 8$ км, то получим: $\sigma_\alpha \approx (1-2) \cdot 10^{-2}$ радиана, $\sigma_{\dot{\alpha}} \approx (1-2) \cdot 10^{-5}$ рад/с $\approx \approx (2-4) \frac{\text{угл.с}}{\text{с}}$.

Таким образом, требования по точности визирования сравнительно небольшие, зато требования к точности измерения угловой скорости очень велики. Поэтому в исходных требованиях допускают перераспределение погрешностей следующим образом:

$$\frac{\sigma_{z_\alpha}}{L_t} \leq 1 \cdot 10^{-4} \quad \text{и} \quad \frac{\sigma_{z_{\dot{\alpha}}}}{L} \leq 2 \cdot 10^{-3}.$$

Тогда

$$\sigma_\alpha \approx (1-2) \cdot 10^{-3} \text{ рад } (0,05-0,1^\circ, 3-6 \text{ мин}),$$

$$\sigma_{\dot{\alpha}} \approx (2-4) \cdot 10^{-5} \text{ рад/с } (4-8 \text{ угл. с/с}).$$

Требования к радиосистеме выведения ИСЗ на орбиту. Они могут быть получены аналогичным образом. Поскольку участок выведения мало отличается от активного участка полета БР, то и точности требуются примерно такие же, если отклонение орбиты от заданной составляет несколько километров.

Далее приведены цифры, характеризующие требования к системе выведения ИСЗ на круговую орбиту высотой 480 км. Граничная точка расположена на расстоянии 1600 км от старта, первая космическая скорость на высоте 480 км равна примерно 7500 м/с, угол визирования 11° , начальный центральный угол 13° . Пусть среднеквадратическая ошибка на орбите равна 1,5 км (отклонение от круговой орбиты). Наиболее жесткие требования по точности предъявляются к измерению угла места, радиальной скорости и угловой скорости. Требования к измерителям определяются

следующими цифрами: среднеквадратическая ошибка измерения угла визирования $2 \cdot 10^{-4}$ рад, среднеквадратическая ошибка измерения угловой скорости $3,6 \cdot 10^{-7}$ рад/с (0,07 угл. с/с), среднеквадратическая ошибка измерения радиальной скорости 0,75 м/с ($10^{-5} \cdot V_0$), погрешность измерения дальности должна составлять несколько десятков метров.

Как видно, требования очень высокие, значительно выше, чем это необходимо в радиолокационных или радионавигационных системах.

3.5. Радиосистемы управления полетом ИСЗ

В системе командного управления КА можно выделить бортовой и наземный комплексы управления (БКУ и НКУ). Обмен информацией между этими комплексами осуществляется командно-измерительной системой (КИС). Он возможен как непосредственно с наземной станцией КИС при пролете КА в зоне ее видимости, так и через спутник-ретранслятор (СР), одновременно видимый с КА и станции КИС. Кроме того, иногда для обмена информацией между бортовым и наземным комплексами управления целесообразно использовать целевую (специальную) радиолинию, предназначенную для передачи (приема) информации, полученной целевыми системами КА в процессе их работы. Обобщенная функциональная схема на рис. 3.2 поясняет процедуру командного управления КА при непосредственной и ретрансляционной связи с ним с помощью КИС, а также с использованием специальной радиолинии. В рассматриваемом случае в состав бортовой аппаратуры КИС входят низкочастотный модуль и соединенные с ним два высокочастотных модуля разных диапазонов волн. При этом высокочастотный модуль 1 обеспечивает связь с наземным комплексом управления непосредственно, а модуль 2 — через СР.

Назначение спутника-ретранслятора состоит в обеспечении передачи данных с низкоорбитальных КА (либо на них) и ретрансляционного управления этими КА. Эти задачи решаются с помощью радиотехнического ретранслятора, расположенного на нем.

В ретранслятор СР входят аппаратура межспутниковых линий (СР — КА и КА — СР), способная обеспечить связь с несколькими КА, и аппаратура магистральных линий (Земля — СР, СР — Земля), связывающая СР с одной из наземных станций КИС, предназначенной для ретрансляционного управления КА. Сам спутник-ретранслятор управляется непосредственно через станцию КИС по ее радиолиниям Земля — СР и СР — Земля.

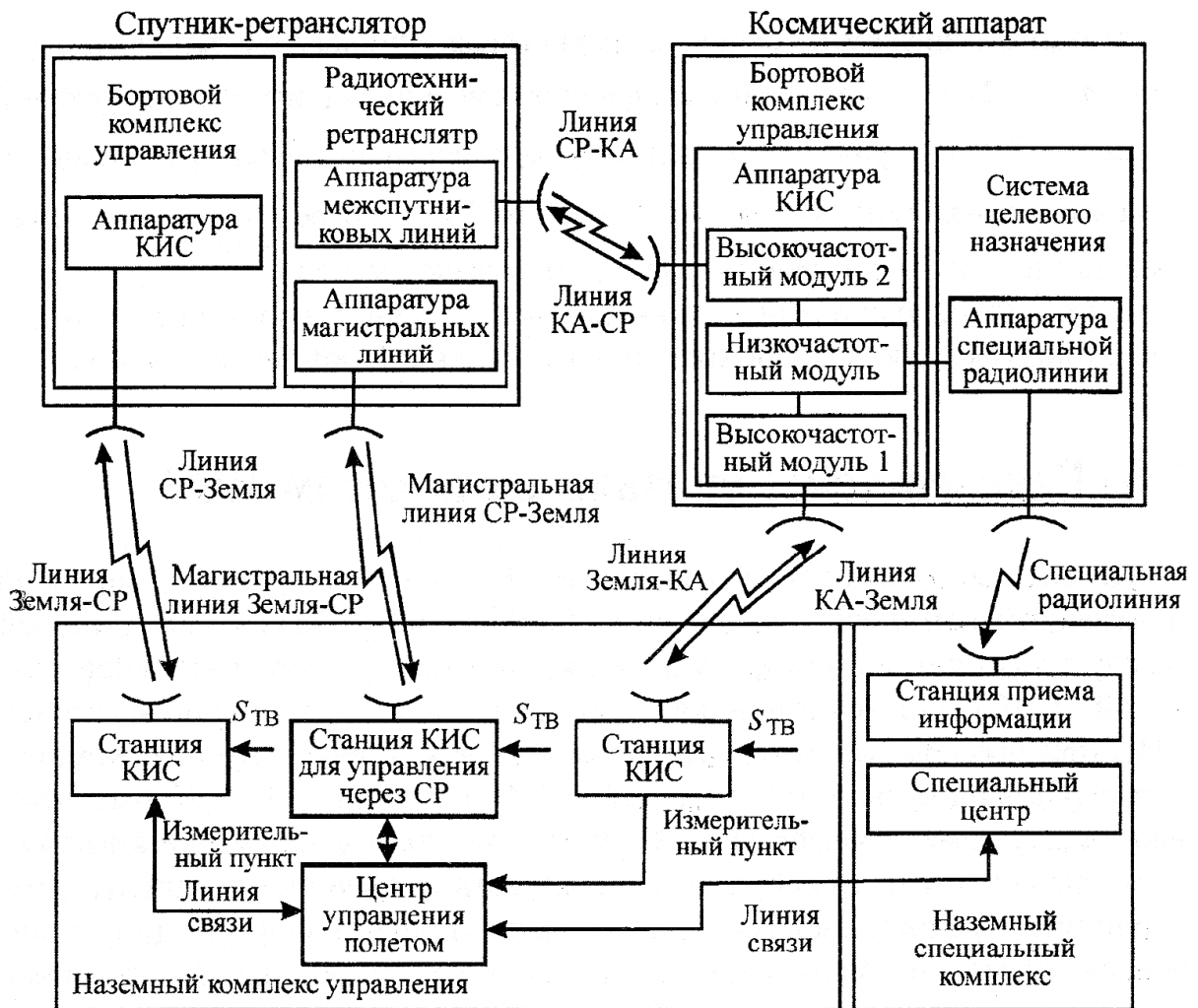


Рис. 3.2. Обобщенная функциональная схема командного управления КА

Наземный комплекс управления объединяет центр управления полетом КА (ЦУП), ряд станций КИС (в том числе станцию управления через СР), расположенных в территориально разнесенных наземных пунктах, и соединяющие их линии связи. В некоторых случаях в состав наземного комплекса управления (НКУ) включаются расположенные на пунктах телевизионные системы, системы связи с экипажем пилотируемого КА и специализированные системы, предназначенные для приема только телеметрической информации или только для измерения текущих навигационных параметров КА. В частности, для измерения могут использоваться квантово-оптические системы. Все элементы комплекса управления работают в системе единого времени. Для этого входящие в них высокостабильные генераторы периодически проверяются и подстраиваются по сигналам Государственной службы времени. Объединенные общим организационно-техническим руководством, средства наземных комплексов управления различными КА образуют командно-измерительный комплекс (КИК). В СССР это был наземный автоматизированный комплекс управления Министерства обороны (НАКУ МО). В 90-х годах XX века в России

3. Принципы построения космических РТС

произошла заметная децентрализация КИК. Различные компании стали создавать свои специализированные КИК, не входящие в НАКУ МО.

Центр управления полетом является главным органом наземного комплекса управления КА. С одной стороны, он связан со специальным (целевым) центром, планирующим использование КА по целевому назначению, а с другой — через линии связи и КИС с бортовым комплексом управления самого КА. В нем сосредоточивается и анализируется вся информация о КА, принимаются решения о программе дальнейшего полета КА, а также планируется и координируется работа средств НКУ. По измеренным значениям текущих навигационных параметров в ЦУП решается баллистическая задача, прогнозируется траектория движения КА и при необходимости рассчитывается коррекция его движения. Для реализации выработанной программы работы КА в центре формируется необходимая для бортового комплекса управления КА командно-программная информация. Эта информация включает команды немедленного исполнения (разовые), временные программы (т.е. последовательность команд с указанием времени их исполнения) и информацию, содержащую исходные данные для работы ЭВМ бортового комплекса управления.

Для решения указанных задач в современных ЦУП создаются высокопроизводительные информационно-вычислительные комплексы и специализированные секторы с рабочими местами операторов, оснащенные персональными ЭВМ. Все вычислительные средства наземного комплекса управления связываются в единую пространственно разнесенную вычислительную сеть. Обмен информацией между ЦУП и другими средствами наземного комплекса управления, расположенными в различных пунктах, производится с помощью автоматизированной системы связи и передачи данных.

По прямым линиям КИС (Земля — КА, Земля — СР — КА) на КА поступают команды управления, программы работы бортовой аппаратуры, телефонно-телеграфная и телевизионная информация для связи с экипажем КА, а по обратным линиям (КА — Земля, КА — СР — Земля) с КА следуют квитанции о правильности прохождения командно-программной информации на борт, результаты телеконтроля, а также телефонно-телеграфная и телевизионная информация. При запросных методах измерения для извлечения информации о текущих навигационных параметрах КА используются как прямые, так и обратные линии, а при беззапросных методах — только обратные. На КИС возлагаются также функции сверки, фазирования и коррекции бортовой шкалы времени. Сверка состоит в определении расхождения бортовой и наземной шкал времени, коррекция — в установке заданного кода времени бортовых часов при отличии его от наземного, а фазирование — в запуске этих часов синхронно с наземными.

При управлении некоторыми КА целесообразно использовать специальные радиолнии. Например, для КА, предназначенных для исследования природных ресурсов, вместе с полученными на борту снимками можно передавать в специальный центр, в котором производится обработка этих снимков, информацию телеконтроля, которая затем по линиям связи поступит в центр управления полетом (рис. 3.3).

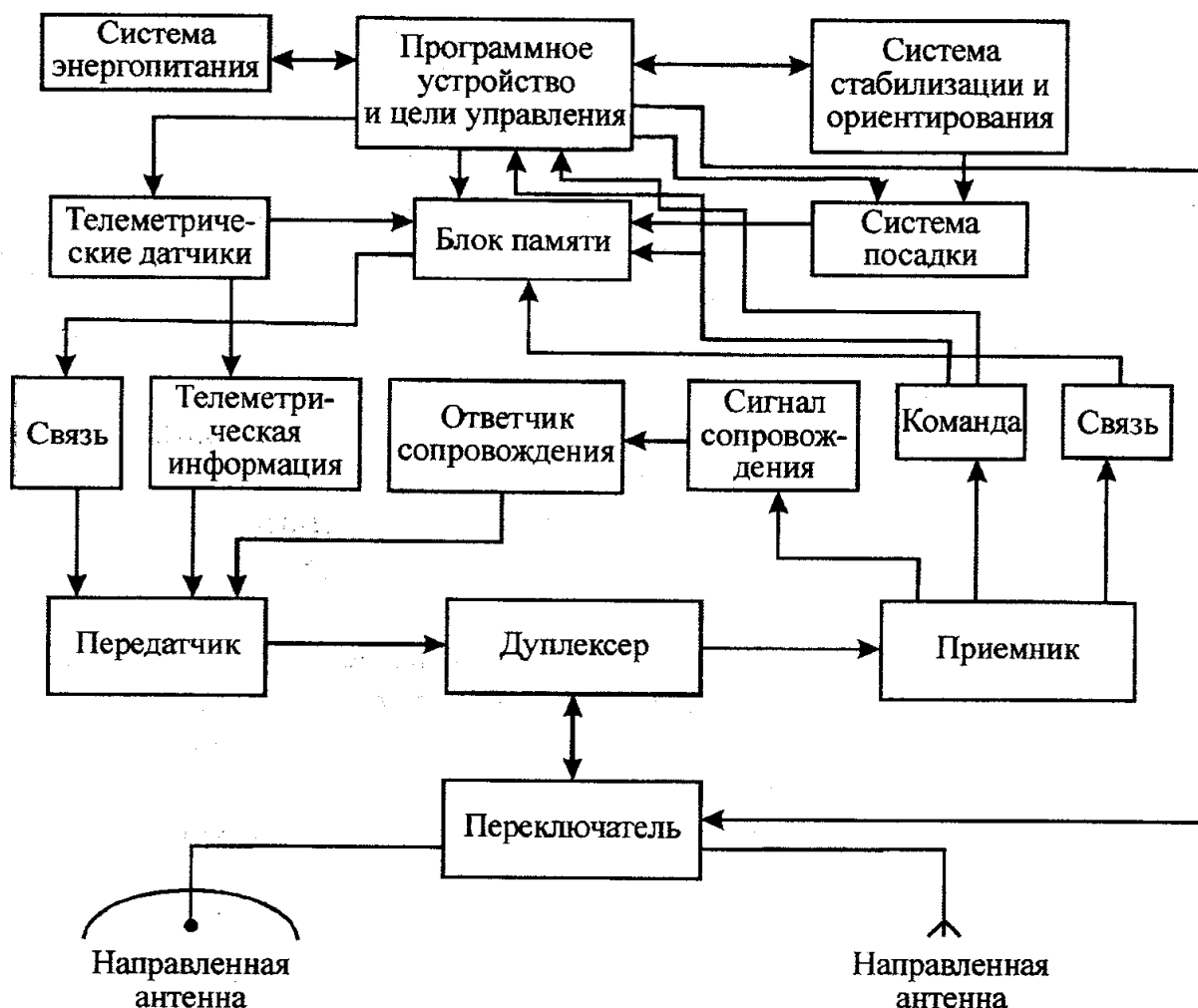


Рис. 3.3. Функциональная схема радиосистемы управления ИСЗ

Число и размещение пунктов, в которых расположены станции КИС, определяются необходимой зоной видимости КА, позволяющей обеспечивать требуемые оперативность управления и точность определения орбиты КА по результатам измерений текущих навигационных параметров, полученным в пунктах. Если используется один пункт, то комплекс управления будет однопунктовым, если несколько — многопунктовым. Для геостационарных спутников наибольшее распространение получило однопунктовое управление.

Контроль работоспособности бортовой аппаратуры КА осуществляется непрерывно. При обнаружении нештатной ситуации на КА, с которой

3. Принципы построения космических РТС

не может самостоятельно справиться его бортовой комплекс управления, необходимо аварийное привлечение ЦУП этого КА. Непрерывность контроля зарубежных геостационарных спутников достигается, как правило, закреплением за каждым из них специализированной, обычно упрощенной КИС. В отечественной практике земные станции КИС работают с ИСЗ сеансами, длительность которых во много раз меньше паузы между ними. Такая организация работы позволяет одной станцией КИС обеспечить управление большим числом ИСЗ. В перерывах между сеансами ИСЗ находятся в автономном полете.

Если во время автономного полета на ИСЗ возникает какая-либо нештатная ситуация, то его БКУ формирует сигнал оповещения «Вызов НКУ». Получив этот сигнал, ЦУП организует с данным ИСЗ внеочередной сеанс управления. Для передачи с ИСЗ сигналов оповещения может использоваться целевой канал, радиоканал КИС либо специальная система.

Специфическим является НКУ орбитальной группировкой КА ГЛОНАСС, одновременно выполняющий функции наземного целевого (специального) комплекса и комплекса управления. Основной целевой аппаратурой на КА ГЛОНАСС являются атомные стандарты частоты и передающие устройства, излучающие навигационные радиосигналы, которые создают навигационное поле и несут информацию о текущих координатах КА (эфемериды), точном времени и другую вспомогательную информацию, включенную в навигационный кадр. Пользователи системы ГЛОНАСС по результатам беззапросного измерения дальности до четырех навигационных КА и их эфемеридам вычисляют свое местоположение.

Традиционными функциями рассматриваемого НКУ являются измерения текущих навигационных параметров (запросной дальности и радиальной скорости) КА, определение их орбит, прием и обработка телеметрической информации (ТМИ), формирование и передача на КА командно-программной информации, коррекция бортовой шкалы времени и прием сигнала «Вызов НКУ», содержащегося в навигационном кадре. Помимо этого НКУ выполняет функции наземного спецкомплекса, осуществляя контроль навигационного поля, частотно-временное и эфемеридное обеспечение КА. В состав НКУ ГЛОНАСС входят: центр управления системой, решающий в том числе все задачи ЦУП; четыре универсальные КИС, размещенные в разных регионах России; а также элементы наземного спецкомплекса — центральный синхронизатор, оснащенный водородным стандартом частоты, аппаратура контроля навигационного поля и система контроля фаз (определение сдвига фазы дальномерного навигационного сигнала КА по отношению к фазе сигнала центрального синхронизатора).

Отметим, что в американской системе GPS определение орбиты навигационных КА и расчет эфемерид производятся по результатам

беззапросных измерений дальности сетью земных станций, координаты которых известны с высокой точностью.

Для увеличения общего времени связи с КА в состав наземного комплекса управления могут включаться пункты, расположенные на кораблях. В наземном комплексе, предназначенном для обслуживания низкоорбитальных КА, число необходимых пунктов может достигать десяти.

Радикальным способом уменьшения числа наземных пунктов, необходимых для управления низкоорбитальными ИСЗ, при существенном увеличении оперативности и достижении глобальности управления является использование геостационарных СР.

С одного СР видно около половины всей области околоземного космического пространства, в котором могут находиться ИСЗ. В то же время видимая с одной станции КИС область космического пространства мала. Три равномерно расположенных вдоль экватора геостационарных СР с хорошим запасом обеспечивают глобальность управления. Практически же достаточно иметь два соответствующим образом разнесенных по долготе геостационарных СР, одновременно видимых с одной наземной станции КИС. При этом можно обеспечить близкое к глобальному управление всеми низкоорбитальными ИСЗ из одного пункта.

Станции управления через СР, которые допускают одновременное управление несколькими КА, экономически целесообразны. Для этого магистральные радиолинии, связывающие эти станции с СР, должны быть многоканальными с частотным, временным или кодовым разделением (уплотнением) каналов как на самой станции, так и на СР. Например, американская система управления TDRSS через СР может обеспечить в режиме многостанционного доступа прием информации от 20 низкоорбитальных КА.

Основные особенности радиосистем КА ближнего космоса связаны со сравнительно небольшим удалением от измерительных пунктов и большими скоростями перемещения относительно пунктов. Эти обстоятельства определяют размеры зон видимости и количество измерительных пунктов в составе комплекса.

Большая скорость перемещения КА обуславливает быстрое изменение доплеровского смещения частоты. Это приводит к необходимости введения поиска и сопровождения сигналов, излучаемых с борта КА, по частоте и фазе. Упростить условия поиска сигнала позволяет прогнозирование доплеровского смещения частоты на основании эфемеридной информации о траектории конкретного ИС. Однако это прогнозирование производится с низкой точностью из-за сравнительно небольшой детерминированности орбит КА ближнего космоса за счет гравитационных аномалий, сопротивления среды и других возмущающих сил.

Бортовая аппаратура КА ближнего космоса в настоящее время имеет слабонаправленные или ненаправленные антенны. Однако наблюдается

тенденция установки и здесь направленных антенн. На измерительных пунктах устанавливаются большие антенны с очень узкой диаграммой направленности. Эти антенны снабжены опорно-поворотными устройствами, обеспечивающими слежение за КА с требуемой скоростью в пределах полусферы, могут устанавливаться в рассчитанную точку пространства для ожидания пролета КА. Управление такими антеннами производится при помощи ЭВМ. Используются однозеркальные параболические антенны, антенны Кассегрена (двухзеркальные), рупорно-параболические антенны, сферические антенны и др. Усиление их достигает 70 дБ, а диаметр 30–50 м. В некоторых системах используются слабонаправленные антенны, например, в фазовых системах угловых измерений, которые являются беспойсковыми по пространству.

Упрощенный вариант схемы бортового комплекса управления представлен на рис. 3.3. Упрощение состоит в отсутствии некоторых систем и резервирования.

Как видно из схемы, в состав радиосистемы входят:

- измерительные радиолинии (угломерная, дальномерная, радиальной и угловой скоростей);
- связная радиолиния;
- телеметрическая радиолиния;
- командная радиолиния;
- система единого времени;
- системы обработки данных и прогнозирования.

Кроме того, на спутнике установлены системы автономные: система ориентации, стыковки, посадки и т.п.

3.6. Радиосистемы управления полетом КА среднего и дальнего космоса

На больших удалениях от Земли видимое движение КА по небосводу почти не отличается от движения планет, они имеют небольшие угловые скорости порядка 15 градусов в час. Радиальные скорости, обуславливающие доплеровский сдвиг частоты, с течением времени уменьшаются и в дальнейшем изменяются по сложным периодическим законам. Изменение радиальной скорости очень медленное. Доплеровское изменение частоты поэтому происходит в основном из-за суточного вращения Земли, и его с высокой степенью точности можно прогнозировать. Зоны видимости очень большие — до полушария, поэтому сеансы работы радиолиний могут длиться несколько часов (до половины суток). Поэтому радиоконкомплексы КА дальнего и среднего космоса имеют в своем составе не более 2–4 измерительных пунктов. Это некоторые облегчающие факторы при

работе с КА ДК и СК, однако факторов, усложняющих работу радиолинии, больше.

Основные трудности связаны с очень большими расстояниями и жесткими ограничениями по весу, объему, энергетике. Из-за этого на Земле приходится применять огромные антенны или антенные решетки, самые высокочувствительные приемники с охлаждением, применять все меры по снижению внешних шумов. Этого бывает мало, и, несмотря на все ограничения, на борту приходится применять направленные антенны с системой ориентации. Когда и этого становится недостаточно, дальнейшее поддержание работы радиолинии с целью сохранения точных измерений и пропускной способности может быть достигнуто только за счет увеличения длительности сигналов и общего времени работы радиолиний. По этой причине в измерительных радиолиниях используются режим непрерывного излучения и фазовые методы измерений. Увеличение длительности сигналов работы и применение фазовой методики требуют обеспечения высокой стабильности излучаемых частот.

К бортовой аппаратуре предъявляются весьма жесткие требования по надежности, так как время работы достаточно большое, а места для многократного резервирования нет.

4. Входной сигнал в космических радиополосах

4.1. Особенности входных сигналов космических радиополос

Требования к характеристикам сигналов, используемых в космических радиополосах, определяются следующими причинами: большая протяженность линий, габаритные ограничения для бортовой аппаратуры, высокая надежность аппаратуры, высокая точность измерения параметров движения, большой объем передаваемой информации и т.д. Поскольку радиоконтакты КА содержат, как правило, в своем составе информационные (телеметрические) радиополосы, измерительные радиополосы, командные радиополосы и некоторые другие, то объем бортовой аппаратуры может достигать больших величин. Так как это недопустимо, используются так называемые совмещенные радиополосы, в которых за счет усложнения структуры модулирующего сигнала удается почти все радиополосы совмещать и использовать только один высокочастотный канал. Такой метод в конечном итоге позволяет значительно уменьшить объем бортовой аппаратуры и потребление энергии. Это требует применения сигнала со сложной модуляцией. Следовательно, возникает вопрос об *оптимальной* по энергетике и точности структуре сигнала в радиополосе.

Известно, что энергетика радиополосы зависит от диапазона радиоволн, в котором она работает. Энергетика определяется потерями ВЧ энергии на трассе распространения, особенностями и КПД генераторов ВЧ, эффективностью антенных устройств, внутренними шумами приемников, внешними шумами. Все эти величины зависят от длины волны. Поэтому выбор рабочей частоты для совмещения радиополос является одним из основных принципиальных вопросов.

С рабочей частотой радиополосы связаны такие характеристики радиосистем, как точность измерения параметров движения и координат КА.

Вопрос о влиянии условий распространения радиоволн на точность измерений ставится для оценки погрешностей, для возможности вводить поправки на ошибки, а в конечном итоге он приводит к выбору диапазона рабочих частот для измерительных радиополос в радиоконтактах, обеспечивающих минимальные ошибки.

Первая очевидная зависимость погрешностей измерений от частоты состоит в том, что с увеличением частоты *точность* измерения повышается. При угловых измерениях оказывается возможным получить при приемлемых размерах антенных устройств очень узкие диаграммы направленности и тем самым высокую точность. В дальномерных системах

увеличение частоты позволяет применять более широкополосные сигналы. В системах измерения радиальной скорости частота Доплера пропорциональна несущей частоте, поэтому погрешность измерения частоты Доплера уменьшается с увеличением частоты несущей.

Вторая причина зависимости точности измерения параметров движения от частоты связана с тем обстоятельством, что распространение радиоволн происходит не в свободном пространстве, а в земной атмосфере. Атмосфера обладает свойствами, приводящими к ошибкам измерения за счет рефракции, отражения, дифракции сигналов и т.п.

4.2. Свойства атмосферы

Атмосфера Земли отличается от вакуума по своим электрическим свойствам, прежде всего диэлектрической проницаемостью ϵ , которая не равна 1. Коэффициент преломления атмосферы связан с диэлектрической проницаемостью и магнитной проницаемостью μ соотношением

$$n = \sqrt{\epsilon/\mu}.$$

Поэтому скорость распространения радиоволн в атмосфере не равна скорости света. Кроме того, коэффициент преломления обуславливает искривление траектории радиоволн на границе двух сред с различными значениями n , т.е. луч распространяется *не прямолинейно*. Однако все радиотехнические методы измерения координат и скорости основаны на предположении, что радиоволны распространяются прямолинейно со скоростью света. А это выполняется в реальных средах только с некоторой точностью.

Земную атмосферу разбивают на несколько слоев:

- тропосфера (приземная часть до высот 8–12 км);
- стратосфера (до 80 км);
- ионосфера (до 1100–1300 км).

В тропосфере коэффициент преломления определяется физическими характеристиками среды следующим образом:

$$n = 1 + \frac{78,5 \cdot 10^{-6}}{T} \left(P + \frac{4800\beta}{T} \right), \quad (4.1)$$

где T — абсолютная температура; P — давление; β — влажность.

В нормальных условиях на поверхности Земли $n_3 = 1,00026 - 1,00046$ для различных климатических условий. С ростом высоты H параметры

P, T и β меняются по сложным законам, но для практических расчетов используется линейная аппроксимация:

$$n(H) = n_3 - \frac{\partial n}{\partial H} H, \quad (4.2)$$

где $\frac{\partial n}{\partial H}$ — высотный градиент коэффициента преломления, постоянный по всей высоте.

Оценку влияния тропосферы производят путем введения понятия «стандартная атмосфера», которое определяет среднюю по времени (многолетнюю) и по всем районам земного шара высотную зависимость. Для стандартной атмосферы градиент равен $\frac{\partial n}{\partial H} = 4 \cdot 10^{-8} \text{ (м}^{-1}\text{)}$, имеет отрицательный знак и на высоте 8 км становится равным нулю. В целом для атмосферы $n > 1$. Наличие отрицательного градиента n приводит к искривлению траектории «выпуклостью вверх», т.е. радиолуч «заглядывает за горизонт», и расстояние прямой радиовидимости увеличивается по сравнению с оптической. Величины P, T, β , а с ними и n являются функциями времени и места, т.е. коэффициент преломления изменяется во времени и в пространстве в широком спектре временных и пространственных частот. Как следствие, в тропосфере образуются систематические и флуктуационные ошибки измерений пространственных величин. Тропосфера изотропна, т.е. свойства ее в разных направлениях одинаковы, коэффициент преломления тропосферы не зависит от частоты. Последнее означает, что в тропосфере групповая скорость (характеризующая скорость движения электромагнитной энергии) совпадает с фазовой скоростью (скоростью движения фазового фронта).

Следующий слой атмосферы — *стратосфера* — характеризуется постоянной величиной коэффициента преломления, равной 1. Поэтому этот слой не вносит погрешностей при проведении измерений.

Наконец *ионосфера*, которая представляет собой электрически нейтральную среду с равным числом свободных электронов и ионов. Ионосфера образована воздействием солнечного излучения, которое производит ионизацию газов. Максимальная ионизация имеет место в средних слоях ионосферы на высоте 300–400 км. Концентрация свободных электронов также изменяется во времени и пространстве (за счет разной плотности газов, плотности потока лучей, времени суток).

Диэлектрическая проницаемость ионизированного газа естественно меньше 1 и зависит от электронной концентрации газа. Коэффициент преломления ионосферы определяется следующей формулой (для частот выше 100 МГц):

$$\begin{aligned}
 n = \sqrt{\varepsilon} &= 1 - 0,403 \cdot 10^8 \frac{N}{f^2} - 0,645 \cdot 10^{-13} \frac{N}{f^3} - 0,12 \cdot 10^{-22} \frac{N}{f^4} - \dots = \\
 &= 1 - \frac{a_1 N}{f^2} - \frac{a_2 N}{f^3} - \frac{a_3 N}{f^4} - \dots,
 \end{aligned} \tag{4.3}$$

где N — электронная концентрация, эл/см³; f — частота радиоволны.

Как видно, n зависит от частоты. Это означает, что ионосфера является *диспергирующей* средой, в которой фазовая скорость не совпадает с групповой. Фазовая скорость $V_\phi = \frac{c}{n}$, т.е. больше скорости света, а групповая $V_{гр} = c \cdot n$ — меньше скорости света. Кроме того, ионосфера является средой анизотропной: под влиянием магнитного поля Земли, ориентированного определенным образом, свойства ее неодинаковы в различных направлениях.

Выше ионосферы располагается космическая среда с коэффициентом преломления близким к 1, т.е. свойства ее приближаются к свойствам вакуума.

Ионосфера для сравнительно низких частот как анизотропное образование приводит к деполяризации сигнала. При этом круговая поляризация преобразуется в эллиптическую, линейная — также в эллиптическую, причем плоскость поляризации (большая полуось эллипса) вращается при движении источника (эффект *Фарадея*). Этот эффект создает флуктуации уровня сигнала при приеме сигнала на антенну с линейной поляризацией.

Несколько общих слов о влиянии ионосферы на командные радиопередачи. При передаче сложных команд используются широкополосные виды модуляции. Из-за дисперсионных свойств среды $n = n(f)$ возможно искажение команд из-за различной скорости распространения составляющих спектра сигнала. Дисперсионные эффекты становятся пренебрежимо малыми при длине волны короче 30 см.

4.3. Выбор диапазона частот

Рабочие частоты выбираются на начальной стадии проектирования в зависимости от назначения радиопередачи. В соответствии с действующим в России законодательством первым шагом при разработке любой спутниковой системы является получение разрешения Государственной комиссии по радиочастотам при Министерстве связи (ГКРЧ России) на использование соответствующей полосы частот.

Распределением полос частот между различными службами занимается одна из специализированных организаций ООН — Международный

союз электросвязи (МСЭ). Основным международным документом, управляющим использованием частот, является «Регламент радиосвязи». Закрепленные в нем положения базируются на накопленном опыте и всесторонних исследованиях.

Выбор диапазона частот при связи наземных пунктов с КА ограничивается частотно-избирательными свойствами атмосферы. На рис. 4.1 приведена зависимость атмосферного ослабления электромагнитных волн от частоты при отсутствии осадков для среднеширотных пунктов, расположенных на уровне моря. Из рисунка видно, что частоты ниже 10 МГц практически полностью отражаются от ионосферы и для связи наземных пунктов с КА не используются. С повышением частоты ионосферное ослабление определяется рассеиванием энергии волн свободными электронами и быстро падает. На частотах выше 100 МГц оно практически не превышает 1 дБ. На частотах выше 10 ГГц существенным становится ослабление, связанное с взаимодействием электромагнитных волн с находящимися в воздухе молекулами газов. Так как атмосфера имеет максимальную плотность в своей нижней части (тропосфере), то указанное поглощение практически наблюдается только там.

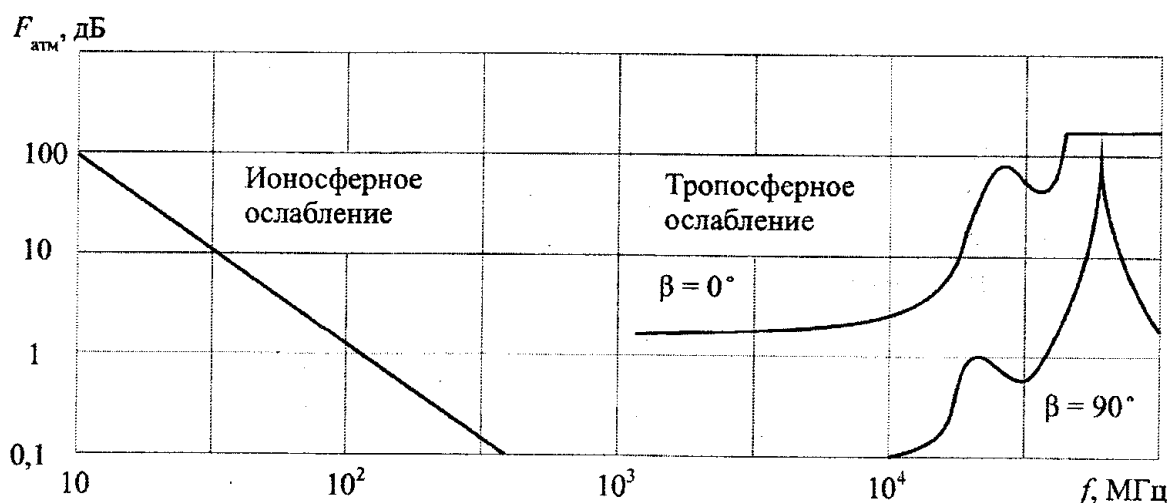


Рис. 4.1. Зависимость полного ослабления радиоволн в атмосфере от частоты

Чем короче путь сигнала в тропосфере, тем меньше его ослабление. Поэтому максимальным оно будет при минимальном угле места, а минимальным — при максимальном (90°). На высоте 15 км тропосферное ослабление уменьшается примерно на порядок.

При отсутствии осадков в сантиметровом и дециметровом участках радиодиапазона тропосферное ослабление вызвано поглощением энергии радиоволн молекулами кислорода и водяного пара. На рис. 4.1 хорошо видно, что в радиодиапазоне на частотах от 100 МГц до (6–10) ГГц (в зависимости от угла места) существует «радиоокно», в пределах которого условия для связи КА с наземным пунктом наиболее благоприятны.

«Регламентом радиосвязи» службе космической эксплуатации на первичной основе для управления КА распределены полосы частот: 2025–2110 МГц для радиолиний Земля — космос; 2200–2290 МГц для радиолиний космос — Земля. Эти же частоты распределены для межспутниковых линий. Более низкие частоты целесообразно использовать в основном для связи с КА на небольшой высоте, особенно когда на КА или наземном пункте будут применяться антенны с широкой диаграммой направленности или ненаправленные антенны. Более высокие частоты рекомендуются при применении направленных антенн для радиолиний КИС и для проведения высокоточных траекторных измерений. Нижнюю часть сантиметрового, миллиметровый, а также оптический диапазоны в области окон прозрачности целесообразно использовать для управления КА при совмещении с целевыми линиями. Штатное управление геостационарными спутниками связи и вещания «Регламентом радиосвязи» предписывается осуществлять в полосах частот, которые используются целевыми (связными) системами этого спутника.

При связи за пределами атмосферы, например, двух КА между собой на выбор диапазона частот влияют в основном конструктивно-технические факторы, в первую очередь — допустимые размеры антенн и возможность их наведения. При этом очевидным преимуществом в части помехозащищенности и электромагнитной совместимости обладают участки радиодиапазона, для которых атмосфера является непрозрачной средой. Такими, в частности, являются участок с $f \sim 60$ ГГц, соответствующий частоте поглощения кислорода, и участок с $f \sim 120$ ГГц, соответствующий частоте поглощения водяного пара. В геостационарном спутнике TDRS-N в межспутниковой линии используются три диапазона S (2,0–2,3 ГГц), Ku (13,7–15,0 ГГц) и Ka (22,5–27,5 ГГц).

Для связи с КА во время посадки (см. подразд. 4.6) следует учитывать влияние плазмы, которая возникает в результате сильного нагрева КА при торможении его в атмосфере. Плазма отражает и ослабляет радиоволны. Радиосвязь через нее возможна на частотах выше критической, которая достигает 30 ГГц и зависит от скорости КА. На таких частотах велико тропосферное ослабление. На более низких радиочастотах требуется искусственное воздействие на плазму, изменяющее ее параметры.

4.4. Расчет энергетических характеристик космических радиолиний

В измерительных и информационных космических радиолиниях используются беззапросный и запросный режимы работы аппаратуры. Беззапросный режим предполагает прохождение сигнала от передающей

части к приемной в одном направлении, в запросном режиме канал запроса и канал ответа фактически представляют собой отдельные радиолинии, в которых также сигнал распространяется только в одну сторону. Это приводит к тому, что расчет энергетических характеристик всегда производится для радиолинии с прохождением сигнала в одну сторону.

В космических радиолиниях независимо от того, в каком участке диапазона они работают, всегда присутствуют принятые антенной естественные шумы и собственные шумы приемных устройств. Эти шумы, аддитивные по отношению к сигналу на входе приемника, имеют гауссовское распределение и практически равномерный спектр в пределах полосы пропускания приемника. При расчетах, учитывающих действие таких шумов, удобно использовать понятие энергетического потенциала.

Энергетическим потенциалом радиолинии $Q = P_c / P_{\text{ш}}^1$ называется отношение средней мощности сигнала P_c к спектральной плотности шума $P_{\text{ш}}^1$ (мощности шума в полосе 1 Гц), пересчитанное к входу приемника.

Кроме понятия энергетического потенциала используется также понятие энергетического отношения в радиолинии. Его значение Q_E равно отношению энергии сигнала E_c к спектральной плотности шума на входе приемника и связано с энергетическим потенциалом равенством

$$Q_E = E_c / P_{\text{ш}}^1 = P_c T / P_{\text{ш}}^1 = QT,$$

где T — время, в течение которого производится накопление сигнала.

Иногда (например, при расчете радиолокационных радиолиний) пользуются также понятием коэффициента различимости k_p , равного отношению сигнала к полному шуму (по мощности).

Энергетический потенциал (энергетическое отношение, коэффициент различимости) определяет возможности космических радиолиний в части обеспечения точности измерений параметров движения, пропускной способности и вероятности ошибки при приеме информации.

При управлении КА преимущественное распространение получили радиолинии с непрерывным излучением. Это объясняется тем, что в них можно обеспечить больший по сравнению с импульсными радиолиниями энергетический потенциал (за счет эффективного использования средней мощности передающих устройств) при меньших габаритах передающих устройств, массе и потребляемой энергии. Кроме того, при непрерывном излучении легче совмещать передачу информации с высокоточными измерениями текущих навигационных параметров КА.

Плотность потока мощности электромагнитной волны в свободном пространстве на удалении R от источника сигнала с эквивалентной

мощностью $P_i G_i$ (P_i — мощность передатчика, G_i — коэффициент усиления передающей антенны) равна

$$\Pi = \frac{1}{4\pi R^2} P_i G_i.$$

Мощность сигнала P на выходе приемной антенны, имеющей эффективную площадь $S_{\text{пр}}$, должна превышать чувствительность приемника $P_{\text{пр}}$, т.е. должно выполняться условие

$$P_{\text{пр}} \leq P = \frac{P_i G_i S_{\text{пр}}}{4\pi R^2}. \quad (4.4)$$

Площадь антенны можно выразить через коэффициент усиления в соответствии с формулой

$$G_{\text{пр}} = \frac{4\pi S_{\text{пр}}}{\lambda^2}. \quad (4.5)$$

Для наиболее часто используемых параболических антенн с диаметром зеркала d эффективная площадь равна

$$S_{\text{пр}} = (\text{КИП}) \pi d^2 / 4,$$

где КИП — коэффициент использования поверхности антенны, обычно равный 0,5–0,7.

Для параболических антенн (при главном лепестке не более 30°) ширина диаграммы направленности в градусах по уровню половинной мощности равна

$$\psi_{0,5} \approx 70\lambda/d.$$

Для ориентировочных расчетов с учетом (4.5) $\psi_{0,5}$ можно выразить через усиление и считать $\psi_{0,5} \approx 200/\sqrt{G}$.

С учетом (4.5) выражение (4.4) можно представить следующим образом:

$$P_{\text{пр}} \leq P = \frac{P_i G_i G_{\text{пр}} \lambda^2}{(4\pi)^2 R^2}, \quad (4.6)$$

$$P_{\text{пр}} \leq P = \frac{P_i S_i S_{\text{пр}}}{\lambda^2 R^2}. \quad (4.7)$$

Из приведенных выражений следует, что зависимости принятой мощности сигнала от длины волны будут различными в соответствии с тем, что является фиксированным: эффективные площади или коэффициенты усиления (ширина диаграммы направленности) антенн. Параболические, рупорные и многие другие антенны СВЧ относятся к классу антенн с фиксированной площадью (апертурой). Чем короче длина волны, тем выше их усиление. Полуволновой вибратор, штыревые и другие антенны дипольного типа, а также всенаправленные антенны имеют фиксированное усиление, которое не зависит от λ . Так, для идеальной всенаправленной антенны $G = 1$.

Наземные антенны обычно имеют фиксированную площадь, хотя в радиоконструкциях ближнего космоса иногда используются и штыревые антенны. Бортовые антенны КА бывают с фиксированной площадью (остронаправленные) и с фиксированным усилением в заданном телесном угле. Например, в КА ближнего и среднего космоса широко применяются всенаправленные бортовые антенны. Они не требуют ориентации КА во время сеанса связи и могут использоваться в аварийных ситуациях. Фиксированное усиление в телесном угле, равном углу видимости $\psi_{\text{вид}}$, имеют антенны геостационарных ИСЗ, предназначенные для связи с низкоорбитальными ИСЗ.

Коэффициент усиления антенны с большой поверхностью может полностью не реализоваться при приеме сигнала, имеющего пространственные искажения амплитуды и фазы фронта волны. В этом случае говорят о потерях усиления антенны и вводят в формулу потери усиления $\Delta G_{\text{пр}}$ и $\Delta G_{\text{и}}$ со знаком минус.

Распространение радиоволны на космической радиополосе типа Земля — КА (или обратно) частично или полностью проходит не в свободном пространстве, а в атмосфере, которая приводит к появлению дополнительного ослабления сигнала. Дополнительное ослабление учитывается в приведенных формулах введением множителя F , который называется множителем ослабления. Множитель ослабления вводится как характеристика уменьшения напряженности поля, поэтому в записанных формулах необходимо добавить квадрат множителя:

$$P_{\text{пр}} \leq P = \frac{P_{\text{и}} G_{\text{и}} G_{\text{пр}} \lambda^2}{(4\pi)^2 R^2} F^2.$$

Из последнего выражения исключается величина P , и вместо неравенства рассматривается случай, когда сигнал в точке приема равен реальной чувствительности приемника:

$$P_{\text{пр}} = \frac{P_{\text{и}} G_{\text{и}} G_{\text{пр}} \lambda^2}{(4\pi)^2 R^2} F^2. \quad (4.8)$$

Полученное выражение связывает энергетические характеристики радиолинии с протяженностью трассы. Очень часто оно представляется в форме, где входящие величины выражены в относительных единицах (децибелах). В таком случае уравнение записывается в следующем виде:

$$-P_{\text{пр}} (\text{дБ/Вт}) + G_{\text{пр}} (\text{дБ}) + P_{\text{и}} (\text{дБ/Вт}) + \\ + G_{\text{и}} (\text{дБ}) \geq 20 \lg \frac{4\pi R}{\lambda} - F (\text{дБ}), \quad (4.9)$$

где $20 \lg \frac{4\pi R}{\lambda}$ — основные потери, равные ослаблению плотности потока мощности сферической волны в свободном пространстве; сюда же включена зависимость от длины волны λ ; $F (\text{дБ}) = 20 \lg F$ — множитель ослабления, учитывающий дополнительное ослабление сигнала на реальной трассе той же протяженности и выраженный в децибелах.

Поскольку величина F по определению меньше единицы, то, выраженная в децибелах, она имеет отрицательное значение. В результате в соответствии с формулой основные потери энергии и дополнительные складываются.

Остановимся на основных особенностях введенных выше характеристик.

Реальная чувствительность приемников рассчитывается по формуле

$$P_{\text{пр}} = \kappa_{\text{р}} P_{\text{ш}} = q N k T \Delta f \kappa_{\text{р}}, \quad (4.10)$$

где $P_{\text{ш}} = N k T \Delta f$ — мощность собственного шума приемника; T — температура окружающей среды; k — постоянная Больцмана; Δf — полоса пропускания приемника; q — отношение внешних шумов к собственным (внутренним); $\kappa_{\text{р}}$ — коэффициент различимости, равный отношению сигнала к полному шуму (по мощности).

Внешние шумы приемника определяются тепловыми шумами атмосферы и Земли, шумами Галактики, Солнца, Луны, других планет и радиозвезд. Для приемников КА в большинстве случаев основной вклад вносят шумы Земли, причем они значительно превышают собственные. Оценку шумов Земли и других источников можно выполнить по материалам [8].

Часто шумовые свойства (пороговая чувствительность) приемников оцениваются шумовой температурой $T_{\text{ш}}$:

$$P_{\text{ш}} = k T_{\text{ш}} \Delta f. \quad (4.11)$$

Здесь $T_{ш} = T_{ш.пр} + T_{ш.ф} + (T_{ш.а} + T_a)\eta$, где $T_{ш.пр}$ — собственные тепловые шумы приемника, которые можно определить через коэффициент шума приемника N следующим образом $T_{ш.пр} = T_{пр}(N-1)$; $T_{ш.ф}$ — тепловые шумы антенно-фидерного тракта, которые при условии согласования его волнового сопротивления со входным сопротивлением приемника можно определить по термодинамической температуре фидера как $T_{ш.ф} = T_f(1-\eta)$; $T_{ш.а}$ — температура собственного теплового шума антенны; T_a — антенная температура от внешних источников шума; η — потери в фидере (коэффициент передачи тракта).

Значение $T_{ш.пр}$ главным образом зависит от входного устройства. В наземных станциях КИС широко применяются параметрические усилители с температурой 25–80 К. Самую низкую температуру шума до 4 К имеют молекулярные усилители, охлаждаемые жидким гелием. В бортовых приемниках, как правило, не стремятся к получению очень низких $T_{ш.пр}$. Это связано с нежеланием усложнять аппаратуру и увеличивать ее массу и габариты, а также с ощутимым значением шумов Земли, принимаемых бортовыми антеннами.

Для получения малой $T_{ш.ф}$ нужно иметь возможно более короткий фидер, соединяющий антенну с приемником, поэтому входные усилители размещают непосредственно у облучателя. Так, при использовании двухзеркальных антенн получают $T_{ш.ф} = 3-7$ К, что соответствует $\eta = 0,985-0,97$.

Чтобы определить температуру принятых антенной внешних шумов T_a , нужно знать диаграмму направленности антенны $F(Q, \psi)$ и яркостную температуру окружающих антенну источников радиоизлучения $T_x(Q, \psi)$. Антенна принимает радиоизлучение не только главным, но и боковыми и задними лепестками, т.е. со всех направлений. Поэтому

$$T_a = \frac{G}{4\pi} \iint T_x(Q, \psi) F(Q, \psi) dQ d\psi.$$

Яркостная температура основных источников естественных радиосумов на различных частотах приведена на рис. 4.2.

Антенны наземных пунктов по главному и боковым лепесткам принимают из верхней полусферы космические шумы и шумы атмосферы, а также шумы, создаваемые радиопрозрачными укрытиями, если последние применяются для защиты антенн. Космические шумы состоят из распределенного фонового излучения и излучения дискретных источников, среди которых наиболее мощным является Солнце. Шумы атмосферы появляются в результате электростатических разрядов, а также поглощения

и последующего излучения энергии молекулами кислорода и водяного пара.

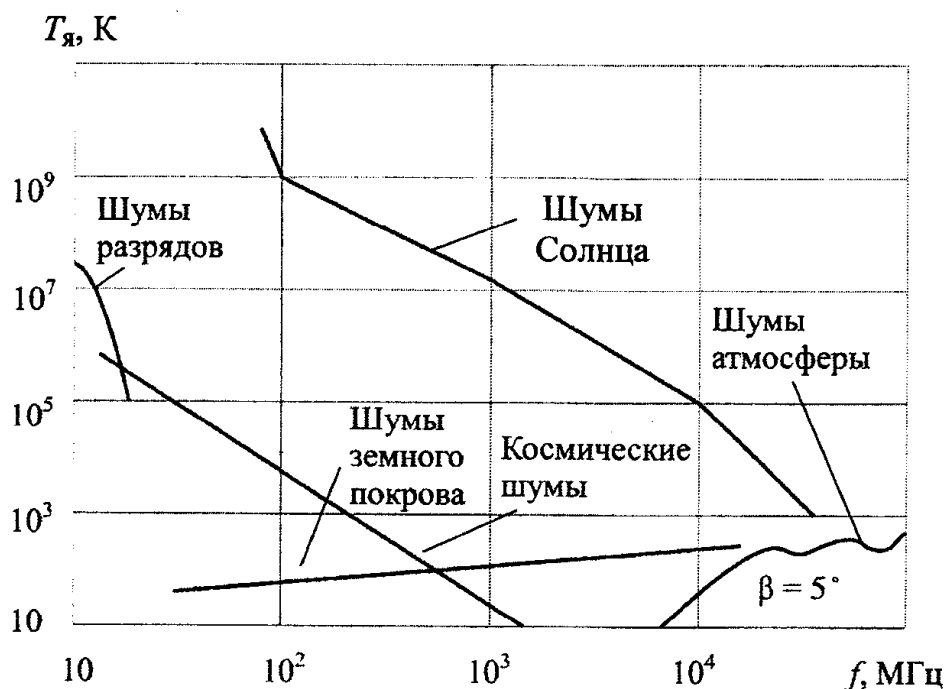


Рис. 4.2. Частотная зависимость яркостной температуры

При малых углах β интенсивность шумов атмосферы максимальна. Она уменьшается примерно на порядок при увеличении угла от 0 до 10° и от 10 до 90° . Из нижней полусферы боковыми и задними лепесткам диаграммы антенны наземных пунктов принимают шумы земного покрова. Хорошие антенны имеют малый уровень этих лепестков, а поэтому для них влияние шумов земного покрова на $T_{я}$ обычно невелико. Однако оно резко усиливается при малых углах β , когда края главного лепестка диаграммы оказываются направленными на поверхность Земли. Если главный лепесток диаграммы не захватывает излучения мощных дискретных источников и направлен под большим углом к горизонту, то $T_{я} \approx 10\text{--}20$ К.

Земля имеет $T_{я} \approx 300$ К. Поэтому бортовая антенна, главный лепесток диаграммы направленности которой не выходит за эти пределы, принимает шумы с $T_{я} \approx 300$ К. Температура собственного теплового шума антенны $T_{ш.а}$ для наземных антенн обычно мала (≈ 1 К) и ее не учитывают.

Индустриальные помехи — нежелательный побочный продукт работы разнообразной электроаппаратуры — наблюдаются в диапазоне частот 1000 Гц — 1000 МГц. Максимальная интенсивность их в промышленных районах на несколько порядков выше интенсивности космических шумов.

Влияние их ослабляют разумным выбором места наземных пунктов и тщательным экранированием аппаратуры.

Множитель ослабления. Известно, что через ионосферу проходят с малым ослаблением радиосигналы частотой выше 100 МГц. Более низкие частоты отражаются, т.е. проходят с ослаблением 50, 100 и более децибел. Верхний предел определен как 10–20 ГГц, поскольку на больших частотах возрастают потери в тропосфере (поглощение газами, рассеяние частицами и т.д.). Поэтому для космических радиолиний выбран диапазон 0,1–10,0 ГГц.

Дополнительные потери F в указанном диапазоне складываются из следующих составляющих:

– потери в передающих и приемных антенно-фидерных устройствах $F_{\text{афу1}}$ и $F_{\text{афу2}}$;

– потери из-за неточности наведения передающей и приемной антенн $F_{\text{нав1}}$ и $F_{\text{нав2}}$;

– потери в тропосфере F_{T} , дБ,

– потери в ионосфере $F_{\text{И}}$, дБ,

– потери поляризационные $F_{\text{П}}$, дБ.

Следовательно, $F = F_{\text{T}} + F_{\text{И}} + F_{\text{П}} + F_{\text{афу1}} + F_{\text{афу2}} + F_{\text{нав1}} + F_{\text{нав2}}$.

Потери $F_{\text{афу}}$ определяются коэффициентом передачи антенно-фидерных устройств и зависят от длины, конструкции тракта и номинала используемых частот. Для уменьшения $F_{\text{афу}}$ тракты, особенно приемные, стремятся делать как можно короче. Потери $F_{\text{нав}}$ для остронаправленных бортовых антенн определяются точностью ориентации КА и обычно не превышают 1 дБ. Для наземных антенн $F_{\text{нав}}$ существенно зависят от используемого метода наведения антенн. При наведении антенн по программе ошибка наведения обычно не превышает для низкоорбитальных КА 1–2 дБ, а для высокоорбитальных КА — 0,5–1,0 дБ. Системы автосопровождения могут обеспечить лучшую точность и позволяют свести потери, связанные с наведением антенн, к десятым долям децибела.

Потери в тропосфере F_{T} возникают за счет поглощения и рассеяния в кислороде и неконденсированных парах воды. В диапазоне сантиметровых волн рассеяние ничтожно мало и основное ослабление происходит из-за поглощения. Существует расчетная формула для оценки интегрального ослабления сигнала из-за поглощения во всей толще тропосферы (или части ее) в зависимости от длины волны и угла места радиолуча. Для расчета необходимы сведения о вертикальных профилях спектров поглощения кислорода и паров воды, коэффициенте преломления тропосферы и метеорологических параметрах, характеризующих состояние тропосферы. Формулы, перечисленные характеристики и результаты расчетов

ослабления содержатся во многих источниках, в частности в [8]. На рис. 4.3 приведены результаты расчета интегральных потерь в зависимости от длины волны, частоты и угла места β для всей толщи стандартной (средней) тропосферы.

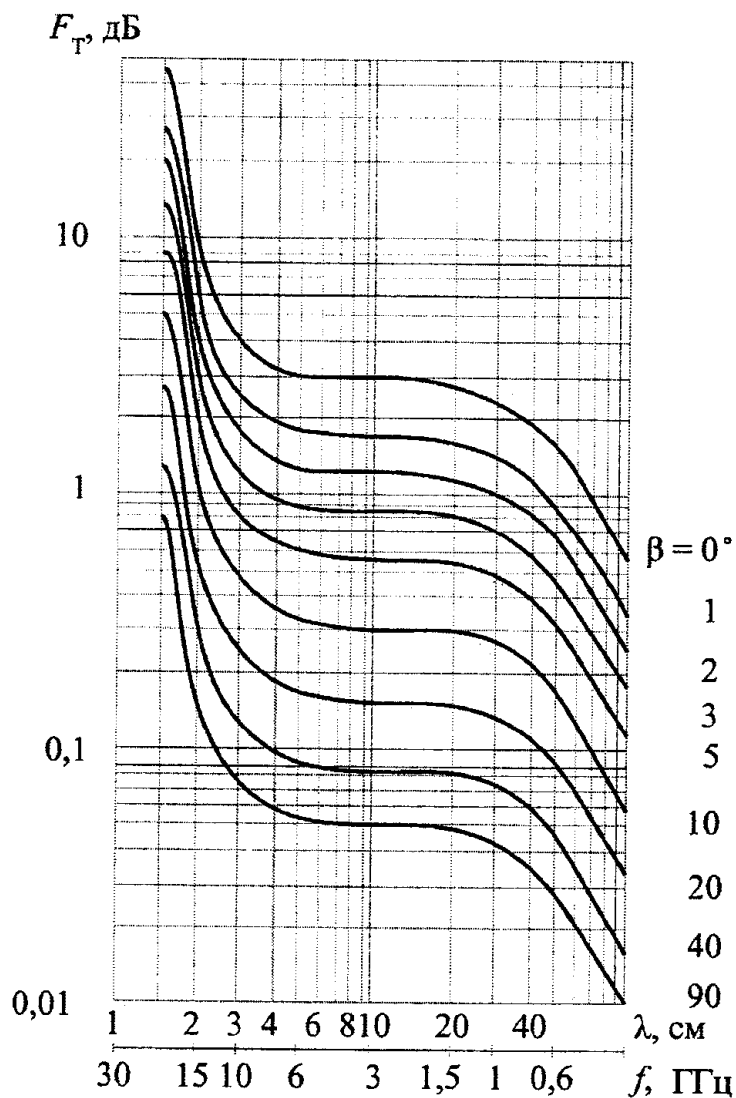


Рис. 4.3. Интегральные потери в кислороде и парах воды

Следует иметь в виду, что значительные временные (в течение года) и пространственные (в пределах земного шара) изменения метеоусловий приводят к большим изменениям интегральных потерь.

В тропосфере периодически возникают метеорологические образования в виде дождя, снега, грозы, тумана, облаков. Они являются еще одним источником ослабления.

Затухание радиоволн в дожде и тумане можно оценивать по графикам рис. 4.4, где показано ослабление энергии радиоволн на 1 км пути, связанное с дождями интенсивностью 16 мм/ч (кривая *a*), 4 мм/ч (кривая *b*), 1 мм/ч (кривая *c*) и 0,25 мм/ч (кривая *d*) и туманами с плотностями

2,3 г/м³ (кривая e), 0,32 г/м³ (кривая f) и 0,032 г/м³ (кривая g). Ослабление сигнала в снеге более слабое. Длина пути радиосигнала в осадках зависит от размеров зоны осадков и от угла места β и может достигать 30 км при малых β . При сильных дождях даже в средней полосе России иногда наблюдается кратковременное затухание сигнала до 12–15 дБ на частоте 12 ГГц и 25–30 дБ на частоте 18 ГГц. Наибольшее ослабление дает град, наиболее существенное — дождь и облака (по силе и по вероятности появления). В слое облачности толщиной 1,0 км с водностью 8 г/м² ослабление равно 1–2 дБ (длина волны 3 см), с водностью 1 г/м² — около 0,2 дБ.

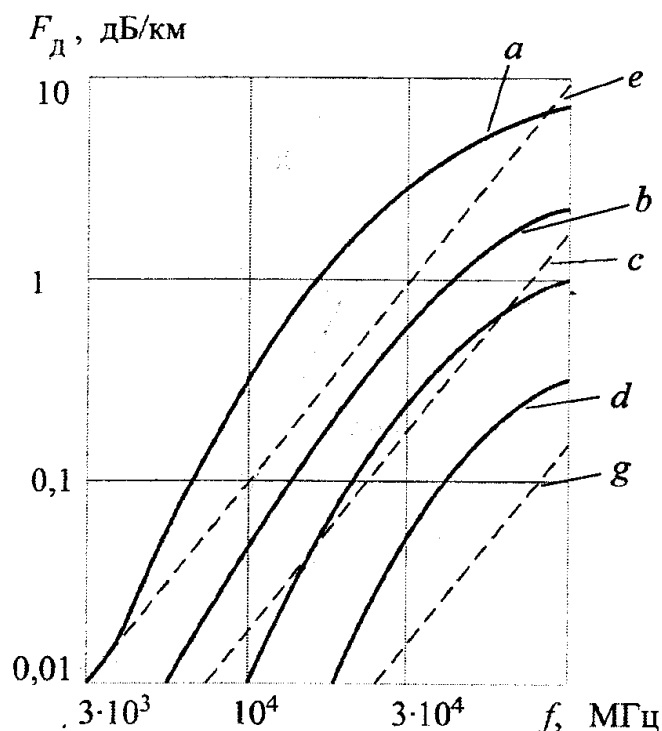


Рис. 4.4. Ослабление радиоволн в дожде и тумане

Потери в ионосфере $F_{И}$ возникают вследствие отражения и поглощения сигнала. В указанном диапазоне основными являются потери от поглощения. Зависимость поглощения во всем слое ионосферы от угла места, частоты и времени суток представлены на рис. 4.5.

Потери $F_{П}$ возникают из-за того, что поляризации приходящей волны и приемной антенны не совпадают. Значение потерь рассчитывается по формулам

$$\left. \begin{aligned} F_{П} &= -10 \lg \gamma; \\ \gamma &= \frac{1}{2} \left[1 + \frac{4e_1 e_2}{(1+e_1^2)(1+e_2^2)} + \frac{(1-e_1^2)(1-e_2^2)}{(1+e_1^2)(1+e_2^2)} \cos 2\alpha \right], \end{aligned} \right\} \quad (4.12)$$

где α — угол между большими осями эллипсов поляризации приемной антенны и проходящей волны; e_1 и e_2 — коэффициенты эллиптичности (отношение малой оси эллипса к большой) соответствующих эллипсов поляризации; знак e зависит от направления поляризации: правая поляризация считается положительной, левая — отрицательной.

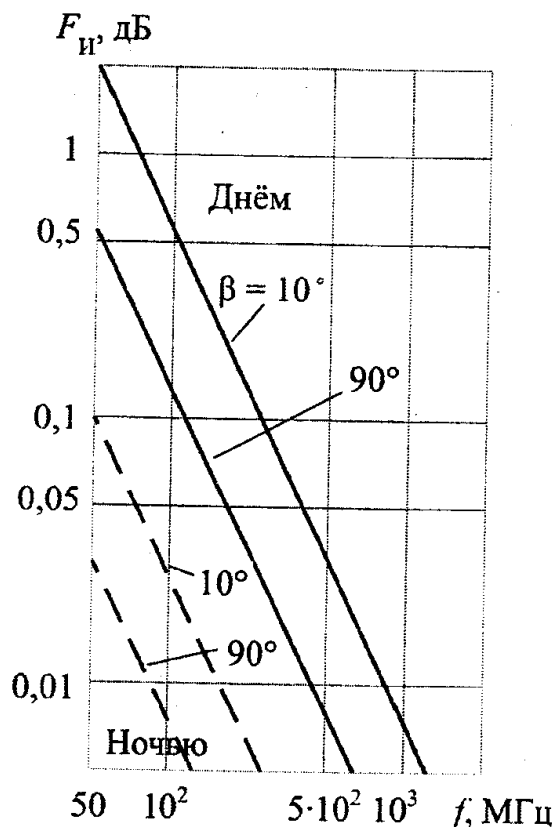


Рис. 4.5. Полные потери энергии в ионосфере

Из формулы (4.12), в частности, следует, что при приеме на антенну с линейной поляризацией волны с круговой поляризацией теряется половина мощности (при $e_x \rightarrow e_1$ и $e_2 = 1$ получаем $\gamma = 1/2$ и $F_{\Pi} = 3$ дБ). Если же, например, антенна рассчитана на горизонтальную поляризацию, а проходящая волна имеет вертикальную, то сигнал вообще не будет принят (для $e_1 = e_2 = 0$ и $\alpha = 90^\circ$ имеем $\gamma = 0$). Такой же результат будет при приеме на антенну с правой поляризацией волны с левой поляризацией (при $e_1 = 1$ и $e_2 = -1$ получаем $\gamma = 0$).

Вращение плоскости поляризации и, следовательно, изменение угла α в космических радиоприемниках в основном определяется движением КА, в результате которого изменяется взаимная ориентация бортовых и наземных антенн. Это особенно заметно при работе с неориентированными КА. В этом случае лучше всего использовать и на борту, и на Земле антенны с круговой (естественно, одинаково направленной) поляризацией. При рассмотрении поляризационных потерь следует также учитывать

4. Входной сигнал в космических радиолиниях

вращение плоскости поляризации волны при прохождении через ионосферу. Это явление называется эффектом Фарадея. На частотах выше 2 ГГц влияние эффекта Фарадея незначительно. Величину потерь из-за эффекта Фарадея для совместно работающих совмещенных по линейной поляризации антенн можно рассчитать по формуле

$$F_{\Pi} \approx 20 \log(\cos \varphi),$$

где φ — угол поворота плоскости поляризации, который зависит от частоты сигнала, интегральной электронной концентрации вдоль трассы, протяженности и ориентации трассы относительно магнитного поля Земли.

На рис 4.6 приведены результаты расчета потерь в зависимости от частоты и угла места для некоторых средних условиях.

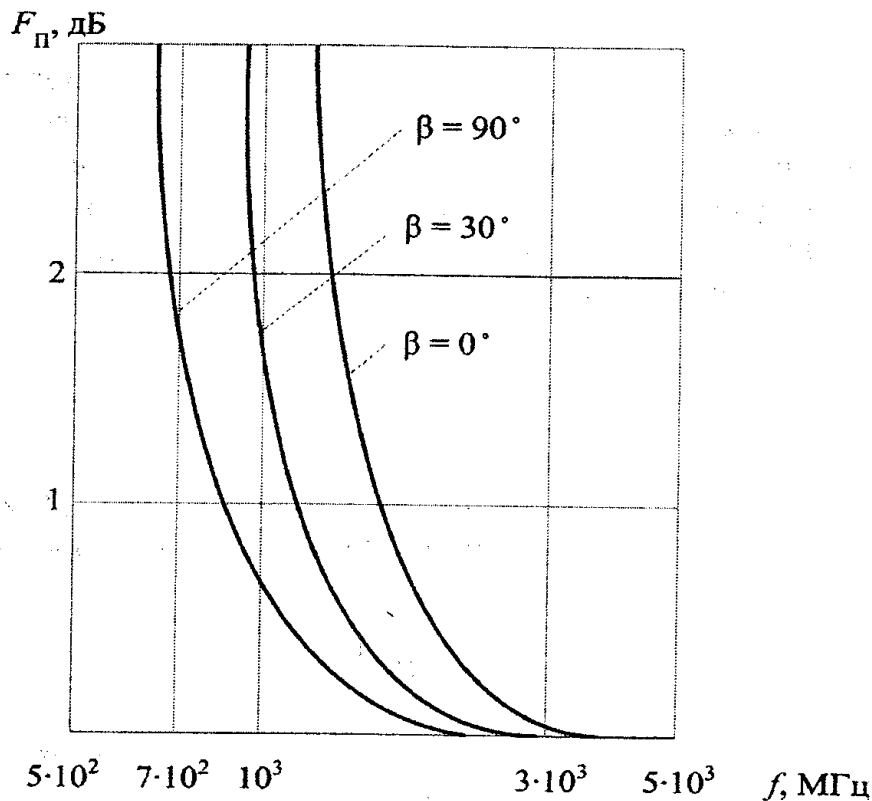


Рис. 4.6. Зависимость потерь энергии вследствие вращения плоскости поляризации от частоты и угла места β

На реальных трассах множитель ослабления изменяется во времени в широком спектре частот. Изменяется он и в пространстве. Флуктуации множителя проявляются во флуктуациях уровня принимаемого сигнала, приводящих к временному пропаданию сигнала или временному уменьшению отношения сигнал/шум. Для устранения указанного эффекта энергетические характеристики выбираются с определенным запасом, определяемым статистикой флуктуаций и допустимой вероятностью пропадания сигнала. В формуле величина F представляется в виде суммы:

$$F = \bar{F} + \Delta F,$$

где \bar{F} — медианное значение; ΔF — запас на флуктуации множителя ослабления для обеспечения определенной вероятности присутствия сигнала.

4.5. Влияние условий распространения радиоволн в атмосфере на точность измерительных радиолиний

4.5.1. Погрешности измерения дальности

С точки зрения погрешностей измерения дальности за счет условий распространения радиоволн все методы можно разделить на две группы. Первую группу составляют методы, основанные на измерении времени запаздывания модулирующего колебания. Как известно, модулирующие колебания распространяются с *групповой* скоростью. Формула расчета дальности R по измеренной величине времени распространения сигнала $t_{\text{г}}$ имеет вид

$$R = \frac{V_{\text{г}} t_{\text{г}}}{2}.$$

Вторую группу составляют методы, основанные на измерении фазы на несущей частоте. В этом случае определяющей является *фазовая* скорость, а расчетная формула имеет вид

$$R = \frac{V_{\text{ф}} t_{\text{ф}}}{2} = \frac{V_{\text{ф}} \Delta \varphi}{2c}.$$

При измерении дальности производится оценка времени распространения $t_{\text{г}}$ или связанной с ним разности фаз $\Delta \varphi$, а в приведенные выше выражения обычно подставляется скорость распространения радиоволн, равная скорости света. Определим погрешность, возникающую при таком допущении.

Фазовая и групповая скорости распространения на различных участках трассы различны, $V = V(R)$, так как $V = \frac{c}{n(R)}$. Для определения пол-

ного времени распространения на трассе R все расстояние разбивается на участки dR , в пределах которых скорость можно считать постоянной. Для каждого участка время распространения равно $dt = \frac{2dR}{V(R)}$.

Время распространения на всей трассе

$$t_{\text{н}} = 2 \int_0^R \frac{dR}{V(R)}.$$

Разность действительного времени распространения из-за реальной $V(R)$ и рассчитанного для $V(R) = c$ составит

$$t_{\text{н}} - t_{\text{рас}} = 2 \int_0^R \left(\frac{1}{V(R)} - \frac{1}{c} \right) dR.$$

Соответствующая погрешность по дальности определится как

$$\Delta R = \frac{c}{2} (t_{\text{н}} - t_{\text{рас}}) = \int_0^R \left(\frac{c}{V(R)} - 1 \right) dR. \quad (4.13)$$

Конечно, если известна $V(R)$, то расстояние можно определить точно.

Последняя формула дает возможность оценить ошибки при распространении в тропосфере и ионосфере.

Для тропосферы имеем:

$$V_{\text{ф}} = V_{\text{гр}} = c \frac{1}{n(R)} = \frac{c}{n(R)}, \quad n > 1.$$

Тогда ошибка $\Delta R = \int_0^R (n(R) - 1) dR$.

Вспользуемся выражением для коэффициента преломления в зависимости от высоты для стандартной атмосферы $n(H) = n_3 + \frac{\partial n}{\partial H} H$, где H — высота, и вместо R введем в формулу H как проекцию R на перпендикуляр к поверхности посредством зависимости $R = \frac{H}{\sin \beta} = H \operatorname{cosec} \beta$

и далее $dR = \operatorname{cosec} \beta dH$. Здесь β — угол места направления трассы.

Тогда

$$\Delta R = \int_0^H [n(H)] \operatorname{cosec} \beta dH = \operatorname{cosec} \beta \int_0^H \left(n_3 + \frac{\partial n}{\partial H} H - 1 \right) dh. \quad (4.14)$$

Приближенное выражение для формулы (4.14) имеет вид (м)

$$\Delta R \sim 1,3 \operatorname{cosec} \beta.$$

Отсюда видно, что даже при небольших углах места, когда трасса имеет наибольшую протяженность в тропосфере, среда не приводит к большим ошибкам измерения: величина ошибки составляет единицы метров.

В ионосфере фазовая и групповая скорости имеют различную зависимость от коэффициента преломления:

$$V_{\phi} = \frac{c}{n(R)}; \quad V_{гр} = cn(R) \text{ и } n < 1.$$

Для фазового измерителя $V_{\phi} = \frac{c}{n(R)}$, и погрешность равна:

$$\Delta R = \int_0^R (n(R) - 1) dR = - \int_0^R [1 - n(R)] dR,$$

так как $n(R) < 1$.

Если подставить в эту формулу выражение для коэффициента преломления ионосферы, то получим

$$\Delta R = - \left(\frac{a_1}{f^2} + \frac{a_2}{f^3} + \frac{a_3}{f^4} + \dots \right) \int_0^R N(R) dR, \quad (4.15)$$

где $N(R)$ — зависимость электронной концентрации от расстояния.

Обычно известна зависимость от высоты $N(H)$, поэтому воспользуемся переходом от H к R так, как это сделано выше. В соответствии с рис. 4.7 запишем

$$(R_3 + H)^2 = R_3^2 + R^2 + 2R_3R \sin \beta.$$

Производя замену переменных путем дифференцирования последнего выражения, получим

$$\Delta R = - \left(\frac{a_1}{f^2} + \dots \right) \int_0^H N(H) \frac{(R_3 + H)}{\sqrt{(R_3 + H)^2 - R_3^2 \cos^2 \beta}} dH. \quad (4.16)$$

По известному $N(H)$ можно найти погрешность ΔR . Например, при значениях $f = 100$ МГц; $\beta = 20^\circ$, $H = 1000$ км получаем погрешность $\Delta R = 6,7$ км. Как видно, погрешность очень велика. Конечно, с ростом частоты ошибка резко падает и на сантиметровых волнах мала.

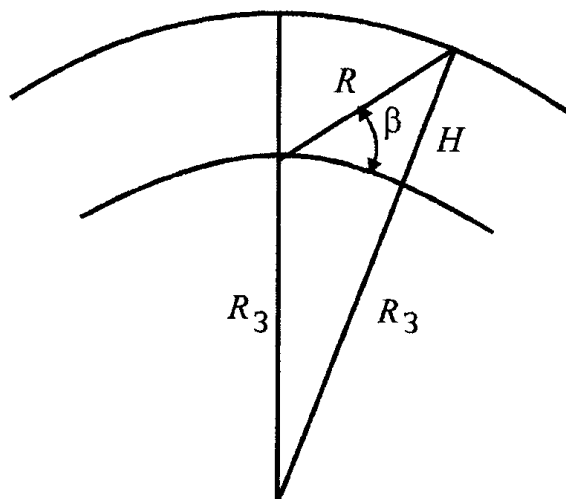


Рис. 4.7. Геометрия трассы

Для учета влияния не усредненной $N(H)$, а реальной применяют двухчастотный метод измерения расстояния. В этом случае измерение выполняется одновременно двумя измерителями, работающими на различных частотах. Это дает возможность оценить две величины: истинное расстояние и интегральную электронную концентрацию. Более подробно такой метод устранения ионосферной погрешности описан в п. 4.5.3 для случая измерения радиальной скорости.

4.5.2. Погрешности измерения углов

Неоднородность электрических характеристик атмосферы приводит к появлению погрешностей измерения угловых координат. Ранее говорилось, что атмосфере присущи регулярные и флуктуационные изменения коэффициента преломления n во времени и в пространстве. Регулярные изменения, например, уменьшение по мере увеличения высоты над Землей, обуславливают появление рефракционных погрешностей при измерении углов, флуктуации приводят к *флуктуационным погрешностям*.

Рассмотрим рефракцию радиоволны при распространении через атмосферу. Для этого обратимся к рис. 4.8, в левой части которого представлена высотная зависимость коэффициента преломления $n(H)$ с числовыми значениями в окрестности 1; высотная зависимость принята нелинейной. В правой части изображена траектория луча при излучении сигнала из наземного пункта.

Отрицательный градиент зависимости $n(H)$ в тропосфере (нижний слой на рисунке) приводит к искривлению луча «выпуклостью вверх», т.е. луч отклоняется вправо.

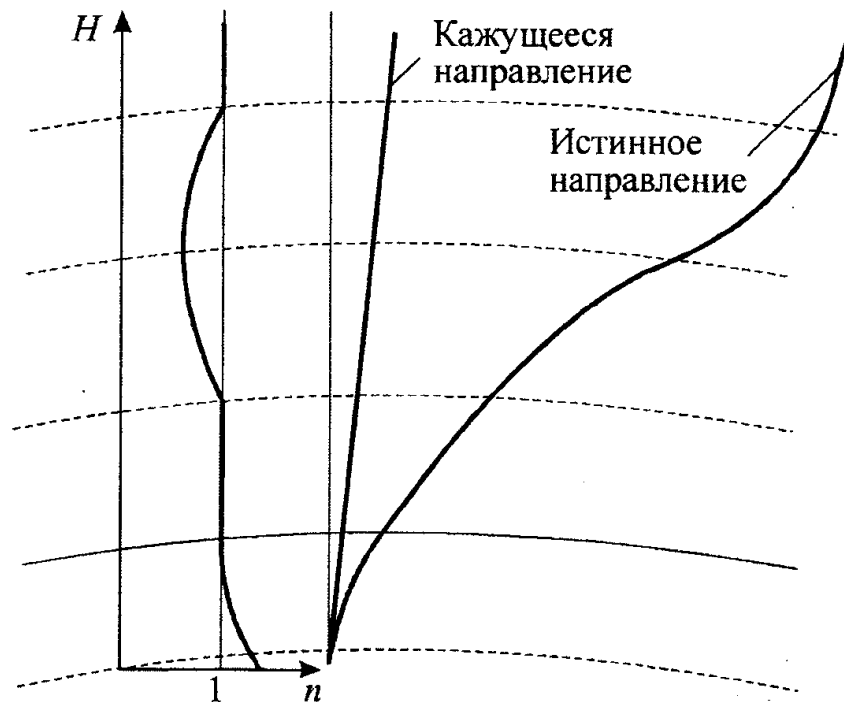


Рис. 4.8. Высотная зависимость коэффициента преломления и траектория радиолуча в атмосфере

Следующий слой на рисунке — стратосфера. Здесь $n = 1$, и луч распространяется прямолинейно.

Затем идет ионосфера, у которой n сначала падает (градиент отрицательный) и становится минимальным в области максимальной электронной концентрации. До этой точки луч продолжает искривляться вправо. Начиная с этой точки, концентрация N падает, ϵ и n начинают возрастать, стремясь к 1 в космическом пространстве. Это соответствует наличию положительного градиента, и луч искривляется влево, т.е. в обратную сторону.

В космическом пространстве траекторию можно считать прямолинейной.

Как видно из рисунка, можно говорить о кажущемся и истинном направлениях луча. Если на земной поверхности располагается приемник, то траектория будет такой же. Разница между двумя названными направлениями и есть погрешность измерения угла.

Заметим, что ионосфера приводит к почти полной компенсации искривлений траектории вправо и влево, значительным является только смещение луча. Однако это проявляется также в виде угловой ошибки.

Тропосфера дает значительные угловые погрешности: от нуля при зенитных углах до долей градуса при горизонтальных направлениях. При этом определение угла на наземный источник с КА приводит к незначительной угловой ошибке, в обратном случае ошибка будет большой.

Поскольку средняя зависимость $n(H)$ известна, а текущая может быть измерена, то можно вносить поправки.

Флуктуации $n(t, R)$ приводят к флуктуациям углов прихода. Средне-квадратические значения углов прихода достигают десятков угловых секунд. Для уменьшения их можно использовать временное усреднение.

Таким образом, ошибки измерения углов могут быть большими, определяются они в основном тропосферой, несколько уменьшаются с ростом рабочей частоты, и на них может быть внесена поправка. Конечная ошибка составляет десятки угловых секунд (при применении усреднения и введения поправок).

4.5.3. Погрешности измерения радиальной скорости

Оценим погрешность для случая распространения в *ионосфере*, поскольку тропосфера снова влияет в меньшей степени.

В доплеровских измерителях проявляется фазовая скорость, поскольку частота есть производная от фазы $\omega_d = \frac{d\varphi}{dt}$. Так как коэффициент преломления изменяется в пространстве, $n = n(R)$, то $V_\phi = V_\phi(R) = \frac{c}{n(R)}$.

На достаточно малом отрезке dR можно считать фазовую скорость постоянной, а время распространения на каждом участке равно $dt = \frac{2dR}{V(R)}$.

Фазовая длина (набег фазы) всей трассы распространения

$$\varphi = \omega t = \omega \int dt = \omega \int_0^R \frac{dR}{V_\phi(R)} = \omega \int_0^R \frac{n(R)}{c} dR = \frac{\omega}{c} \int_0^R n(R) dR. \quad (4.17)$$

Смещение частоты при распространении сигнала в вакууме

$$f_d = -\frac{f}{c} \frac{dR}{dt}, \quad (4.18)$$

а при распространении в ионосфере

$$f'_d = \frac{1}{2\pi} \frac{d\varphi}{dt} = \frac{f}{c} \frac{d}{dt} \int_0^R n(R) dR. \quad (4.19)$$

Вычитая (4.18) из (4.19), найдем смещение частоты, обусловленное влиянием ионосферы:

$$\Delta f = f_d - f'_d = -\frac{f}{c} \frac{dR}{dt} + \frac{f}{c} \frac{d}{dt} \int_0^R n(R) dR = \frac{f}{c} \frac{d}{dt} \int_0^R [n(R) - 1] dR. \quad (4.20)$$

Выражая в (4.20) коэффициент преломления через электронную концентрацию, получим

$$\Delta f \approx \frac{1}{c} \left(\frac{a_1}{f} + \frac{a_2}{f^2} + \frac{a_3}{f^3} \right) \frac{d}{dt} \int_0^R N(R) dR. \quad (4.21)$$

Из формулы (4.21) видно, что значение Δf определяется скоростью изменения количества свободных электронов, попадающих в трубку единичного сечения, протянутую вдоль траектории радиоволн. Если изменение $N(R)$ известно, то по формуле (4.21) можно вычислить Δf и внести поправку в результаты измерения доплеровской частоты. В противном случае Δf является ошибкой измерения.

На рис. 4.9 изображена типичная зависимость ионосферной погрешности от времени в окрестности точки траверза ИСЗ; t_0 соответствует времени максимального сближения. В этой точке траектории $V_R = 0$ и $\Delta f = 0$. В сантиметровом диапазоне эта ошибка пренебрежимо мала, но при измерении на дециметровых и особенно на метровых волнах она становится весьма существенной. Например, при полете ИСЗ на высотах порядка 1000 км максимальные величины Δf при больших возмущениях ионосферы составляют: для $f = 50$ МГц $\Delta f = 20$ Гц; для $f = 150$ МГц $\Delta f = 6,7$ Гц; для $f = 400$ МГц $\Delta f = 2,5$ Гц; для $f = 1200$ МГц $\Delta f = 0,8$ Гц.

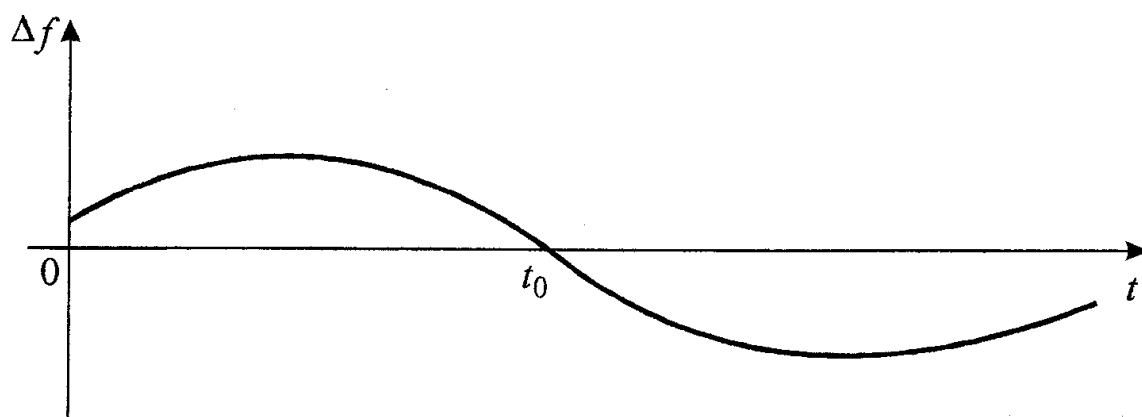


Рис. 4.9. Зависимость ионосферной погрешности от времени

Для уменьшения ионосферной ошибки при измерении частоты Доплера очень эффективным оказался многочастотный метод. Этот метод позволяет определять и учитывать текущее значение погрешности, вносимой ионосферой. Наибольшее распространение получил двухчастотный

метод, при котором одновременно излучаются две когерентные частоты f_1 и f_2 . Они формируются от общего задающего генератора, и между ними всегда сохраняется постоянное соотношение

$$\frac{f_1}{f_2} = \frac{m}{n}.$$

На выходе доплеровского приемника имеем сигналы двух частот:

$$F_1 = f_{д1} + \Delta f_1,$$

$$F_2 = f_{д2} + \Delta f_2,$$

где Δf_1 и Δf_2 — ионосферные погрешности, определяемые выражением (4.21); $f_{д1}$ и $f_{д2}$ — истинные значения доплеровских смещений частот.

Поскольку $f_1 = \frac{m}{n} f_2$, то, ограничиваясь первыми членами ионосферной ошибки в выражении (4.21), можно записать:

$$\begin{cases} F_1 = \frac{m}{n} f_{д2} + \frac{A_1}{\frac{m}{n} f_2}; \\ F_2 = f_{д2} + \frac{A_1}{f_2}, \end{cases} \quad (4.22)$$

где $A_1 = \frac{a_1}{c} \frac{d}{dt} \int_0^R N(R) dR$ — коэффициент ионосферной ошибки первого порядка.

В системе (4.22) два уравнения и два неизвестных: $f_{д2}$ и A_1 . Решая систему относительно $f_{д2}$, получим

$$f_{д2} = \frac{F_2 - \frac{m}{n} F_1}{1 - \frac{m^2}{n^2}}. \quad (4.23)$$

Выражение (4.23) представляет собой алгоритм обработки при двух-частотном методе уменьшения ионосферной ошибки. Реализация этого алгоритма очень проста и может быть выполнена согласно схеме рис. 4.10 как на промежуточной, так и на низкой частоте.

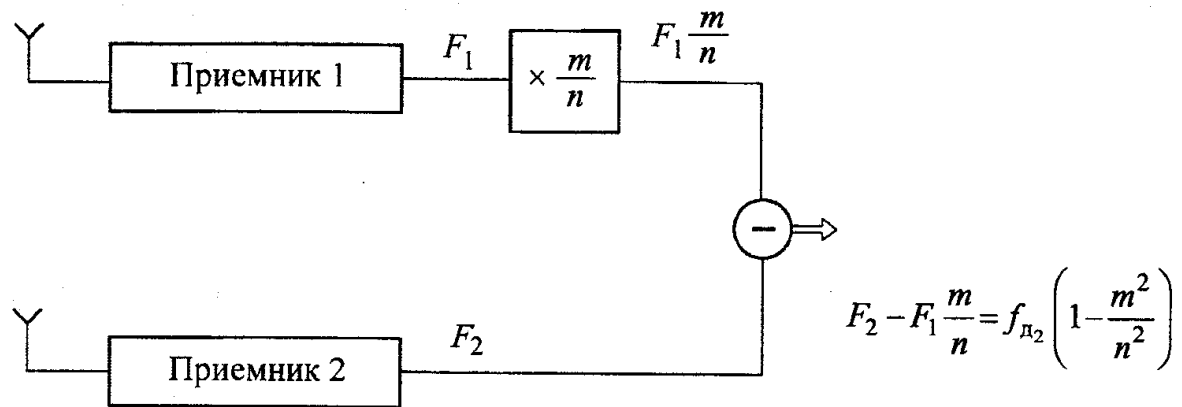


Рис. 4.10. Схема обработки сигналов при двухчастотном методе уменьшения ионосферной ошибки

При двухчастотном методе исключается только ионосферная ошибка первого порядка. Оставшаяся погрешность, обусловленная высшими членами разложения (4.20), составит:

$$\Delta f_{\text{ост}} = -\frac{A_2}{f_2^2} \frac{1}{\frac{m}{n} \left(1 + \frac{m}{n}\right)} - \frac{A_3}{f_2^3} \frac{1}{\left(\frac{m}{n}\right)^2} - \dots,$$

где $A_2 = \frac{a_2}{c} \frac{d}{dt} \int_0^R N(R) dR$; $A_3 = \frac{a_3}{c} \frac{d}{dt} \int_0^R N(R) dR$ — коэффициенты атмосферной рефракции второго и третьего порядков.

Например, если используются частоты $f_1 = 150$ МГц и $f_2 = 400$ МГц, то $\frac{m}{n} = \frac{3}{8}$ и максимальная величина остаточной погрешности оценивается следующим образом:

$$\frac{A_2}{f_2^2} \approx 0,1 \text{ Гц и } \Delta f_{\text{ост}} \approx -0,01 \cdot \frac{1}{\frac{3}{6} \left(1 + \frac{3}{8}\right)} \approx -0,02 \text{ Гц.}$$

Таким образом, использование двухчастотного метода позволяет снизить величину ионосферной ошибки при измерении доплеровской частоты с 2,0 Гц до 0,02 Гц, т.е. на два порядка.

При необходимости оставшуюся погрешность можно значительно уменьшить, если излучать одновременно три когерентные частоты.

Двухчастотный способ уменьшения ионосферной погрешности использован при построении спутниковых навигационных систем первого и второго поколений.

Случайные изменения коэффициента преломления ионосферы или тропосферы приводят к очень малым изменениям частоты Доплера. Например, среднеквадратическое значение флуктуаций фазы из-за тропосферы составляет не более 3–5 градусов. А это составляет 0,01–0,02 части от периода, т.е. 0,01–0,02 Гц.

Существует еще одна составляющая погрешности измерения радиальной скорости, обусловленная рефракцией радиоволн. Эта ошибка возникает из-за того, что результаты измерения f_d относят к кажущемуся направлению на излучатель; в действительности же направление на источник иное, отличающееся на рефракционную погрешность оценки угла (см. рис. 4.8). Погрешность обусловлена отличием радиальных скоростей КА на указанных двух направлениях. Влияние этого эффекта можно учесть введением поправки по известной угловой погрешности.

4.6. Влияние плазмы, окружающей КА

На ряде участков траектории КА оказывается окруженным плазмой. Плазма — это электрически нейтральный ионизированный газ (содержит одинаковое количество электронов и положительных ионов). Образуется плазма либо за счет газов, выбрасываемых двигателями, либо вследствие аэродинамических явлений, возникающих при движении КА в атмосфере. Располагается плазма в районе хвостовой части КА при работе маршевых двигателей; может обволакивать весь КА при работе тормозных двигателей и двигателей коррекции и стабилизации; располагаться в носовой части КА при аэродинамических эффектах.

При входе КА в слои атмосферы образуется ударная волна и возникает высокая температура. В уплотненном слое ударных волн образуется ударная (тепловая) ионизация. Интенсивность ионизации зависит от концентрации газов, скорости движения, формы КА, угла входа в слои атмосферы. Ударная плазма имеет две области, по электрическим свойствам приближающиеся к следующим материалам: 1) металлический сердечник, 2) диэлектрик. Образование ударной ионизации и свойства плазмы поясняет рис. 4.11.

Возникающая при работе маршевых двигателей ракет-носителей и КА плазма приводит к нарушению связи с пунктом управления.

Основными электрическими параметрами плазмы являются:

f_0 — плазменная частота ($f_0 = 9\sqrt{N}$), определяемая электронной концентрацией N ;

ν — частота соударений электронов с другими частицами.

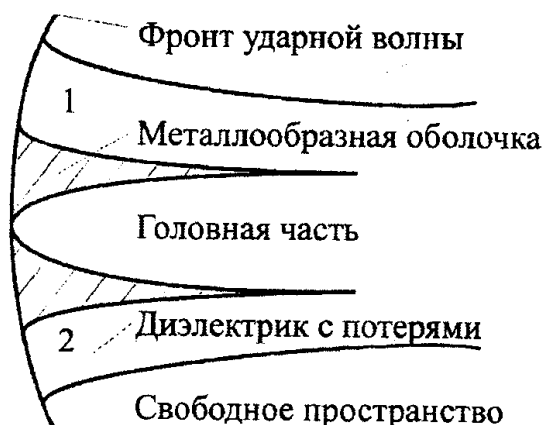


Рис. 4.11. Образование и свойства ударной плазмы

Плазма двояко влияет на процесс распространения радиоволн: создает *дополнительное затухание* и является *источником мешающего излучения*.

Затухание сигнала определяется соотношением плазменной частоты f_0 и несущей частотой сигнала f . Если выполняется условие $v < f < f_0$, то плазма ведет себя как проводник; при этом энергия поглощается или отражается. Если $f > f_0$, то плазма имеет свойства диэлектрика. При этом возможно некоторое затухание сигнала и искажения его фазы.

Плазма влияет на диаграмму направленности антенны КА. Это влияние заметно при длине антенны, соизмеримой с длиной волны и длиной внутреннего слоя плазмы. Плазма приводит к рассогласованию антенны КА со средой, что также приводит к потере энергии.

Шумовая температура бортовых антенн определяется:

- 1) шумом плазмы;
- 2) шумом теплового излучения нагретой обшивки КА, отраженного от плазмы и попадающего в антенну;
- 3) шумом внешних источников излучения, проникающих сквозь плазму.

Экспериментально установлено следующее:

- если $f < f_0$, то основной вклад вносит излучение обшивки;
- если $f > f_0$, то определяющими являются внешние источники излучения;
- если $f \approx f_0$, то главный вклад вносят тепловые шумы самой плазмы.

При учете влияния только шумов плазмы на выбор диапазона волн в линиях получается, что частоту нужно увеличивать. При этом обеспечивается меньшее их влияние на антенну. Для обычных носителей и самых неблагоприятных углов входа $f_0 \approx 35$ ГГц. Тогда условие $f > f_0$ приведет к выбору миллиметрового диапазона волн, для которого свойственно сильное ослабление в атмосфере. Приемлемыми являются участки частот 40–50 ГГц и 75–150 ГГц; между ними — участок сильного поглощения молекулярным кислородом (57–65 ГГц).

5. Измерение пространственных величин и их производных

5.1. Особенности измерительных радиолиний

Измерительные радиолинии предназначены для получения первичной навигационной информации с целью определения в результате дальнейшей обработки параметров траектории КА и прогнозирования его положения. Навигационная информация получается в наземных измерительных пунктах в топоцентрической системе координат в виде расстояния до КА, углов на КА, радиальной и угловой скоростей. Соответствующая совокупность данных с привязкой к моменту измерения в системе единого времени $R_i, \alpha_i, \beta_i, \dot{R}_i, \dot{\alpha}_i, \dot{\beta}_i, t_i$ затем приводится к геоцентрической инерциальной системе координат. По минимально необходимой или избыточной выборке таких совокупностей рассчитываются параметры траектории. Эти параметры, как начальные условия для решения дифференциальных уравнений, представляются в первичной форме в виде трех координат и трех проекций вектора скорости КА в граничной точке. Начальные условия являются одной из форм представления эфемеридной информации, по которой можно рассчитать координаты и вектор скорости КА в любой момент времени. Другой формой эфемеридной информации являются элементы орбиты (см. разд. 2).

Заметим, что совокупность данных не обязательно должна содержать измерения из всех указанных выше навигационных величин; важно, чтобы число измерений было равно шести. Так, определение параметров траектории возможно по шести измерениям дальности в шести пространственно разнесенных точках или даже по шести дальностям, полученным в одной точке в шести моментах времени. Это обеспечивается как системой орбитальных измерений при оценке траекторий ИСЗ и КА среднего и дальнего космоса, так и системой выведения КА на орбиту.

Основные особенности измерительных линий вытекают из особенностей радиокомплексов КА, рассмотренных в разд. 2, и состоят в следующем.

1. Высокая точность: погрешность измерения дальности 1–10 м, углов $\sim 10^{-3}$ рад, угловых скоростей $\sim 10^{-4}$ рад/с.
2. Использование диапазонов УВЧ и СВЧ.
3. Использование непрерывных сигналов.
4. Использование совмещенных радиолиний.

Кроме измерительных систем, для определения траекторий и навигации КА используются автономные бортовые системы, например системы

измерения путевой скорости, системы определения высоты и дальности, системы определения местной вертикали и т.п. В этом разделе они не рассматриваются.

Измерения навигационных величин (скорости, угла и т.д.) сопровождаются погрешностями. Считается, что ошибки носят случайный характер и подчиняются многомерному нормальному закону распределения. Основной характеристикой при этом является дисперсия ошибки. Обычно предполагается нулевое среднее значение ошибок, поскольку смещение среднего значения как систематическая погрешность устраняется калибровкой.

Процесс определения навигационной величины заключается в следующем. Измеряется параметр сигнала, связанный с навигационной величиной, усредняется на интервале измерения, относится к середине временного интервала и привязывается к шкале единого времени. В дальнейшей обработке такой отсчет используется в качестве единичного. При такой процедуре вводится еще одна характеристика измерения — надежность, определяемая как вероятность потери одного из измерений на участке первичного временного усреднения, например за счет уменьшения уровня сигнала.

Основными параметрами входного сигнала, из которых извлекается информация в измерительных линиях, являются частота, время и фаза. Поскольку производить измерения во многих случаях приходится при малых отношениях сигнал/шум, то приходится говорить об обработке пороговых сигналов и потенциальной точности измерения. Потенциальная точность измерения определяется только соотношением мощностей сигнала и шума на входе измерителя. Для обеспечения минимального искажения измеряемого параметра существует оптимальный измеритель. Однако на практике обычно используются квазиоптимальные измерители, которые реализуются в схемном отношении проще, а ухудшение дают небольшое.

Известно, что все измерители делятся на следящие и неследящие. Они могут быть аналоговыми и цифровыми. Встречаются измерители, содержащие одновременно и аналоговую, и цифровую части. Тогда в их составе присутствуют звенья преобразования аналог — цифра и наоборот.

Функциональная схема неследящего измерителя представлена на рис. 5.1.

Здесь функциональный преобразователь (блок оценки) — нелинейный элемент, преобразующий входной сигнал в напряжение, пропорциональное в среднем измеренному параметру.

Функциональная схема следящего измерителя представлена на рис. 5.2.

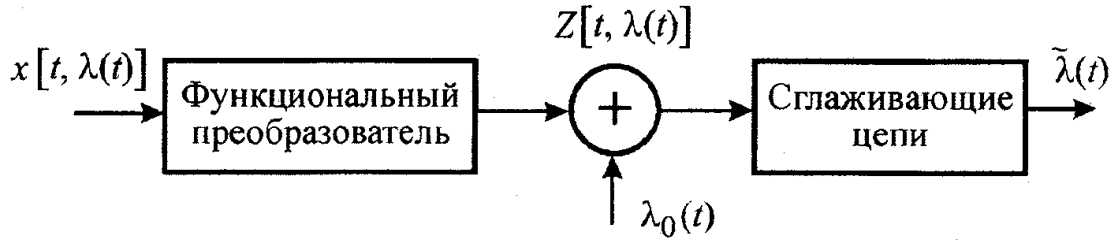


Рис. 5.1. Схема неследящего измерителя

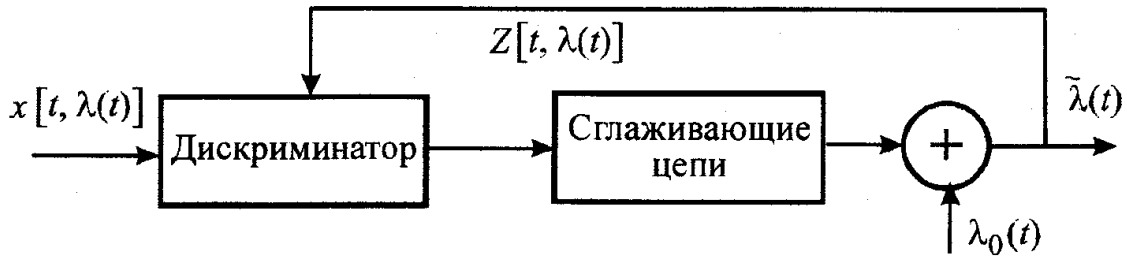


Рис. 5.2. Схема следящего измерителя

Обозначения на схемах следующие: $\lambda_0(t)$ — программные значения параметра (программные изменения в полете); $\tilde{\lambda}(t)$ — оценка параметра; $\varepsilon(t) = \lambda_0(t) - \tilde{\lambda}(t)$ — сигнал рассогласования измеряемого параметра.

Дискриминатор — существенно нелинейный относительно измеряемого параметра элемент. Сглаживающие цепи устраняют зависимость от времени путем усреднения.

Неследящие измерители обычно проще выполняются. В них отсутствует режим захвата и нет срыва слежения. Следящие измерители лучше устраняют динамические ошибки. Их точность не зависит от абсолютной величины параметра, так как реагируют они на разность заданного и измеренного значений параметра.

5.2. Измерение расстояния

Измерение дальности может производиться четырьмя методами: амплитудным, временным, фазовым и частотным. Первый из них основан на свойстве электромагнитного поля распространяться в свободном пространстве сферической волной, остальные — на прямой или косвенной оценке времени распространения радиосигнала на трассе. С учетом особенностей измерительных радиолиний, отмеченных в подразд. 5.1, пригодными остаются лишь временной и фазовый методы: амплитудный имеет низкую точность, частотный — низкую энергетику.

Временной метод дальнометрии при непрерывном сигнале возможен лишь тогда, когда в качестве информативного используется модулирующий сигнал. В качестве такого для обеспечения высокой точности используется широкополосный сигнал в виде шумового или псевдошумового. Обычно применяются псевдошумовые сигналы, которыми производится фазовая манипуляция несущего сигнала. В некоторых случаях фазовой манипуляции подвергается поднесущая (модулирующая) частота. Временная задержка определяется компенсационным методом путем корреляционной обработки излучаемого и принимаемого информативных сигналов. Функциональная схема такого измерителя приведена на рис. 5.3.



Рис. 5.3. Схема дальномера с широкополосным сигналом

Изучение функции неопределенности различных псевдошумовых сигналов показало, что наилучшим видом сигнала являются бинарные коды, образуемые последовательностью знаков «+1» и «0» или «+1» и «-1». Псевдослучайные последовательности имеют определенные структурные свойства статистического характера, поэтому можно прогнозировать характеристики образованных на их основе кодированных сигналов.

Формирование модулирующих псевдослучайных последовательностей легко осуществить с помощью регистров сдвига, представляющих собой несколько двоичных запоминающих элементов или ряд схем с двумя устойчивыми состояниями. Регистр сдвига обладает способностью перемещать знак, содержащийся в одном элементе, в соседнюю ячейку путем подачи сдвигового или тактового импульса. Схема цепей обратной связи рассчитывается так, чтобы получить максимально возможную длину последовательности N для данного числа m каскадов регистра сдвига. Можно показать, что $N = 2^m - 1$. Последовательность максимальной длины обладает наилучшей формой автокорреляционной функции.

Использование последовательностей максимальной длины основано на применении линейных рекуррентных цифровых последовательностей при фазовой манипуляции несущего сигнала. Фазовая манипуляция должна производиться по определенному правилу в соответствии с некоторой последовательностью цифр: двоичной (цифры $q = 0, 1$), троичной (цифры $q = 0, 1, 2$), десятичной (цифры $q = 0, 1, 2, \dots, 8, 9$), в общем случае p -ричной (цифры $q = 0, 1, \dots, p - 1$). Каждой цифре q можно поставить в соответствие определенный сдвиг фазы φ_q . В частности, можно полагать

$\varphi_q = \frac{2\pi}{p}q$. При этом если $p = 2$, то возможными фазовыми сдвигами

будут, например, 0 и 180° , что эквивалентно умножению на $+1$ или -1 . Если $p > 2$, то манипуляция будет многофазной. Задача получения шумоподобного фазоманипулированного колебания сводится при этом к построению в достаточной мере хаотичной последовательности цифр $q_j (j = 1, 2, \dots)$.

Цифровая последовательность называется *рекуррентной*, если по любым заданным m последовательным ее элементам можно найти следующий $(m + 1)$ -й элемент, пользуясь одним и тем же правилом. Тогда это правило может быть последовательно (рекуррентно) использовано для получения $(m + 2)$ -го, $(m + 3)$ -го и т.д. элементов последовательности. Рекуррентная последовательность называется *линейной*, если для нахождения какого-либо ее элемента используются линейные операции сложения и умножения предыдущих цифр на постоянную величину. При этом операции сложения и умножения цифр ведутся «по модулю p », чтобы их результат содержал только одну цифру p -ричной системы единиц. Чтобы отличать модульные операции от обычных, после выражения отмечают $(\text{mod } p)$. Соотношения, получаемые при модульных операциях, в теории чисел называют *сравнениями*. Последовательность цифр, заданная сравнением $q_j = k_1q_{j-1} + k_2q_{j-2} + \dots + k_mq_{j-m} (\text{mod } p)$, является, таким образом, линейной рекуррентной цифровой последовательностью.

Получение этой последовательности может быть осуществлено по схеме рис. 5.4, где изображена линия задержки с отводами (или соответствующий цифровой регистр), множители «по модулю p », включенные в отводы, и сумматор «по модулю p ». Если на вход линии подать сомкнутую последовательность видеоимпульсов, амплитуды которых соответствуют цифрам q_1, q_2, \dots, q_m , а длительность импульсов τ_0 соответствует времени задержки между отводами, то в момент времени, когда все импульсы войдут в линию задержки, на выходе сумматора образуется импульс с амплитудой q_{m+1} . Подсоединив выход сумматора ко входу линии задержки, можно последовательно получить импульсы с амплитудами

q_{m+2} , q_{m+3} и т.д. Если $p=2$, то умножение на коэффициент k_i ($i = 1, 2, \dots, m$), т.е. на 0 или 1, означает отсутствие или наличие подключения i -го отвода к сумматору.

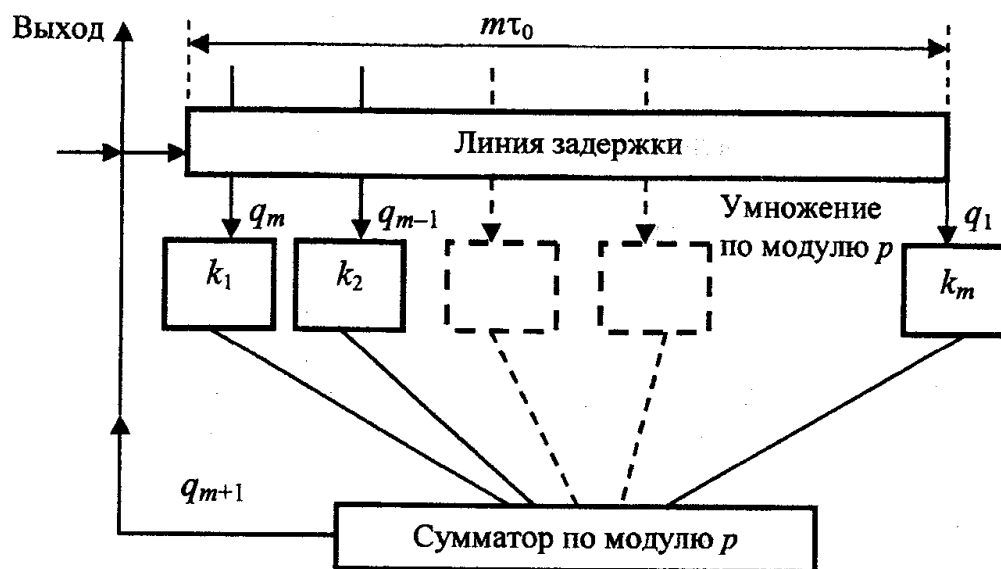


Рис. 5.4. Общая схема генерирования p -ричной рекуррентной последовательности

Поскольку число цифр и отводов ограничено, в процессе формирования последовательности наступает определенная *повторяемость*. В самом деле, так как число возможных вариантов цифр, поступающих на каждый множитель, равно p , то число комбинаций этих цифр будет p^m . Из этого числа должна быть исключена чисто нулевая комбинация. Таким образом, *максимальная длина неповторяющейся последовательности цифр* (максимальный период последовательности) будет $N = p^m - 1$. В частности, при $p = 2$ для $m = 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10$ и т.д. соответственно $N = 3, 7, 15, 31, 63, 127, 255, 511, 1023$ и т.д.

Максимальная длина последовательности обеспечивается при определенном подборе коэффициентов k_1, k_2, \dots, k_m . Для двоичных последовательностей это означает лишь определенный порядок подключения отводов к сумматору. Если число элементов последовательности N простое, число x различающихся последовательностей максимальной длины выражается наиболее просто $x = \frac{n-1}{m}$. Например, если $p = 2$, $m = 5$,

то число $N = 31$ — простое. Значит, неповторяющаяся часть последовательности максимальной длины состоит в данном случае из 31 цифры (0 или 1), причем число таких различающихся между собой последова-

тельностью будет не более $\frac{31-1}{5} = 6$. Значения k_1, k_2, \dots, k_m для последовательностей максимальной длины (M -последовательностей) определяются путем перебора.

Для рассмотренного примера ($m = 5, N = 31, x = 6$) они выражаются комбинациями 10010, 10111, 11011 и зеркальными им комбинациями. По схеме (рис. 5.5) для комбинации коэффициентов (10111) нетрудно определить рекуррентную последовательность. Начальная комбинация цифр q_1, q_2, q_3, q_4 и q_5 может быть произвольной (но не чисто нулевой), поскольку в каждом периоде M -последовательности содержатся все возможные комбинации. Взяв в качестве начальной последовательности $q_1 = q_2 = q_3 = q_4 = q_5 = 1$, получим $q_6 = 0, q_7 = 1$ и т.д., т.е. данная рекуррентная последовательность максимальной длины имеет вид 1111101000100101011000011100110.

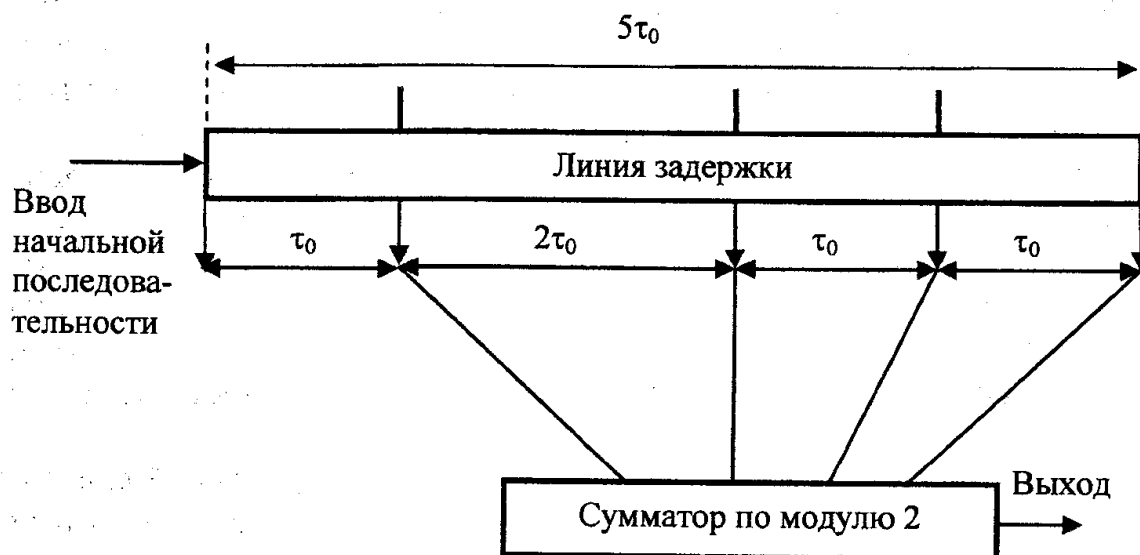


Рис. 5.5. Схема генерирования двоичной рекуррентной последовательности ($m = 5, N = 31, k_2 = 0, k_1 = k_3 = k_4 = k_5 = 1$)

Характерно, что число нулей меньше числа единиц на единицу, что является общей особенностью двоичных M -последовательностей.

Подав M -последовательность на фазовый манипулятор $0, \pi$, можно осуществить кодирование непрерывного радиосигнала, равносильное умножению его элементов на $+1$ или -1 .

Отметим еще некоторые особенности M -последовательностей, реализующих их схем и фазоманипулированных ими между 0 и π сигналов.

Ни одна из комбинаций m цифр не может повториться на протяжении N элементов периода последовательности. В противном случае повторились бы и следующие цифры, и период последовательности был бы

меньше N . Неповторяемость структуры можно считать признаком *хаотичности*, что позволяет использовать такие псевдохаотические последовательности для формирования шумоподобных сигналов.

Все комбинации m цифр *перебираются* в M -последовательности. Поэтому, возбуждая один и тот же генератор различными начальными комбинациями цифр q_1, q_2, \dots, q_m , будем получать сдвинутые во времени последовательности одинаковой структуры.

Если суммируются начальные элементы двух последовательностей $q_1 + q'_1, q_2 + q'_2, \dots, q_m + q'_m \pmod{p}$, в силу линейности должны суммироваться и последующие элементы, т.е. $(m + 1)$ -я цифра будет $q_{m+1} + q'_{m+1} \pmod{p}$ и т.д. Отсюда следует, что сумма (или вообще линейная комбинация) M -последовательностей является также M -последовательностью, но сдвинутой во времени. Это позволяет строить генераторы сдвинутых последовательностей на основе рассмотренного выше генератора одной такой последовательности. Сдвинутые последовательности должны сниматься с дополнительных сумматоров (в отличие от основных, не охваченных обратной связью), к которым в различной комбинации подключены отводы линии. Генераторы сдвинутых последовательностей могут использоваться при построении схем корреляционной обработки.

Для обработки непрерывных (или достаточно длинных) периодических сигналов, фазоманипулированных M -последовательностями, могут использоваться фильтровые и корреляционные схемы. Под обработкой в данном случае понимается сжатие сигнала, т.е. концентрация энергии всей последовательности в пределах одного парциального импульса последовательности, причем сжатый импульс будет соответствовать последнему импульсу последовательности.

При измерении дальности необходимо оценить временной сдвиг одной последовательности относительно второй. Делать это можно путем использования сжатых импульсов (радиоимпульсов или соответствующих видеоимпульсов), т.е. измерять временной интервал между ними одним из прямых или косвенных способов. Это может быть аналоговый или цифровой измеритель; последний обычно заполняет интервал счетными (эталонными) импульсами и подсчитывает их число. Известен вариант измерения временного сдвига по части M -последовательности, когда выделяется часть обоих сигналов, соответствующая последовательному присутствию группы единиц в кодовом слове. В этом случае также выделяется один парциальный импульс в каждом сигнале, занимающий фиксированное положение в последовательности. Понятно, что величина такого импульса будет значительно меньше, чем величина сжатого.

Часто используется компенсационный способ измерения временного сдвига, который реализуется путем корреляционной обработки двух одинаковых последовательностей. Схема такого измерителя на рис. 5.2 на-

звана коррелометром; выходной сигнал схемы есть временной сдвиг опережающего сигнала относительно запаздывающего. Корреляционной обработке можно подвергать как видеосигналы, так и радиосигналы.

При работе в режиме автосопровождения можно использовать корреляционные (корреляционно-фильтровые) схемы. Пример корреляционной схемы автосопровождения по дальности для фазоманипулированного сигнала приведен на рис. 5.6.

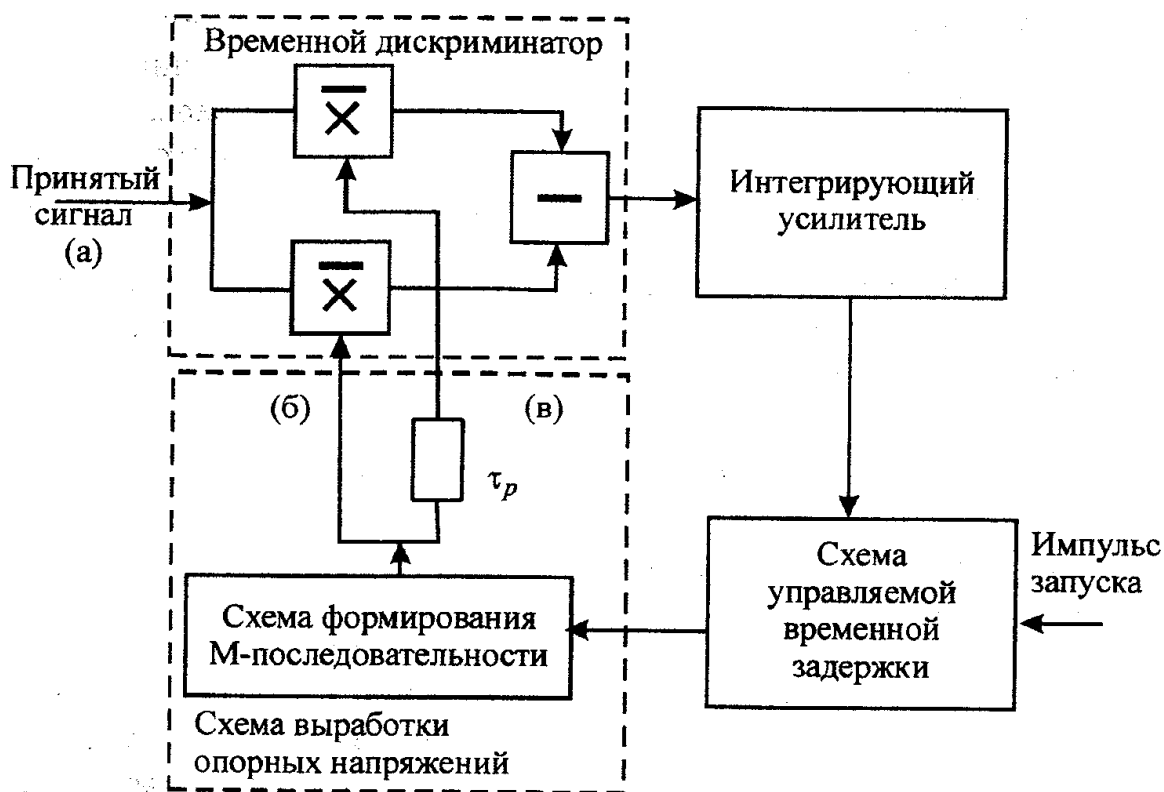


Рис. 5.6. Корреляционная схема автосопровождения по дальности для фазоманипулированного $0, \pi$ сигнала (а, б, в — М-последовательности)

Эта схема содержит временной дискриминатор, интегрирующий усилитель, схему управляемой временной задержки и схему выработки опорных напряжений. Временной дискриминатор состоит из двух корреляторов и схемы вычитания. На корреляторы подаются сдвинутые во времени на τ_0 опорные напряжения. Генерация этих напряжений осуществляется, например, с помощью схемы формирования М-последовательности, а временной сдвиг на τ_0 — с помощью линии задержки, как показано на рис. 5.6. Сигнал ошибки после интегрирования управляет задержкой импульса запуска генератора опорного напряжения. Опорное напряжение можно вырабатывать на видеочастоте. Тогда интегрирование в каждом корреляторе следует проводить на промежуточной частоте, а для перехода на видеочастоту поставить перед схемой вычитания детекторы.

Дискриминационная характеристика $U_g(\tau)$ временного дискриминатора при отсутствии расстройки по частоте Доплера представляет собой разность двух взаимно сдвинутых на τ_0 автокорреляционных функций

$$U(\tau) = B\left(\tau + \frac{\tau_0}{2}\right) - B\left(\tau - \frac{\tau_0}{2}\right).$$

Наряду с отслеживанием дальности можно осуществить отслеживание по частоте Доплера, т.е. по скорости. Для этого достаточно демодулировать принимаемую фазоманипулированную последовательность, сняв с генератора М-последовательности колебания через линию задержки на $0,5\tau_0$. Перемножая радиочастотное колебание и видеочастотное, можно получить демодулированное колебание. Обработывая его с помощью частотного или фазового дискриминатора, можно осуществить перестройку гетеродина в соответствии с частотой Доплера.

Рассмотрим фазовый метод. Фазовый сдвиг (отставание сигнала по фазе) при прохождении сигнала по трассе протяженностью R определяется соотношением

$$\varphi = 2\pi \frac{R}{\lambda} = \frac{\omega R}{c} \quad \text{или} \quad \varphi = 2 \cdot 2\pi \frac{R}{\lambda} = 2 \frac{\omega R}{c}.$$

Здесь λ и ω — длина волны и частота информационного сигнала; им может быть несущий сигнал или модулирующий.

При измерении разности фаз на фазометр подаются два сигнала, которые должны быть когерентными. В космических РТС используется как запросный, так и беззапросный варианты измерения. Во втором варианте передающая и приемная части измерителя должны содержать высокостабильные генераторы, обеспечивающие временную когерентность двух сигналов различных генераторов, в первом варианте ретранслятор (ответчик) должен сохранять когерентность сигналов.

Возвращаясь к формулам, заметим, что практически во всех случаях $R \gg \lambda$ и фазовый сдвиг значительно превышает 2π . Например, условие однозначности для запросного варианта измерения на частоте модуляции Ω , функциональная схема которого приведена на рис. 5.7, на трассе протяженностью R следующее: $R \leq \frac{\pi c}{\Omega}$, $R \leq \frac{\lambda_{\text{мод}}}{2}$. Расчет дает следующие

результаты: $R = 15$ км, $F = 10$ кГц.

Разделение каналов запроса и ответа в приведенной схеме частотное, однако требование когерентности предъявляется только к модулирующей частоте.

Методы ликвидации неоднозначности следующие:

1) начальная привязка по дальности с последующим счетом периодов;

- 2) привязка результатов измерений к некоторым маркерным точкам;
- 3) многочастотный метод измерения.

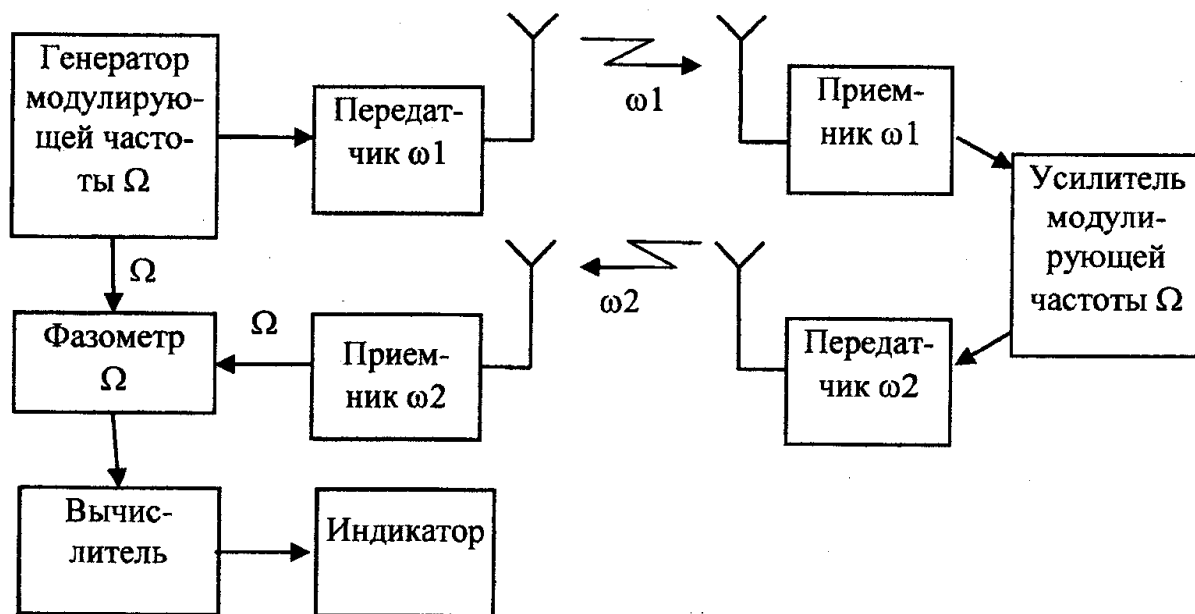


Рис. 5.7. Функциональная схема запросного фазового дальномера, работающего на частоте модуляции Ω

Дальномерные системы беззапросного типа имеют ряд достоинств, связанных с отсутствием обратного канала передачи сигнала, но для реализации его необходимы высокостабильные генераторы, позволяющие длительное время сохранять начальную фазу сигнала. В таких измерителях перед стартом производится сверка и подстройка бортового и наземного генераторов, за время работы уход частоты и фазы незначителен. В качестве эталонов используются генераторы на основе квантовых устройств, которые имеют стабильность порядка 10^{-12} и выше. Функциональная схема такого измерителя для случая, когда информационной частотой является несущая, представлена на рис. 5.8.

Расстояние в данном случае определяется по формуле

$$\varphi = 2\pi \frac{R}{\lambda} = \frac{\omega R}{c}.$$

Определим требования по стабильности эталонных генераторов, если задана погрешность определения расстояния ΔR (соответствующую $\Delta\varphi$) и время работы t . Погрешность ΔR связана с фазовой погрешностью соотношением

$$\Delta\varphi = \frac{\omega}{c} \Delta R,$$

откуда имеем $\Delta R = \frac{c}{\omega} \Delta\varphi$.

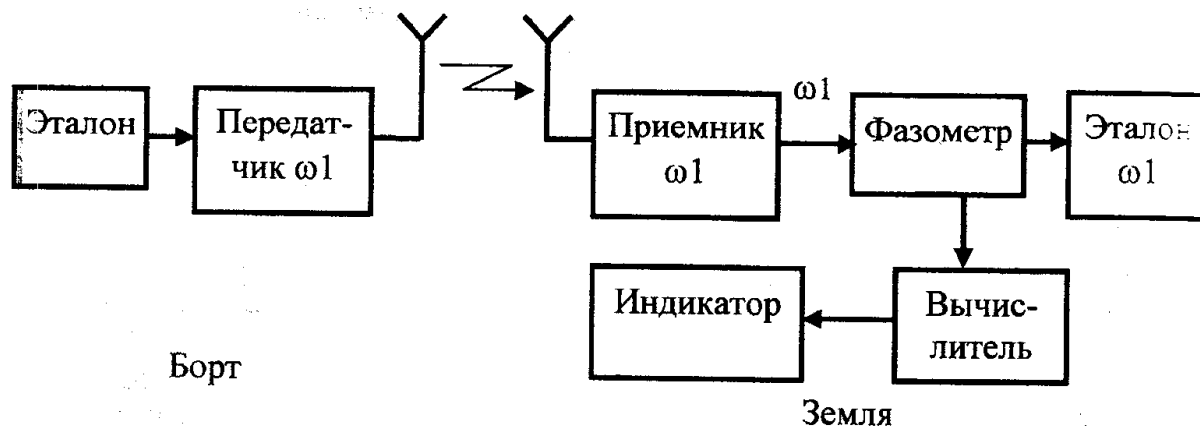


Рис. 5.8. Функциональная схема беззапросного фазового измерителя дальности

Фазовая погрешность возникает из-за расхождения фаз при уходе частоты генератора за время t_1 : $\Delta\varphi = \Delta\omega t_1 = \varepsilon\omega t_1$, где $\varepsilon = \frac{\Delta\omega}{\omega}$ — относительная нестабильность частоты эталона. Тогда погрешность измерения дальности $\Delta R = c\varepsilon t_1$. При $t_1 = 10$ мин (600 с) и $\varepsilon = 5 \cdot 10^{-13}$ эта погрешность составит 10 см.

5.3. Измерение радиальной скорости

Принципиально возможны два метода определения радиальной скорости движущегося объекта: *координатный* и *доплеровский*.

Координатный метод заключается в расчете скорости с использованием измеренных значений дальности. Радиальная скорость находится путем дифференцирования дальности: $\dot{R} = \frac{d[R(t)]}{dt} \approx \frac{R_1 - R_2}{\Delta t}$.

Оценка точности измерения скорости таким методом по результатам оценки точности измерения дальности показывает, что погрешность получается значительной. При реальных параметрах измерительных систем точность координатного метода хуже на 1–2 порядка по сравнению со вторым методом — доплеровским.

Доплеровский метод основан на измерении доплеровского сдвига частоты сигнала, принимаемого от источника излучения, расстояние до которого изменяется. Известное выражение для доплеровской частоты для случая распространения сигнала в одном направлении (беззапросный вариант) имеет вид

$$f_d = f_{\text{изл}} - f_{\text{прин}} = -\frac{V_R}{c} f_{\text{изл}} = -\frac{V_R}{\lambda},$$

где $V_R = V \cos \varphi$ — радиальная скорость; V — полная скорость; φ — угол между направлением вектора скорости и направлением на измеритель.

Если измеряется f_d отраженного сигнала или ретранслированного, то числитель выражения следует удвоить.

Приведенная формула является приближенной; строгая формула имеет более сложный вид, поскольку учитывает проявление релятивистского эффекта. Рассмотрим проявление релятивистского эффекта в беззапросных и запросных измерителях.

Беззапросный способ. Особенность такого способа измерения радиальной скорости состоит в том, что сравниваются частоты двух колебаний, которые создаются на различных объектах, пусть на КА и на Земле, т.е. в различных системах отсчета: неподвижной и движущейся.

Рассмотрим две инерциальные системы отсчета (системы без ускорений): неподвижную XYZ и движущуюся $X'Y'Z'$. Движение предполагается только вдоль оси X со скоростью V , как это показано на рис. 5.9. Источник излучения расположен в точке O , приемник — в точке A . Отсчет времени производится от момента излучения, когда O и O' совпадают.

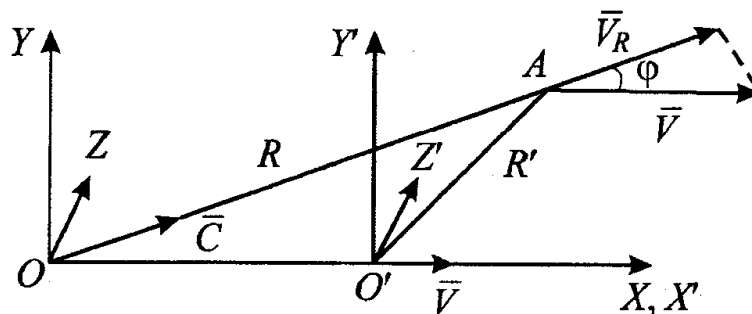


Рис. 5.9. Неподвижная и движущаяся системы координат

Уравнения для расстояний в двух системах координат для момента прихода сигнала в точку A :

$$\begin{cases} x^2 + y^2 + z^2 = c^2 t^2; \\ x'^2 + y'^2 + z'^2 = c^2 t'^2. \end{cases}$$

В теории относительности принято, что скорость света c постоянна в любой системе координат, а время течет по-разному, т.е. $R = ct$ и $R' = ct'$.

Координаты и время, отсчитанные в двух инерциальных системах, связаны уравнениями преобразования без поворота осей. Уравнения линейны в силу однородности пространства и времени:

$$x' = a(x - Vt); \quad y' = y; \quad z' = z; \quad t' = b(t - dx).$$

Здесь a, b, d — коэффициенты, определяемые следующим образом:

$$a = b = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}}; \quad d = \frac{V}{c^2}.$$

На основании последних выражений получаются координатные преобразования, которые называются преобразованиями Лоренца:

$$x' = \frac{x - Vt}{\sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}}; \quad y' = y; \quad z' = z; \quad t' = \frac{t - \frac{V}{c^2}x}{\sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}}.$$

Для определения связи между частотами сигнала f и f' в точке A , отсчитываемыми в неподвижной и подвижной системах, рассмотрим фазу волны в точке A , учитывая инвариантность фазы в одной точке относительно систем отсчета. Выражения имеют вид:

$$2\pi f \left(t - \frac{R}{c} \right) = 2\pi f' \left(t' - \frac{R'}{c} \right).$$

Продифференцируем последнее выражение по времени с учетом того, что $R' = \text{const}$ (как расстояние до точки приема в движущейся системе координат), сократим на 2π и в результате получим: $f \left(1 - \frac{V_R}{c} \right) = f' \frac{dt'}{dt}$,

где $V_R = \frac{dR}{dt}$.

После дифференцирования t' в преобразовании Лоренца по времени получаем

$$\frac{dt'}{dt} = \frac{1 - \frac{V}{c^2} \frac{dx}{dt}}{\sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}} = \frac{1 - \frac{V}{c^2} V}{\sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}} = \frac{1 - \frac{V^2}{c^2}}{\sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}} = \sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}.$$

Тогда для частот имеем связь: $f' = f \frac{1 - \frac{V_R}{c}}{\sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}}$.

В общем случае не важно, какая часть аппаратуры движется, — будет меняться только направление распространения и знак перед отношением $\frac{V_R}{c}$. Более реальным является случай, когда излучатель находится в подвижной системе (на борту КА). В этом случае связь частот определяется следующим выражением:

$$f = f' \frac{\sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}}{1 + \frac{V_R}{c}} \approx f' \frac{1 - \frac{V^2}{2c^2}}{1 + \frac{V_R}{c}},$$

где f' — частота излучаемого сигнала, измеренная на борту; f — частота излучаемого сигнала, измеренная на Земле, т.е. частота принятого сигнала.

Разлагая в ряд последнее выражение и делая замену $V_R = V \cos \varphi$, получаем

$$f \approx f' \left[1 - \frac{V}{c} \cos \varphi - \frac{V^2}{c^2} \left(\frac{1}{2} - \cos^2 \varphi \right) \right],$$

где φ — угол между направлением вектора скорости и направлением на измеритель (см. рис. 5.9).

Если ограничиться только двумя членами последнего выражения, то получим известное выражение для доплеровского смещения частоты:

$$f_d = f - f' \approx -f \frac{V_R}{c} = -\frac{V_R}{\lambda}.$$

При этом остается систематическая ошибка

$$\delta V_R = \frac{c}{f} \delta f_d = -\frac{V^2}{c^2} \left(\frac{1}{2} - \cos^2 \varphi \right).$$

Кроме рассмотренного положения, соотношение между частотами зависит от разности гравитационных потенциалов $U_1 - U_2$ между передающим и приемным пунктами и от ускорения движущегося объекта \ddot{R} . С учетом и того и другого выражение приобретает следующий вид:

$$f_1 = f_1' \left(\frac{\sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}}{1 + \frac{V_R}{c}} + \frac{U_1 - U_2}{c^2} + \frac{gR_3}{c^2} \sqrt{\frac{\ddot{R}}{g}} \right),$$

где R_3 — радиус Земли; g — ускорение свободного падения на поверхности Земли.

При больших удалениях указанная добавка большая.

Из приведенного рассмотрения следуют выводы.

1. Необходимо условие $V \ll c$, условия $V_R \ll c$ недостаточно.

2. Имеется сдвиг частоты, обусловленный релятивистским поперечным эффектом, заключающимся в том, что при $V_R = 0$ имеем различие частот и доплеровский сдвиг:

$$f = f' \sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}} \approx f' \left(1 - \frac{V^2}{2c^2} \right),$$

т.е. $f'_d = f \frac{V^2}{2c^2}$.

Запросный способ. По аналогии с проведенными выше рассуждениями имеем для соотношения частот:

– в канале запроса с Земли $f' = f \frac{1 - \frac{V_R}{c}}{\sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}}$;

– в канале ответа частота принятого сигнала $f_0 = f' \frac{\sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}}{1 + \frac{V_R}{c}}$.

Объединяем эти два выражения: $f = f_0 \frac{1 - \frac{V_R}{c}}{1 + \frac{V_R}{c}}$.

Разлагаем полученную формулу в ряд:

$$f = f_0 \left(1 - 2 \frac{V_R}{c} + 2 \frac{V_R^2}{c^2} - 2 \frac{V_R^3}{c^3} + \dots \right).$$

Ограничимся двумя членами ряда: $f_d = f - f_0 \approx \frac{2V_R}{c} f$.

Здесь нет поперечного доплеровского эффекта, а также исключается влияние гравитации и ускорений.

Рассмотрим теперь, каким же образом реализуется принципиальная возможность измерения радиальной скорости доплеровским методом,

причем беззапросные и запросные варианты рассмотрим последовательно.

Беззапросный вариант. Функциональная схема измерителя представлена на рис. 5.10.

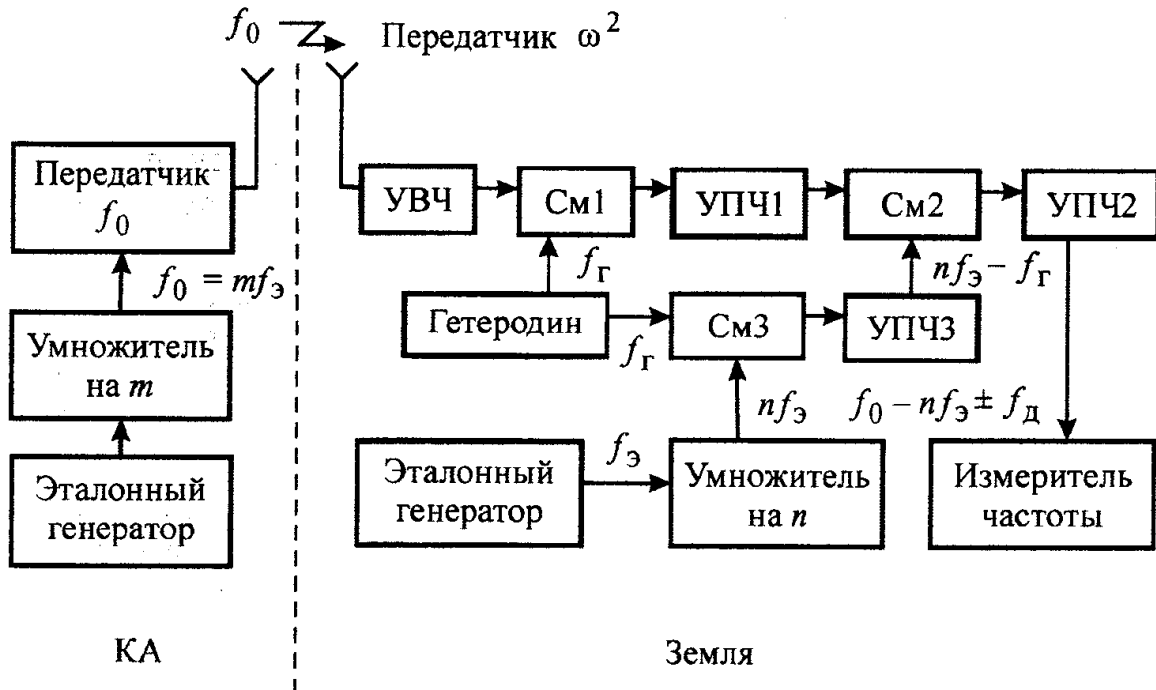


Рис. 5.10. Функциональная схема беззапросного измерителя

Пояснения к схеме следующие. На борту расположен передатчик с высокой стабильностью частоты сигнала: эталонный генератор и умножитель частоты. На Земле принимается сигнал частоты $f_0 \pm f_d$. Приемно-измерительное устройство содержит высокостабильный эталон частоты, равной частоте бортового эталона, либо отличающейся на постоянное значение частоты. Сравнение частот принимаемого и эталонного сигналов позволяет получить частоту Доплера. На схеме сравнение производится после понижения частоты путем гетеродинирования. Схема работает так, что частота гетеродина $f_{гет}$ в измерении не участвует, тем самым ее нестабильность не сказывается на результате измерения. Если $f_0 = nf_э$, то, как видно из схемы, измеряется непосредственно f_d , однако при этом теряется информация о направлении движения КА. Поэтому для оценки направления движения обычно выбирают $nf_э$ из следующего соотношения:

$$|f_0 - nf_э| \geq (1,5 \div 3) f_{d\max}.$$

Полоса пропускания определяется априорным диапазоном измеряемых скоростей:

$$\Delta f \approx \frac{f_0}{c} (V_{\max} - V_{\min}) + \delta f,$$

где δf — частотная нестабильность.

Если есть система автоподстройки, т.е. следящий фильтр, то полоса пропускания делается много уже.

Запросный вариант. В таких измерителях (см. рис. 5.11) Земля излучает сигнал, на борту КА присутствует приемопередатчик, ретранслирующий сигналы обратно. Для устранения помех между прямым и ретранслированным сигналами работают на разных частотах, причем для лучшей развязки эти частоты должны быть некратными.

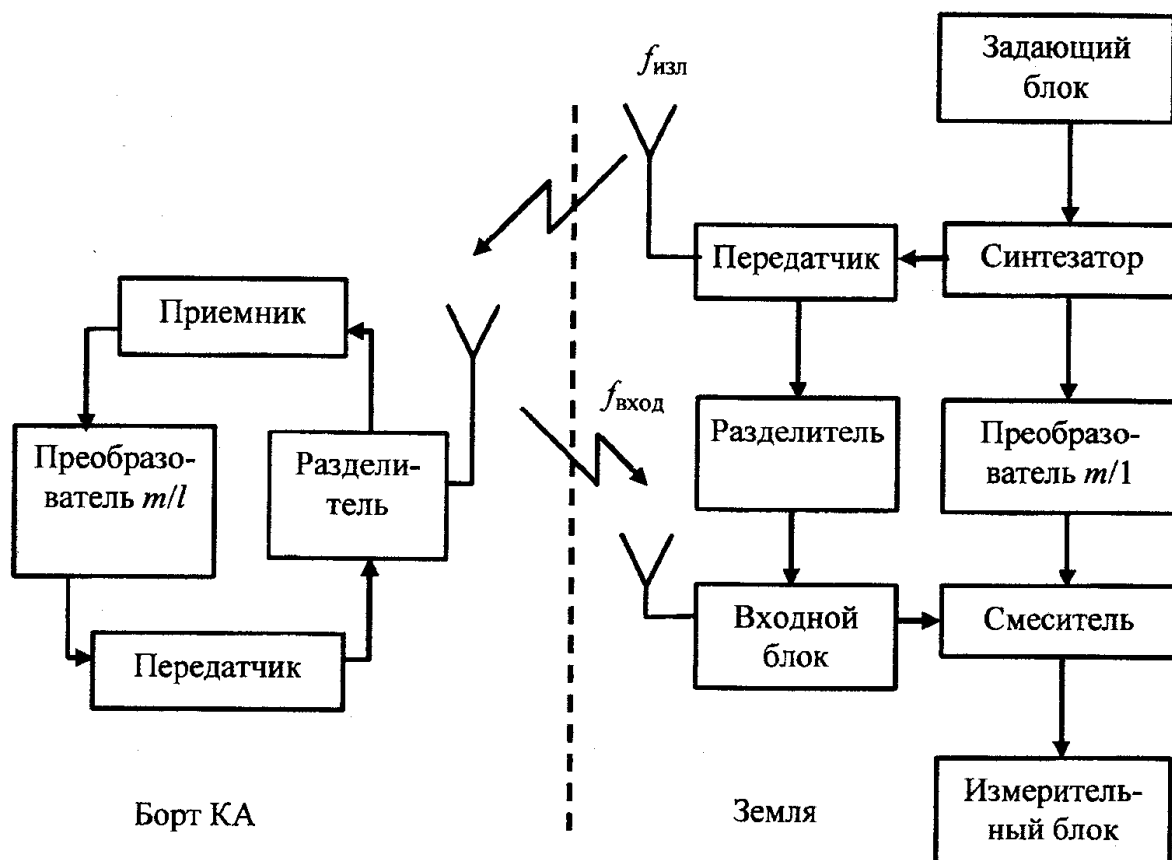


Рис. 5.11. Функциональная схема запросного измерителя

Бортовое устройство имеет схему дробно-кратного преобразования частоты с сохранением высокой стабильности. Это соответствует умножению частоты на коэффициент m/l . Тогда для ретранслированного сигнала будем иметь:

$$f_{\text{вход}} = \frac{m}{l} f_{\text{изл}} \frac{1 - \frac{V_R}{c}}{1 + \frac{V_R}{c}} \approx \frac{m}{l} f_{\text{изл}} \left(1 - \frac{2V_R}{c} \right) \quad \text{или} \quad f_{\text{д}} = -\frac{m}{l} \frac{2V_R}{c} f_{\text{изл}}.$$

Коэффициент умножения $\frac{m}{l}$ выбирается равным $\frac{5}{4}$; $\frac{3}{2}$; $\frac{16}{15}$ и т.д.,

а полоса пропускания — из условия $\Delta f = \frac{2f_0}{c}(V_{\max} - V_{\min}) + \delta f$.

После измерительных блоков (блоков измерения частоты) производится регистрация результатов и привязка их ко времени. При этом вся система может иметь два варианта построения приемно-измерительного доплеровского пункта:

1) система, приемное устройство которой одновременно может пропускать к измерителю сигналы с любым значением f_d ;

2) система, приемное устройство которой одновременно пропускает только часть спектра частот f_d .

Соответствующие функциональные схемы показаны на рис. 5.12.

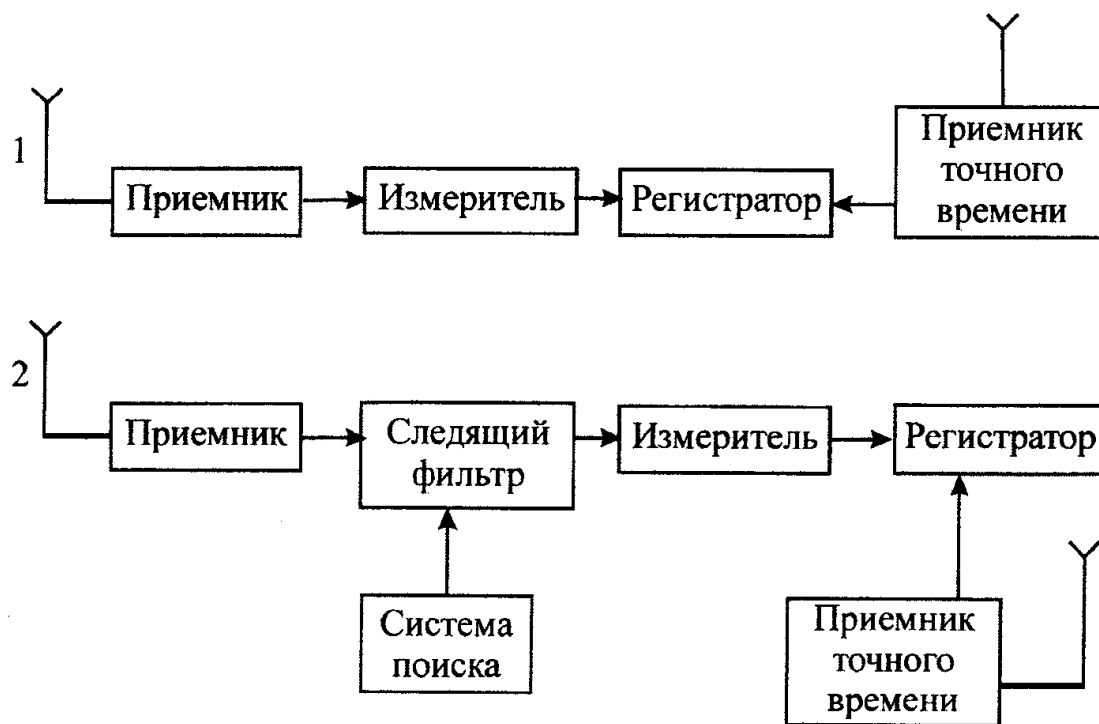


Рис. 5.12. Варианты построения измерителя-регистратора

Особенностью второго варианта является наличие следящего фильтра с узкой полосой пропускания, средняя частота которого может меняться в соответствии с изменением частоты сигнала. Этот фильтр повышает отношение с/ш, т.к. полоса узкая, и улучшает помехоустойчивость.

Следящие фильтры доплеровских измерителей предназначаются для выделения из помех гармонического сигнала с непрерывно изменяющейся частотой. Известно несколько вариантов построения подобных фильтров. Возможен следящий фильтр с изменяющейся в зависимости от частоты сигнала центральной частотой настройки (например, узкополосный УПЧ

Рассмотрим погрешности измерения радиальной скорости, определяемые нестабильностью частот генераторов. Воспользуемся упрощенной формулой для оценки радиальной скорости по результатам измерения доплеровского сдвига частоты:

$$V_R = \frac{f_d}{f} c.$$

Оценим относительную ошибку измерения скорости через составляющие, пользуясь известным способом:

$$\frac{\Delta V_R}{V_R} = \frac{\Delta f_d}{f_d} + \frac{\Delta c}{c} - \frac{\Delta f}{f}.$$

Рассмотрим составляющие полной погрешности.

1. Относительная погрешность оценки мировой константы $\frac{\Delta c}{c}$ с 1960 г. равна $\sim 10^{-9}$. Это значит, что точнее чем 10^{-9} определять V_R невозможно. Конечно, это значительно превышает требуемую точность, однако следует помнить, что даже мировые константы ограничивают точность.

2. Уход излучаемой частоты от номинального значения $\frac{\Delta f}{f}$, который возникает из-за нестабильности генераторов. При этом различают 2 вида нестабильности: длительную, возникающую за все время работы, и кратковременную, происходящую за время ретрансляции сигнала $\tau = \frac{2R}{c} + \Delta t$, где Δt — задержка сигнала в ответчике. Эти виды нестабильности проявляются по-разному в запросных и беззапросных системах.

В запросной системе длительная нестабильность проявляется как $\frac{\Delta f}{f}$.

Кварцевые генераторы имеют нестабильность $10^{-5} \div 10^{-6}$, что вполне достаточно.

Кратковременная нестабильность проявляется как погрешность измерения доплеровской частоты, т.е. $\frac{\Delta f_d}{f_d}$. Пусть на интервале времени ретрансляции τ происходит линейное изменение f :

$$f(t) = f_0(1 - \varepsilon t),$$

где ε — относительная нестабильность частоты.

Тогда уход частоты на интервале τ составит $\Delta f = f_0 \epsilon \tau$, проявится в доплеровской частоте и создаст относительную погрешность $\frac{\Delta f_d}{f_d} = \frac{f \epsilon \tau}{f_d}$.

Пусть ϵ равна 10^{-6} , тогда при реальных соотношениях f_d и f это приводит к допустимой кратковременной нестабильности генератора $\approx 10^{-11}$. Однако и это достижимо для кварцевых генераторов.

В беззапросной системе погрешности $\frac{\Delta c}{c}$ и $\frac{\Delta f}{f}$ остаются. А вот длительная нестабильность вместе с кратковременной входит в погрешность оценки доплеровской добавки частоты Δf_d . Тогда, чтобы относительная погрешность $\frac{\Delta f_d}{f_d}$ составляла 10^{-6} , требование $\frac{\Delta f}{f} = 10^{-11}$ относится к длительной нестабильности. А такую стабильность обеспечивают только квантовые молекулярные генераторы.

5.4. Измерение углов

Для измерения углов в космических радиосистемах принципиально могут быть использованы все амплитудные методы: метод максимума, метод минимума, методы сравнения, суммарно-разностные методы. Методы сравнения могут быть представлены как моноимпульсными измерителями, так и не моноимпульсными.

Основной особенностью системы измерения углов является обеспечение очень высокой точности. Кроме определения пеленга необходимо осуществлять также прием информации, например, в суммарно-разностном методе суммарный канал может быть использован для приема информации.

Подробное рассмотрение этих методов здесь не проводится, однако нужно помнить, что для получения требуемой точности необходимо использовать очень узкие диаграммы направленности, получение которых связано с применением громоздких антенн диаметром в несколько десятков метров. Они имеют сложные опорно-поворотные устройства и системы автослежения. В целом они сложны и дороги.

Для создания узких диаграмм направленности широко применяются антенные решетки. Управление положением диаграммы производится с помощью регулируемых фазовращателей, регулировка осуществляется по программе от ЭВМ. Такие антенны работают обычно в активном режиме, т.е. осуществляют передачу и прием сигналов, однако могут работать только в режиме приема.

Более эффективными в последнем случае оказываются самофокусирующиеся антенные решетки (СФАР), которые обеспечивают путем фазовой автоподстройки синфазное суммирование сигналов с отдельных элементов решетки для постоянного или меняющегося направления прихода сигнала. Схема обработки сигналов в такой антенне представлена на рис. 5.14, где использованы следующие обозначения: ФД — фазовый детектор, Ф — фазовращатель.

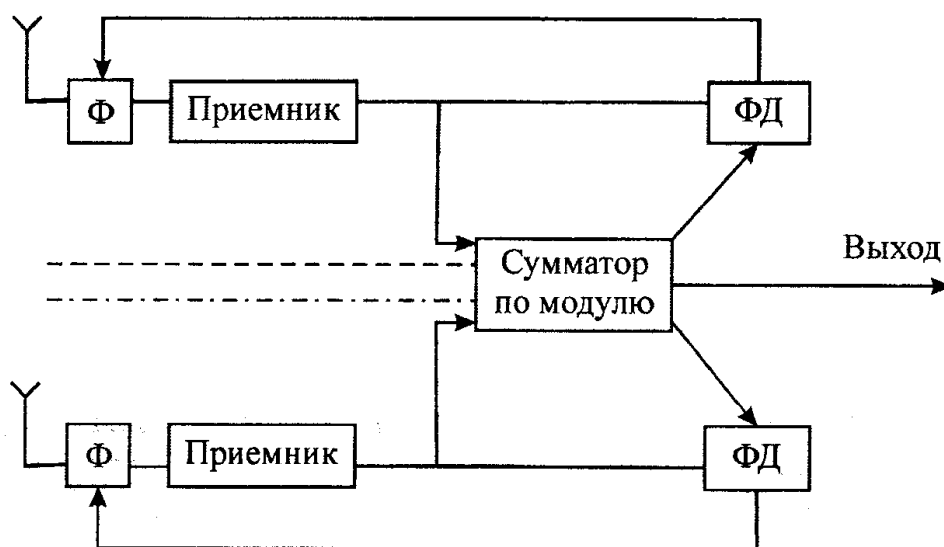


Рис. 5.14. Схема СФАР

Обычно такие решетки содержат малое число направленных элементов, в частности, одна из СФАР состоит из четырех антенн, каждая из которых имеет усиление 60 дБ.

Применяются фазовые измерители углов. Достоинства фазовых методов следующие.

1. Возможность получения очень высокой точности измерений.
2. Более простое выполнение антенной системы.
3. Беспойсковая работа в широком секторе углов.

Недостатки метода также очевидны.

1. Необходимость устранять неоднозначность отчета при точных измерениях.
2. Применение громоздких систем с большой базой.
3. Трудности обеспечения требуемой инструментальной фазовой погрешности.

В большинстве случаев для определения угловых координат КА из измерительного пункта система строится следующим образом: на КА располагается источник непрерывного излучения, а на Земле располагается фазовый радиопеленгатор (рис. 5.15).

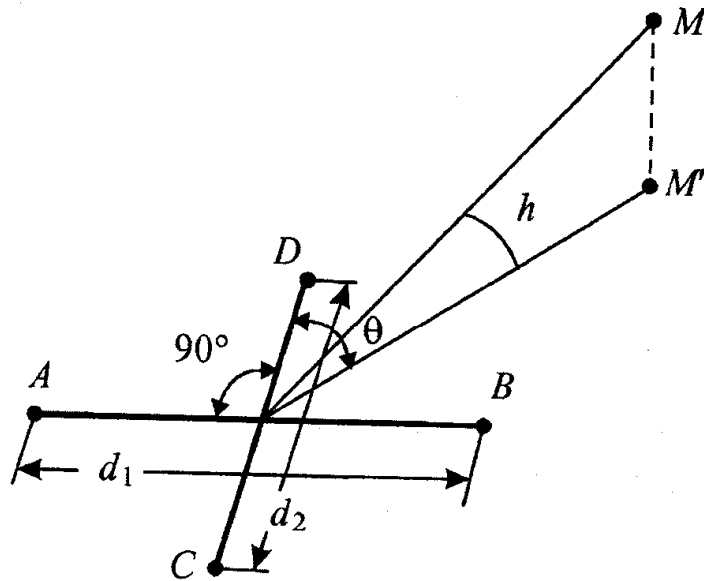


Рис. 5.15. Схема расположения угломерных баз

Если бы задача была плоской, то для измерения пеленга (азимута) было бы достаточно одной базы. В случае объемной задачи разность фаз в точках C, D будет зависеть от угла h и в выражение для разности фаз $\Delta\varphi$ будут входить два угла. Поскольку углов два, то нужно иметь две измерительные базы. Выражения для разностей фаз на базах AB и CD соответственно имеют вид:

$$\varphi_1 = \frac{2\pi d_1}{\lambda} \sin \theta \cos h,$$

$$\varphi_2 = \frac{2\pi d_2}{\lambda} \cos \theta \cos h.$$

Обычно $d_1 = d_2$, при этом углы h и θ могут быть вычислены так:

$$\theta = \operatorname{arctg} \frac{\varphi_1}{\varphi_2},$$

$$h = \arccos \left(\frac{\lambda}{2\pi d} \sqrt{\varphi_1^2 + \varphi_2^2} \right).$$

Оценим инструментальную погрешность определения углов h и θ . Для этого продифференцируем выражения для φ и перейдем к конечным приращениям. В результате получим

$$\Delta\varphi_1 = \frac{2\pi}{\lambda} d (\cos \theta \cos h \cdot \Delta\theta - \sin \theta \sin h \cdot \Delta h),$$

$$\Delta\varphi_2 = \frac{2\pi}{\lambda} d (\sin \theta \cos h \cdot \Delta\theta + \cos \theta \sin h \cdot \Delta h).$$

Отсюда

$$\Delta\theta = \frac{\lambda}{2\pi d \cos h} (\Delta\varphi_1 \cos\theta - \Delta\varphi_2 \sin\theta),$$

$$\Delta h = \frac{\lambda}{2\pi d \sin h} (\Delta\varphi_1 \sin\theta + \Delta\varphi_2 \cos\theta),$$

где $\Delta h, \Delta\theta$ — ошибки измерения углов; $\Delta\varphi$ — ошибка измерения разности фаз.

Обычно среднеквадратические ошибки на обеих базах одинаковы (σ_φ), тогда при $\theta = 0$ имеем:

$$\sigma_\theta = \frac{\lambda}{2\pi d |\cos h|} \sigma_\varphi,$$

$$\sigma_h = \frac{\lambda}{2\pi d |\sin h|} \sigma_\varphi.$$

Отсюда видно, что для уменьшения ошибок определения углов необходимо увеличивать базу пеленгования, т.е. увеличивать d/λ .

Практически отношение d/λ выбирается равным нескольким десяткам и сотням. При этом возникает неоднозначность определения углов. Приходится использовать меньшие базы (d_1), которые позволяли бы однозначно определить пеленг в заданном секторе. Для однозначного определения пеленга необходимо, чтобы максимальная ошибка грубого измерения фазы, $3\sigma_{\text{грубое}}^\circ$, пересчитанная в показания точного индикатора, не превышала 180° , т.е. необходимо выполнение условия

$$\frac{d}{d_1} \leq \frac{60}{\sigma_{\text{грубое}}^\circ},$$

где $\sigma_{\text{грубое}}$ — среднеквадратическая ошибка (по фазе) грубого измерения.

Система становится многобазовой.

Погрешности оценки углов в фазовом измерителе углов определяются:

- 1) неточностью установки антенн;
- 2) электрической асимметрией антенны;
- 3) нестабильностью и неидентичностью фазовых характеристик приемников;
- 4) аппаратными ошибками фазометра и шумами;
- 5) влиянием нестабильности частоты;
- 6) наличием эффекта Доплера.

Рассмотрим перечисленные погрешности.

1. Неточность определения размера базы Δd даст погрешность по фазе $\Delta\varphi_d \approx \frac{2\pi}{\lambda} \Delta d \sin\theta \cos h$.

Если принять $\Delta\varphi_d = 0,36^\circ$, то $\frac{\Delta d}{\lambda} = 10^{-3}$, тогда при $\lambda = 2$ м $\Delta d = 2$ мм.

Как видно, требуемая точность установки антенн велика.

2. Наличие шумов искажает значения фазы. В случае гауссовой помехи среднеквадратическое значение флуктуаций фазы для сильных сигналов равно $\sigma_\varphi = \frac{1}{\sqrt{2q}}$, где $q = \frac{U_c^2}{2\sigma^2}$ — отношение мощности сигнала к мощности шума. Шумовая погрешность в диапазоне СВЧ составляет единицы градусов.

3. Влияние нестабильности частоты. Прием сигналов производится на две разнесенные антенны. Сигналы в них приходят не одновременно, поэтому из-за кратковременной нестабильности генератора они будут иметь разные частоты. Из-за этого появляется дополнительная разность фаз $\Delta\varphi = \Delta\omega t = \Delta\omega \frac{d \sin\theta}{c}$. При реальных базах это дает доли угловой секунды.

4. Влияние эффекта Доплера. Из-за движения источника сигнала появляется смещение частоты. Пространственный разнос точек приема приводит к различию в них доплеровского смещения частоты, которое приводит к возникновению разности фаз $\Delta\varphi = \Delta\omega_d t$, где t — время измерения.

5. Неидентичность фазовых характеристик приемно-измерительных каналов. Определяется степенью различия фазовых характеристик каналов и может составлять $5-10^\circ$.

6. Все базы должны быть совмещены своими электрическими осями отсчета. Это достигается точной установкой антенн на одной линии или на строго параллельных линиях и устранением всех фазовых несимметрий в фидерах.

Путем увеличения d можно значительно повышать точность измерения углов. Ограничения по точности налагают условия распространения радиоволн.

5.5. Измерение угловых скоростей

Под угловой скоростью понимается скорость изменения угла на КА (пеленга на КА, направляющего угла), т.е. производная по времени от угла α на КА $\dot{\alpha} = \frac{d\alpha}{dt}$. Изменение угла α связано с наличием тангенциальной составляющей V_τ полного вектора скорости, связь между этими величинами следующая (рис. 5.16):

$$V_\tau = R\dot{\alpha}.$$

Скорость изменения угла на КА можно определить в результате дифференцирования результатов измерения этого угла за некоторый период времени, т.е. использовать параметрический метод. Например, при фазовом методе измерения углов разность фаз сигналов в пространственно разнесенных точках равна

$$\varphi = \frac{2\pi d}{\lambda} \sin \theta,$$

где d — база измерителя, расположенная вдоль горизонтальной оси; $\theta = 90^\circ - \alpha$, т.е. угол отсчитывается от нормали к базе.

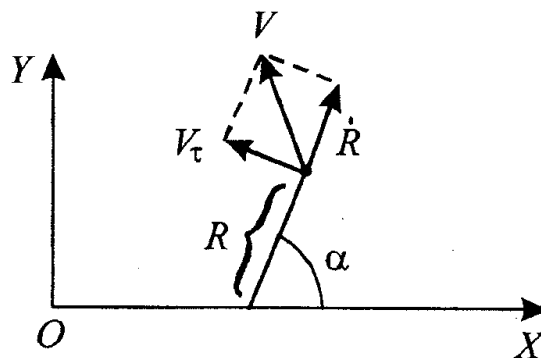


Рис. 5.16. Составляющие вектора скорости

Дифференцируя выражение для разности фаз, получаем

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{2\pi d}{\lambda} \cos \theta \frac{d\theta}{dt}.$$

Отсюда можно выразить угловую скорость $\frac{d\theta}{dt}$.

Однако погрешности в определении угловой скорости таким методом получаются значительными, вследствие чего им практически не пользуются.

Основным методом из нашедших применение является доплеровский метод. Рассмотрим этот метод на примере плоского случая, для чего обратимся к рис. 5.17.

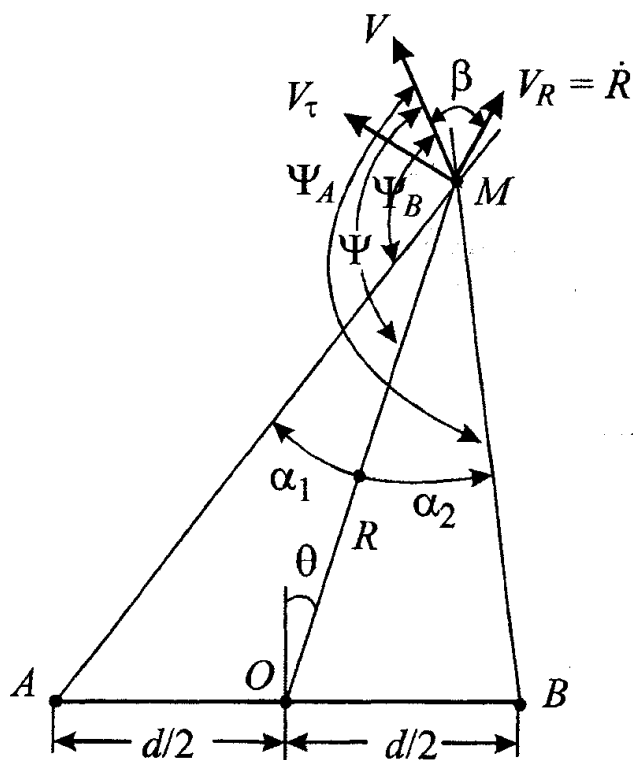


Рис. 5.17. Геометрические соотношения при измерении угловой скорости

В точке M находится КА, движущийся в плоскости рисунка со скоростью V с составляющими V_R и V_τ . На КА расположен передатчик непрерывного излучения. Это излучение принимается двумя приемниками измерительного пункта, размещенными в точках A и B , разнесенных на расстояние d . Принятые колебания сравниваются по частоте, причем каждая из частот имеет свою доплеровскую добавку из-за различия $V_R = \dot{R}$. По измеренной разностной доплеровской частоте можно судить об угловой скорости перемещения КА относительно середины базы O .

Рассмотрение будем вести для случая небольших углов θ , т.е. когда КА находится вблизи от перпендикуляра, восстановленного в центре базы. Обычно так и организуются системы для выведения на орбиту всех КА. При условии малости угла θ медиана и биссектриса угла AMB в одноименном треугольнике практически совпадают и выполняется приближенное условие $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha$.

При этих предпосылках выражения для частот сигналов, принятых в точках A и B , с учетом доплеровских смещений имеют вид (приближенно, для круговых частот):

$$\omega_A = \omega_0 \left[1 - \frac{V}{c} \cos(\beta - \alpha) \right], \quad \omega_B = \omega_0 \left[1 - \frac{V}{c} \cos(\beta + \alpha) \right].$$

Разность частот принятых сигналов равна:

$$\Delta\omega = \omega_A - \omega_B = \omega_0 \frac{V}{c} [\cos(\beta - \alpha) - \cos(\beta + \alpha)].$$

Поскольку сумма углов $\alpha + \beta$ и их разность $\alpha - \beta$ малы, то разность косинусов может быть представлена следующей формулой:

$$\begin{aligned} \cos(\beta - \alpha) - \cos(\beta + \alpha) &= -2 \sin \frac{\beta - \alpha + \beta + \alpha}{2} \sin \frac{\beta - \alpha - \beta - \alpha}{2} = \\ &= -2 \sin \beta \sin(-\alpha) = 2 \sin \beta \sin \alpha. \end{aligned}$$

Тогда для разности частот имеем

$$\Delta\omega = 2\omega_0 \frac{V}{c} \sin \beta \sin \alpha.$$

Снова обратимся к рисунку и свяжем углы α и β со скоростью и расстоянием до КА:

$$\begin{aligned} \sin \beta &= \frac{V_\tau}{V}, \quad \frac{V_\tau}{V} = \sin \beta \approx \beta, \\ \sin \alpha &= \frac{d}{2R}, \quad \sin \alpha \approx \text{tg} \alpha \approx \alpha \approx \frac{d}{2R}. \end{aligned}$$

Кроме того, из определения угловой скорости имеем $\dot{\theta} = \frac{V_\tau}{R}$.

Используя последние три выражения, получаем

$$\Delta\omega = 2\omega_0 \frac{V}{c} \sin \beta \sin \alpha = \frac{\omega_0}{c} d \frac{V_\tau}{R} = d \frac{\omega_0}{c} \dot{\theta},$$

откуда получаем окончательное выражение:

$$\dot{\theta} = \frac{\Delta\omega c}{\omega d} = \frac{\Delta f_{Дс}}{fd}.$$

Погрешность измерения угловой скорости в зависимости от погрешности определения разностной частоты соответственно равна:

$$\sigma_{\dot{\theta}} = \frac{c}{\omega_0 d} \sigma_{\Delta\omega}.$$

Возможно иное рассмотрение принципа измерения угловой скорости, которое не требует введения условия малости углов. Вывод формулы произведем для плоского случая на основании рис. 5.18, где обозначения соответствуют рис. 5.17. Предполагается, что расстояния R_1 и R_2 много больше базы d . При этом направление на КА из точек A и B можно считать параллельными.

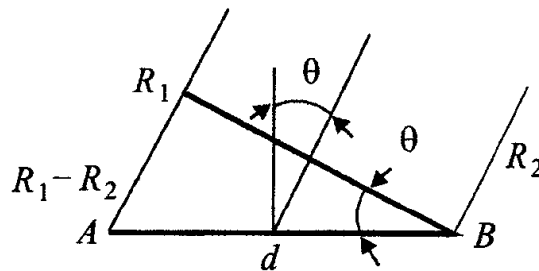


Рис. 5.18. Геометрия измерителя угловой скорости

Из рис. 5.18 следует: $R_1 - R_2 = d \sin \theta$. Дифференцируя это выражение по времени, получаем:

$$\dot{R}_1 - \dot{R}_2 = d \sin \theta \cdot \dot{\theta},$$

отсюда

$$\dot{\theta} = \frac{1}{d \sin \theta} (\dot{R}_1 - \dot{R}_2) = \frac{c \Delta f_d}{df \cos \theta},$$

так как

$$f_d = \frac{\dot{R}f}{c} = \frac{\dot{R}}{\lambda} \quad \text{и} \quad \dot{R} = \frac{f_d c}{f}.$$

Здесь \dot{R}_1, \dot{R}_2 — радиальные скорости, которые можно выразить из формулы для доплеровской частоты

$$\omega = \omega_0 \left(1 - \frac{V}{c} \cos \dot{\theta} \right) = \omega_0 \left(1 - \frac{V_R}{c} \right) = \omega_0 \left(1 - \frac{1}{c} \frac{dR}{dt} \right) = \omega_0 \left(1 - \frac{\dot{R}}{c} \right)$$

следующим образом:

$$\dot{R} = \frac{f_d}{f} c = \frac{c}{\omega_0} \omega_d,$$

где $\omega_d = \Delta\omega = \omega_0 - \omega$ — доплеровское смещение частоты.

При наличии смещений $\Delta\omega_1, \Delta\omega_2$ имеем:

$$\dot{\theta} = \frac{c\Delta\omega_d}{d\omega_0 \cos\theta},$$

где $\Delta\omega_d = \Delta\omega_1 - \Delta\omega_2$ — разность доплеровских частот.

В реальном случае задача является объемной и измерению подлежат две ортогональные составляющие угловой скорости. Для этого на измерительном пункте необходимо иметь два измерителя угловых скоростей, обеспечивающих измерения на двух взаимно-перпендикулярных базах. При этом один из приемных пунктов каждой базы совмещают и получается измеритель в составе трех приемных точек, базы которого располагают под прямым углом (рис. 5.19). Все точки располагаются на земной поверхности.

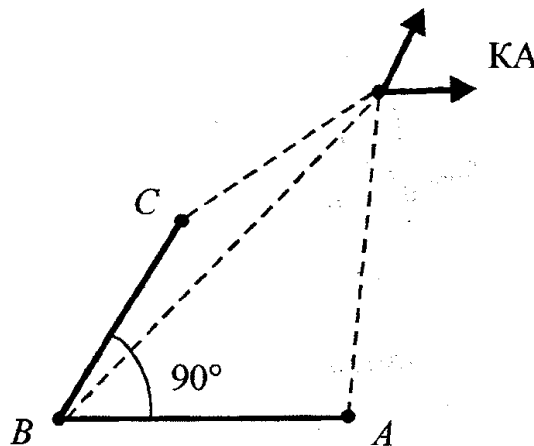


Рис. 5.19. Двухбазовый измеритель угловой скорости

Условие малости углов будет выполняться только при больших углах места, однако во втором рассмотрении принципа построения измерителя условие малости углов не вводилось.

Анализируя полученные формулы, можно заметить следующее.

1. Результат зависит только от разности доплеровских частот, а поэтому все нестабильности частот и незнание частоты в значительной мере компенсируются, и жесткой стабилизации частоты не требуется.

2. Если условие малости углов не налагается, то величины угловых скоростей являются функциями не только разности доплеровских частот, но и самих углов θ .

3. Точность тем выше, чем больше база d , выше частота ω_0 и чем меньше погрешность измерения разности частот.

Определим изменение угловой скорости при движении КА. Представим участок траектории вблизи точки траверза прямой линией, как это показано на рис. 5.20.

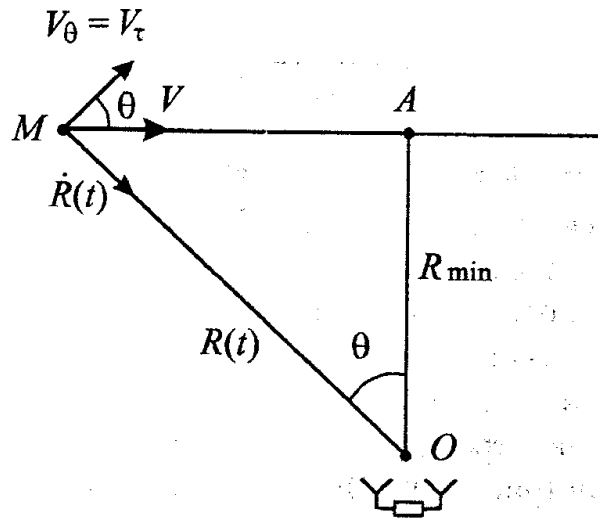


Рис. 5.20. Оценка изменения угловой скорости

Из треугольника MAO имеем:

$$R(t) = R_{\min} \sqrt{1 + \frac{V^2 t^2}{R_{\min}^2}},$$

где Vt определяет расстояние MA ; t — время перемещения КА на участке MA .

Для угловой скорости (см. выше) запишем:

$$\dot{\theta}(t) = \operatorname{arctg} \frac{V_{\theta}}{R(t)} = \frac{V \cos \theta}{R_{\min} \sqrt{1 + \frac{V^2 t^2}{R_{\min}^2}}}$$

Графически эта зависимость имеет вид, показанный на рис. 5.21.

Как видно из рисунка, наибольшая угловая скорость соответствует точке траверза.

Некоторые близкие к реальным характеристики измерителя, предназначенного для запуска БР, следующие: $\lambda = 3$ см; $d = 500$ м; $\sigma_{\Delta\omega} = 1$ Гц.

Тогда

$$\sigma_{\theta} = \frac{c}{\omega d} \sigma_{\Delta\omega} = \frac{3 \cdot 10^{10} \text{ см} \cdot \text{с} \cdot 1}{10^{10} \cdot 6,3 \text{ с} \cdot 5 \cdot 10^4 \text{ см} \cdot \text{с}} = 10^{-5} \frac{\text{рад}}{\text{с}} = 10^{-5} \cdot 57 \cdot 3600 \approx 2 \frac{\text{угл. с}}{\text{с}}$$

Как видно, точность измерителя высокая, поскольку инструментальная погрешность 1 Гц достижима, а нестабильности частоты вычитаются (см. выше).

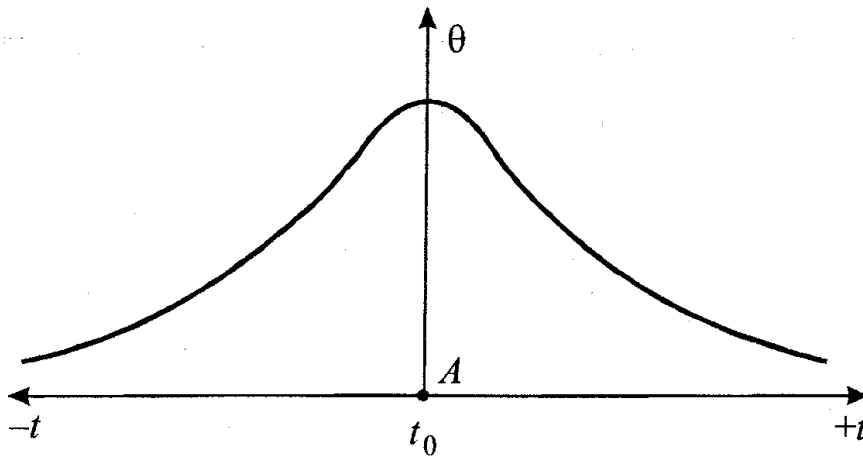


Рис. 5.21. Изменение угловой скорости в окрестностях точки траверза

Теперь об определении полного вектора скорости. Доплеровскими методами измеряются радиальная и угловые скорости \dot{R} , $\dot{\theta}$, $\dot{\varepsilon}$. Для определения вектора скорости нужно знать линейные составляющие скорости, а не угловые. Их можно определить только при известном расстоянии до КА:

$$V_{\dot{\theta}} = R(t) \operatorname{tg} \dot{\theta};$$

$$V_{\dot{\varepsilon}} = R(t) \operatorname{tg} \dot{\varepsilon}.$$

В свою очередь $\dot{\theta}$, $\dot{\varepsilon}$ являются функциями θ , ε . Таким образом, для определения вектора скорости, кроме измерения доплеровских частот, необходимо одновременное измерение координат КА.

6. Обработка информации в измерительных радиосистемах

6.1. Основные задачи обработки информации в космических радиосистемах

Работа радиосистем КА связана с непрерывной обработкой и циркуляцией информации в различных звеньях всего комплекса. При этом вся информация подразделяется на навигационную, телеметрическую и командную. Навигационная информация в основном представляет собой информацию измерительных радиолиний по определению параметров движения. Телеметрическая информация отражает работоспособность систем КА и данные результатов наблюдения. Командная информация включает команды, передаваемые на борт КА, задающие и корректирующие программу полета, работу оборудования и экипажа.

Телеметрическая и командная информация подвергается обработке, но такой, которая не изменяет содержания информации, а лишь изменяет ее форму. Обычно это кодирование и декодирование.

Навигационная информация подвергается более существенным изменениям.

В настоящем разделе рассматривается обработка только навигационной информации.

Для обеспечения полета КА требуется знание параметров движения КА. Обычно это шесть кеплеровских элементов орбиты или три геоцентрические координаты и три их производные. Однако навигационная информация о движении КА на измерительных пунктах получается не в виде этих элементов или координат, а в виде некоторых параметров, функционально связанных с ними. Обработка этой информации состоит в возможно более точном определении элементов орбиты или координат КА по этим параметрам. Заметим, что первичная навигационная информация имеет очень большую избыточность.

На первичную навигационную информацию оказываются наложенными различные случайные воздействия, т.е. появляются случайные ошибки. Возникает задача снижения их влияния, для чего используется специальная статистическая обработка измерений.

Прежде всего на этапе предварительной обработки навигационной (измерительной) информации производится усреднение измеренного навигационного параметра. Это усреднение производится на определенном ограниченном временном интервале и затем относится к середине этого интервала:

$$N_{\text{ср}} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m N_i,$$

где $N_{\text{ср}}$ — один из навигационных параметров, полученный на измерительном пункте; N_i ($i = 1, 2, \dots, m$) — серия измеренных значений этого параметра.

Затем аналогично получают значения $N_{\text{ср}}$ для других временных интервалов.

При усреднении или при первичной обработке производят отбраковку значений измеренного навигационного параметра, если отдельные его значения имеют весьма большие случайные ошибки (выбросы).

Обычно в каждом измерительном пункте получается меньшее число навигационных параметров, чем требуется для точного и однозначного решения задачи (кроме случая использования рассмотренного ранее доплеровского метода). Над различными измерительными пунктами КА пролетают в разные моменты времени. Для объединения такой информации приходится привлекать временную закономерность движения КА и априорные сведения о временном изменении этого параметра.

Задача определения параметров движения КА ставится в двух видах: как первоначальное определение параметров и как уточнение первоначальных значений путем нахождения поправок к ним.

В результате статистической обработки измерительной информации находится совокупность поправок к приближенным значениям параметров движения. Причем в обработку вовлекается большое число измерений, значительно превышающее их минимально необходимое количество.

В основе статистического подхода к решению задачи лежит следующее. Основным источником информации являются результаты измерения навигационного параметра — это апостериорная информация. Ошибки этих измерений носят случайный характер и подчиняются многомерному нормальному закону распределения с нулевым математическим ожиданием и известной дисперсией. Наряду с апостериорной информацией имеется и априорная информация в виде совокупности ожидаемых значений параметров движения, дополненная вероятностными характеристиками возможных погрешностей.

Методика обработки информации вида движения космических тел известна давно. Однако для КА навигационная информация должна обрабатываться быстро по специальным алгоритмам, обеспечивающим быстрое действие и точность.

6.2. Основы методики статистической обработки результатов навигационных измерений

Задача статистической обработки заключается в таком подборе параметров движения КА q_1, q_2, \dots, q_6 , при котором полученные в результате расчетов величины наилучшим образом согласуются с измеренными значениями.

При определении поправок к приближенным параметрам движения КА находят применение несколько методов статистической обработки информации: метод максимального правдоподобия, метод наименьших квадратов и метод динамической фильтрации.

Метод максимального правдоподобия. Этот метод состоит в следующем. Пусть мы имеем выборку из значений величины X объемом n : x_1, x_2, \dots, x_n . Плотность вероятности величины X обозначим $f(x, \theta)$; она зависит от некоторого параметра θ . Функцией правдоподобия называется функция

$$L(x_1, x_2, \dots, x_n, \theta) = f(x_1, \theta) f(x_2, \theta) \dots f(x_n, \theta). \quad (6.1)$$

Значения x_1, x_2, \dots, x_n считаются заданными, и функция L рассматривается как функция неизвестного параметра θ . Сущность метода заключается в том, что в качестве оценки параметра θ берется значение аргумента этой функции θ , обращающее функцию L в максимум. Это значение является функцией выборок x_1, x_2, \dots, x_n и называется оценкой максимального правдоподобия.

Из сказанного следует, что для нахождения этой оценки необходимо решить уравнение

$$\frac{\partial L}{\partial \theta} = 0$$

и отобрать то решение $\theta = \theta(x_1, x_2, \dots, x_n)$, которое обращает L в максимум.

Поскольку функция $\log L$ достигает максимума при том же значении аргумента, что и функция L , то чаще из-за большей простоты вычисленной употребляется такое уравнение правдоподобия:

$$\frac{\partial \log L}{\partial \theta} = 0. \quad (6.2)$$

Это математическое определение метода максимального правдоподобия.

Для нашего случая оно конкретизируется. В качестве оценки неизвестного параметра q движения или поправки к приближенным значениям его принимается такая величина $q = \hat{q}$, при которой функция правдоподобия достигает максимума. Если по измерениям q_i отыскивается оценка параметра q , то функция имеет вид

$$L(q_1, q_2, \dots, q_N, q), \quad (6.3)$$

а уравнение правдоподобия —

$$\frac{\partial \log L}{\partial q} = 0.$$

И тогда корень этого уравнения \hat{q} будет оценкой q по максимальному правдоподобию.

Метод максимального правдоподобия представляет собой один из самых эффективных методов определения неизвестных параметров в смысле обеспечения минимума дисперсии (погрешности). Применение этого метода диктуется тем, что среди всей информации, привлекаемой для определения параметров движения КА, имеются как некоррелированные, так и коррелированные измерения. А именно последние требуют при обработке учета корреляционных связей, что этот метод и обеспечивает.

Если среди измерений присутствуют только некоррелированные величины, то процесс обработки упрощается. В этом случае эффективным является метод наименьших квадратов.

Метод наименьших квадратов. Он является частным случаем метода максимального правдоподобия, когда ошибки измерения можно считать независимыми и нормально распределенными (образующими так называемую повторную выборку). Поэтому условие наименьших квадратов вытекает из условия максимального правдоподобия.

Пусть имеется выборка из измерений параметра движения q_i и требуется найти оценку этого параметра \hat{q} .

Функция правдоподобия

$$L(q_1, q_2, \dots, q_N, \hat{q})$$

с учетом того, что измерения образуют повторную выборку, запишется:

$$L(q_1, q_2, \dots, q_N, \hat{q}) = \prod_{i=1}^N f(q_i; \hat{q}).$$

Функция правдоподобия при нормальном распределении ошибок измерения с дисперсией σ_i^2 имеет вид

$$L(q_1, q_2, \dots, q_N, q) = (2\pi)^{-\frac{N}{2}} \prod_{i=1}^N \sigma_i^{-1} \exp \left[-\frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \left(\frac{q_i - q}{\sigma_i} \right)^2 \right]. \quad (6.4)$$

Критерий максимума функции правдоподобия

$$L(q_1, q_2, \dots, q_N, q) = L_{\max}$$

может быть достигнут при обеспечении минимума показателя степени при экспоненциальном числе:

$$V = \sum_{i=1}^N \left(\frac{q_i - q}{\sigma_i} \right)^2 = V_{\min}. \quad (6.5)$$

Под знаком суммы стоят разности измеренных значений параметров и наиболее вероятные значения параметра. Поэтому предписания метода наименьших квадратов сводятся к нахождению условий, при которых сумма квадратов этих разностей (невязок) была бы наименьшей.

Разумеется, оцениваться может как сам параметр, так и поправки к нему.

Метод динамической фильтрации. При обработке информации рассмотренными выше методами для определения оценок необходимо сначала накопить всю выборку измерений, а уже затем вовлечь ее в обработку. При этом, естественно, темп выдачи информации будет значительно ниже темпа поступления информации. Кроме того, при выполнении следующего цикла измерений не вся априорная информация используется, поскольку учитываются только приближенные значения параметра, полученные по предшествующим циклам, а свойства ошибок тех циклов не используются (хотя они от цикла к циклу повторяются).

Метод динамической фильтрации отличается более эффективным использованием предшествующих измерений. Он предполагает проведение обработки с учетом не только выборки последних измерений, но и отборки ранее найденных оценок.

При отборке по этому методу траектория КА разбивается на ряд участков и оценка производится по измерениям на этом участке и по оценкам по прошлым участкам. Это достигается за счет того, что после обработки информации на некотором участке прогнозируется оценка совокупности ошибок на начало последующего участка.

Обработка этой совокупности совместно с измерениями на этом новом участке дает новую совокупность оценок, которая дает более точные сведения к началу нового участка, и т.д. Причем участки могут быть малы, вплоть до единичного измерения. Это допускает выдачу новых уточненных оценок в любой момент времени с учетом всей накопившейся информации.

Конечно, погрешности таких промежуточных измерений будут больше, чем погрешности выше рассмотренных методов. И только когда в методе динамической фильтрации будут использованы все выборки, точности их сравниваются.

Однако этот метод часто используется, особенно когда измерения поступают с постоянным темпом, а решение требуется принимать, не дожидаясь накопления большого количества информации, например при прогнозировании места падения БР. Требование к быстродействию машины здесь ниже, объем памяти — тоже меньше. Этот метод является эффективным при обработке информации на борту КА.

Для решения задачи последовательного сглаживания широкое распространение получил метод динамической фильтрации [11].

Задача оценивания методом динамической фильтрации предполагает:

- задание динамической модели информационной системы в дифференциальных (разностных) уравнениях;
- определение функциональных связей между оцениваемыми параметрами и фактическими измерениями;
- задание статистических характеристик как оцениваемых процессов, так и погрешностей измерений.

Выполнение указанных выше требований позволяет сделать постановку задачи оценивания, а дальнейшее проектирование динамического фильтра выполняется по известным, хотя и трудоемким процедурам.

Преимущества метода динамической фильтрации состоят в следующем:

- 1) возможность формирования оптимальных оценок в соответствии с выбранным критерием;
- 2) относительная простота технической реализации;
- 3) высокое быстродействие;
- 4) решение как задачи оценивания, так и задачи управления;
- 5) возможность формирования оценок по малому количеству измерений;
- 6) формирование в рекуррентной форме как текущих и предсказываемых оценок, так и их ковариационных матриц;
- 7) решение как линейных, так и нелинейных задач оценивания;
- 8) возможность адаптации синтезированных алгоритмов к случайным воздействиям различной природы (аномальные ошибки измерений,

случайные пропадания сигналов, несоответствие используемой и фактической модели).

В качестве недостатка метода следует отметить относительную сложность разработки динамических алгоритмов и отсутствие в некоторых случаях достоверной информации о статистических характеристиках погрешностей измерений и оцениваемых процессов. Несмотря на то, что метод динамической фильтрации имеет универсальный характер, в некоторых задачах с целью сокращения времени разработки предпочтительным является использование традиционных методов оценивания.

Рассмотрим порядок разработки алгоритма динамической фильтрации на примере оценки параметров полиномиальной траектории по одномерным измерениям.

Предполагается линейная модель динамической системы. Возмущающие воздействия и погрешности измерений описываются белыми гауссовскими взаимно некоррелированными случайными процессами. Задача состоит в формировании оптимального оценивателя траектории движения цели. Измерения координат цели поступают через равные промежутки времени. Требуется оценить траекторию движения цели.

Задача оценки траектории движения цели может быть выполнена на основе полинома второй степени. В этом случае временная изменчивость истинного значения измеряемой координаты определяется выражением

$$\xi(k) = a_0(t) + a_1(t)t_1 + a_2(t)t_2.$$

Параметры $a_0(t)$, $a_1(t)$, $a_2(t)$ следует ввести в вектор состояния динамической системы. В этом случае вектор-столбец состояний динамической системы будет иметь следующий вид:

$$\mathbf{X}(t) = |a_0(t), a_1(t), a_2(t)|^T, \quad (6.6)$$

где T — символ транспонирования.

От непрерывного пространства состояний динамической системы, описываемого вектором (6.6), можно легко перейти к дискретным временным отсчетам k с произвольным шагом (например, равным периоду поступления измерений Δt_k). В данном случае параметр Δt_k предполагается фиксированным, хотя синтезируемый алгоритм может быть легко модифицирован для произвольных интервалов поступления данных.

В дискретном времени вектор (6.6) имеет следующий вид:

$$\mathbf{X}(k) = |a_0(k), a_1(k), a_2(k)|^T.$$

Динамика изменения составляющих вектора состояний динамической системы описывается системой из трех разностных уравнений

$$\begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + \omega_1(k), \\ x_2(k+1) = x_2(k) + \omega_2(k), \\ x_3(k+1) = x_3(k) + \omega_3(k), \end{cases} \quad (6.7)$$

где $\omega_1(k)$, $\omega_2(k)$, $\omega_3(k)$ — случайные возмущения системы (шумы состояния); x_i — элементы вектора состояний $\mathbf{X}(k)$.

В векторной форме система уравнений (6.7) имеет вид

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{X}(k) + \mathbf{W}(k),$$

где $\mathbf{W}(k)$ — вектор порождающих шумов.

Измерения $Z(k)$ в k -й момент времени представляют собой аддитивную смесь его истинного значения $\xi(k)$ и ошибки измерения $\varepsilon(k)$:

$$Z(k) = \xi(k) + \varepsilon(k).$$

Модель наблюдений может быть выражена через переменные состояния. Для этого определим оценку $\hat{\xi}$ как функцию $\mathbf{H}(X_i)$ от вектора состояний. При этом значение функции $\mathbf{H}(X_i)$ определяется по формуле

$$\mathbf{H}(X_i) = x_1 + kx_2 + k^2x_3.$$

Таким образом, модель наблюдений в переменных состояния имеет следующий вид:

$$Z(k) = \mathbf{H}(X_i) + \varepsilon(k). \quad (6.8)$$

В данном случае вектор-функция $\mathbf{H}(X_i)$ является линейной, поэтому задачу оценивания можно решать на базе линейных алгоритмов калмановской фильтрации [11]. В простейшем случае задачу оценивания можно решать на основе линейного фильтра Калмана — Бьюси, обеспечивающего оценку вектора состояния с минимальной дисперсией.

Алгоритм оценки вектора состояния динамической системы в данном случае имеет следующий вид:

$$\hat{\mathbf{X}}(k+1) = \hat{\mathbf{X}}(k+1|k) + \mathbf{G}(k+1) \left[Z(k+1) - \mathbf{H} \left(\hat{\mathbf{X}}(k+1|k) \right) \right], \quad (6.9)$$

где $\hat{\mathbf{X}}(k+1) = \left| \hat{x}_1, \hat{x}_2, \hat{x}_3 \right|^T$ — оценка вектора состояния на момент времени

$(k+1)$; $\hat{\mathbf{X}}(k+1|k) = \hat{\mathbf{X}}(k)$ — расчет вектора предсказанных оценок на момент времени $(k+1)$ по данным на шаге k ; $\mathbf{G}(k+1)$ — матрица весовых

коэффициентов размерностью (3×1) ; $\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & k & k^2 \end{bmatrix}$ — переходная матрица наблюдений;

$$\mathbf{G}(k+1) = \mathbf{P}(k+1|k)\mathbf{H}^T(k+1) \left[\mathbf{H}(k+1)\mathbf{P}(k+1|k)\mathbf{H}^T(k+1) + \mathbf{R}_v(k+1) \right]^{-1},$$

$$\mathbf{P}(k+1|k) = \mathbf{P}(k|k) + \mathbf{R}_w(k),$$

$$\mathbf{P}(k+1|k+1) = [\mathbf{I} - \mathbf{G}(k,L)\mathbf{H}(k)]\mathbf{P}(k+1|k),$$

где $\mathbf{P}(k+1|k)$ — апостериорная матрица ковариаций ошибок предсказания размерностью (3×3) ; $\mathbf{P}(k+1|k+1)$ — априорная матрица ковариаций ошибок оценивания размерностью (3×3) ; $\mathbf{R}_v(k+1)$ — дисперсия шумов наблюдения; $\mathbf{R}_w(k)$ — диагональная ковариационная матрица шумов состояния размерностью (3×3) ; \mathbf{I} — единичная матрица размерностью (3×3) .

На заключительном этапе рассчитывается оценка координаты:

$$\hat{\xi} = x_1 + kx_2 + k^2x_3. \quad (6.10)$$

Необходимые априорные сведения для инициализации фильтра Калмана могут быть получены по результатам анализа имеющейся статистической информации. Следует задать начальные условия: начальный вектор оценивания \mathbf{X}_0 , начальную матрицу ковариаций ошибок оценивания \mathbf{P}_0 , а также значения элементов ковариационных матриц шумов состояния $\mathbf{R}_w(0)$ и дисперсию шума измерений $\mathbf{R}_v(0)$.

6.3. Определение параметров орбиты КА при обработке информации методом наименьших квадратов

Пусть траектория КА определяется независимыми параметрами q_j ($j = 1, 2, \dots, m$). Обычно $m = 6$ и траектория фиксируется шестью элементами орбиты либо координатами и их производными в момент t_0 .

Навигационные параметры, измеряемые с применением радиотехнических средств, обозначим через R_i , их расчетные значения — R_{0i} , а общее число измерений — N ($i = 1, 2, \dots, N$).

Параметры R_i измеряются относительно навигационных точек или измерительных пунктов, положение которых также задается шестью параметрами θ_i ($i = 1, 2, \dots, 6$), поскольку Земля вращается. Связь между

Если $N = 6$, то эту систему можно решить. Но обычно $N > 6$, поэтому решение можно улучшить. С целью улучшения поправок, т.е. увеличения точности их, используют все N уравнений и применяют к ним процедуру метода наименьших квадратов.

Совокупность поправок δ_j , полученная из этих N уравнений, ввиду различных погрешностей измерения R_i , линейного приближения системы и пр. при подстановке в уравнения может привести к тому, что правые и левые части окажутся неравными.

Обозначим разницу (невязку) этих частей как ε_i :

$$\left\{ \begin{array}{l} \varepsilon_1 = \left(p_1 \sum_{j=1}^6 \alpha_{1j} \delta_j \right) - r_1; \\ \dots \\ \varepsilon_n = \left(p_n \sum_{j=1}^6 \alpha_{nj} \delta_j \right) - r_n. \end{array} \right.$$

Эти невязки — случайные величины. Метод наименьших квадратов позволяет найти такие наивероятные значения поправок δ_j , при которых сумма квадратов невязок ε_i была бы наименьшей:

$$V = \sum_{i=1}^n [(\varepsilon_i)^2] = \min.$$

Условие определения минимума сводится к шести условиям:

$$\frac{\partial}{\partial \delta_1} V = 0, \dots, \frac{\partial}{\partial \delta_6} V = 0.$$

Найдем эти частные производные:

$$\begin{aligned} \left[\sum_{i=1}^n \left[\left(p_i \sum_{j=1}^6 \alpha_{ij} \delta_j \right) - r_i \right]^2 \right] &= 2 \sum_{i=1}^n \left[\left(p_i \sum_{j=1}^6 \alpha_{ij} \delta_j \right) - r_i \right] p_i \alpha_{ij} = \\ &= 2 \sum_{i=1}^n \left[\left[(p_i)^2 \frac{\partial}{\partial q_{01}} R_i \sum_{j=1}^6 \frac{\partial}{\partial q_{0j}} R_i \delta_j \right] - p_i r_i \frac{\partial}{\partial q_{01}} R_i \right] = 0. \end{aligned}$$

Количество итерационных циклов зависит от точности первого приближения. Кроме того, весь итерационный процесс оказывается сходящимся только при определенных уклонениях априорных величин параметров движения. Эти допустимые уклонения определяются заранее.

Нормальные уравнения решаются, например, методом последовательного исключения неизвестных.

6.4. Характеристики ЭВМ, применяемых в космических системах

Электронно-вычислительные машины являются неотъемлемой частью комплекса управления на всех этапах полета КА. С начала космической эры для этих целей использовались лучшие машины.

Особенности ЭВМ космических систем следующие.

1. Большой объем обрабатываемой информации. В измерительных пунктах и особенно в координационно-вычислительном пункте накапливается масса информации о траекторных измерениях.

2. Большое быстродействие. Это необходимо для надежного обеспечения решения всех задач в течение ограниченного интервала времени.

3. Высокая разрядность входной и обрабатываемой информации, определяемая в основном требованиями точности решения уравнения движения КА. Для КА ближнего космоса измеряемое расстояние составляет 300–50000 км. При этом точность измерения составляет единицы метров. При решении уравнений приходится иметь дело с квадратами и кубами исходных данных.

4. Высокая надежность. Современные ЭВМ удовлетворяют перечисленным требованиям, и в наземных пунктах обработки информации проблем практически нет. Более напряженно обстоит дело с бортовыми ЭВМ. Остановимся на этом более подробно.

Бортовая часть аппаратуры управления полетом КА частично или полностью решает задачи:

- навигационные;
- управления движением центра масс;
- стабилизации и ориентации;
- сбора телеметрической информации;
- прикладные.

Перечисленные задачи требуют для своего решения использования вычислительных средств. Первоначально эти средства были организованы таким образом, что в различных системах КА имелись свои автономные вычислительные устройства, аналоговые или цифровые, простые или

достаточно сложные. Принципиально новой организацией вычислительных средств на борту, обеспечивающей высокую производительность, точность и надежность вычислений, является использование единственной цифровой вычислительной машины с достаточно широкими возможностями. Переход машины от решения одной задачи к другой производится лишь заменой программ и исходных данных. Принципиальных трудностей при создании бортовых ЭВМ не было, однако жесткие ограничения по массе при увеличении надежности не позволили в первых разработках КА применять их. Решена эта задача была к 1960–1970 гг., когда успехи в микроэлектронике позволили сделать качественный скачок в проектировании ЭВМ. С тех пор роль бортовых ЭВМ чрезвычайно велика.

Все задачи, решаемые с помощью бортовой ЭВМ, можно разделить на две группы: обработку получаемых телеметрических данных и управление КА.

Среди этих задач можно выделить следующие:

- управление пространственным положением КА;
- управление функционированием КА;
- контроль за состоянием экипажа;
- контроль за состоянием и работой систем КА;
- перестройка программ на борту при выходе отдельных элементов из строя;
- предварительная обработка экспериментальных данных.

Бортовые ЭВМ должны обеспечивать:

- возможность ввода сигналов аналоговых и цифровых;
- высокую производительность;
- возможность решения отдельных задач в реальном масштабе времени;
- гибкость системы математического обеспечения, позволяющую наращивать число задач, количество каналов ввода и вывода, объем поступающей информации и т.п.;
- высокую надежность, малые массы и энергопотребление;
- возможность восстановления программы с Земли;
- наличие удобных пультов управления, устройств отображения и т.п. для обитаемых КА.

Перспективы развития бортовых средств управления и обработки информации определяются следующими тремя главными тенденциями, характеризующими развитие КА и расширение области их применения:

- 1) увеличением объема оборудования, объема экспериментов на борту;
- 2) увеличением числа членов экипажа;

3) увеличением степени автономности систем управления при сохранении возможности управления с Земли.

Эти тенденции определяют, в частности, такие требования:

- минимизация расхода топлива при маневрах;
- оптимальное перераспределение энергоресурсов;
- учет изменяющихся статистических и динамических характеристик

КА при управлении;

- прогнозирование поведения систем КА.

7. Командные и телеметрические радиолинии

7.1. Основные виды радиокоманд и командных радиолиний. Требования к командным радиолиниям

До настоящего времени основным видом управления КА является *радиотелеуправление*. Это означает, что с пункта управления на Земле производится измерение координат КА и других характеристик движения, которые сравниваются с заранее рассчитанными значениями для выбранной траектории в соответствующие моменты времени, определяются отклонения (ошибки), вырабатываются сигналы ошибки (рассогласования) и соответствующие команды на исправление этих ошибок. Эти команды должны быть переданы на борт для управления полетом КА. Для передачи команд служит *командная радиолиния (КРЛ)*.

Все сказанное относится к участку выведения КА на орбиту. На этом участке по командной радиолинии непрерывно приходят команды. Затем наступает момент, когда КА достигает конечных заданных параметров движения, обеспечивающих выход КА на заданную орбиту. Необходимо выключить двигатель, и по командной радиолинии передается разовая команда на отсечку двигателя.

На следующем участке полета КА выполняет возложенные на него функции в соответствии с заложенной на борту программой. Однако работа по такой программе недостаточно надежна и, главное, не может быть выполнена точно в заданное время. В связи с этим и на этапе свободного полета большинство своих функций КА выполняет по командам с Земли. Радиокоманды используются для управления работой разнообразной бортовой аппаратуры (ориентация бортовых антенн, изменение скорости передачи телеметрической информации, включение и выключение отдельных приборов, корректирующее управление движением центра масс и т.д.), а для пилотируемых КА осуществляется и управление действиями экипажа.

По условиям исполнения радиокоманды разделяются на два вида: *радиокоманды в реальном масштабе времени* (подлежат немедленному исполнению по мере их поступления на управляемый объект и состоят только из параметрической части) и *радиокоманды временной программы* (предварительно запоминаются в бортовом запоминающем устройстве, а затем, в заданный момент времени, исполняются по сигналу, вырабатываемому бортовым программно-временным устройством (БПВУ) или

по дополнительной радиокоманде с пункта управления). Такая команда состоит из временной части — *временной установки* и параметрической части. Параметрическая часть содержит команду и тут же идет на дешифровку, а временная часть служит для указания времени исполнения этой команды и поступает на программное бортовое устройство.

По смысловому содержанию различают *количественные* и *функциональные* (служебные) команды. Первые соответствуют некоторой числовой величине, а вторые обеспечивают выполнение операций типа «включено» или «выключено». Если функциональная команда должна быть передана только один раз, то она называется *разовой*. Типовым примером функциональных команд являются непрерывные команды, передаваемые на КА на этапе выведения их на орбиту. Они мало отличаются от команд управления зенитными управляемыми ракетными снарядами и являются двухканальными командами, действующими на две пары рулей носителя.

При использовании одной и той же командной радиолинии для одновременного управления несколькими летательными аппаратами (объектами) в состав информации, передаваемой по этой радиолинии, входят *и адреса команд*, определяющие объекты, для которых эти команды предназначаются. Такие адреса будем называть *внешними*, в отличие от *внутренних*, определяющих исполнителя команд на объекте.

Разделение различных команд, передаваемых на данный объект, осуществляется на основе *частотного, временного, структурного (кодového) и структурно-временного уплотнения (разделения)* каналов. Структурно-временное и структурное уплотнения каналов различаются тем, что при первом передача различных команд осуществляется по одному и тому же частотному каналу последовательно во времени, а при втором — одновременно. В случае структурно-временного уплотнения возможно использовать не только ортогональные, но и не ортогональные кодовые комбинации, а в случае структурного — только ортогональные или близкие к ним. При структурно-временном и структурном уплотнениях применяются составные сигналы. Такие сигналы получаются в результате дополнительного кодирования каждого отдельного символа кода или сигнала, используемого для передачи информации.

Различают *аналоговые, цифровые* и *комбинированные командные радиолинии*, при этом имеется в виду непосредственная передача команд без промежуточного их преобразования из одного вида в другой. В случае необходимости передачи аналоговой команды через цифровой радиоканал на его входе выполняется предварительное преобразование аналог — цифра, а на его выходе — обратное преобразование. В комбинированных радиолиниях одни каналы являются цифровыми, а остальные — аналоговыми.

Цифровые команды обычно вырабатываются в виде двоичных кодов с помощью электронных цифровых вычислительных машин. Аналоговые

команды формируются в управляющих аналоговых вычислительных машинах или с помощью разнообразных датчиков при ручном управлении.

Команды, переданные через радиолинию, выдаются получателям команд в виде аналоговых или цифровых командных сигналов в зависимости от вида получателя.

Повышенные требования к достоверности передачи команд и помехоустойчивости приводят к необходимости обеспечения криптозащиты и имитозащиты. *Криптозащита* — это засекречивание передаваемой информации, *имитозащита* — это защита радиолинии от прохождения несанкционированной (ложной) информации, которую, в частности, может попытаться имитировать потенциальный противник.

Для выполнения требований по крипто- и имитозащите в КРЛ используются посимвольный прием и специальное кодирование. При этом криптозащита не требует избыточности. Для ее обеспечения достаточно просуммировать (по модулю два) символы передаваемого слова с таким же по длине отрезком специальной непериодической и неизвестной противнику последовательности. В отличие от этого для имитозащиты принципиально необходимо избыточное кодирование с обнаружением и исправлением ошибок.

В командных радиолиниях наиболее часто используются тройные методы модуляции, хотя находят применение и двойные методы (ступени модуляции определяются относительно тракта командной информации).

Под двойными методами модуляции понимаются такие методы, при которых в процессе формирования информационного модулирующего сигнала в кодирующем устройстве имеет место только одна ступень модуляции периодических (гармонических или импульсных) поднесущих колебаний сигналами, несущими командную информацию. Двойные методы модуляции, в частности, в цифровых радиолиниях соответствуют также условиям, когда кодирующее устройство отсутствует и несущее колебание модулируется непосредственно командным сообщением. *При тройных методах модуляции* в процессе формирования сигнала либо используются поднесущие и субподнесущие колебания, либо осуществляется преобразование одного вида модуляции импульсной поднесущей в другой.

Демодуляцию несущего колебания в командных радиолиниях осуществляют как методом несинхронного детектирования (некогерентный прием или прием при неизвестной начальной фазе), так и методом синхронного детектирования (когерентный прием или прием при известной начальной фазе). Для осуществления когерентного приема в приемнике необходимо располагать опорным напряжением, синхронным и синфазным с несущим колебанием принимаемого сигнала. Такое опорное напряжение может быть выделено из принимаемого сигнала, например,

с помощью системы фазовой автоподстройки частоты (ФАП). При некогерентном приеме надобность в подобном устройстве отпадает.

В случае когерентного приема автоматически решается вопрос об определенной компенсации доплеровских смещений частоты. В случае некогерентного приема и необходимости компенсации таких смещений в приемнике применяется, например, автоматическая подстройка частоты.

При некогерентном приеме амплитудные детекторы (детекторы огибающей) являются основным элементом демодуляторов несущего колебания не только при амплитудной модуляции, но во многих случаях и при частотной модуляции.

7.2. Аналоговые командные радиолнии

Передача команд в рассматриваемых радиолниях осуществляется методом временных интервалов, при котором значение аналоговой команды определяется как $\chi_a(t) = \frac{T_1(t) - T_2(t)}{T_0}$. Первоначальная команда яв-

ляется случайной функцией времени. Преобразование команды в соотношение временных интервалов $T_1(t)$ и $T_2(t)$, т.е. в величину $\chi_a(t)$, осуществляется во входных устройствах радиолнии. В результате такого преобразования получается командное сообщение $U_{ei}(t)$ в виде прямоугольного колебания (рис. 7.1,а), которое иногда называют меандром. Это колебание соответствует широтно-импульсной модуляции (ШИМ).

Преобразование команды в соотношение временных интервалов является ее квантованием по времени. Командное сообщение $U_{ei}(t)$ соответствует дискретной во времени передаче команды. Значения временных интервалов $T_1(t)$ и $T_2(t)$ изменяются в зависимости от величины передаваемой команды, причем $T_1(t) + T_2(t) = T_0 = \text{const}$. Передача команды сводится к передаче значений этих интервалов. Очевидно, что $|\chi_{a\text{макс}}| < 1$.

Достоинство метода временных интервалов состоит, во-первых, в возможности получения достаточной точности передачи команд при аддитивных помехах, во-вторых, в небольшой величине аппаратных ошибок (соотношение временных интервалов мало изменяется при изменении характеристик радиоканалов), и наконец, в-третьих, аппаратное осуществление радиолнии оказывается достаточно простым.

Поскольку в радиолнию обычно входит более одного канала, то для передачи значений временных интервалов используют поднесущие колебания.

Возможны различные методы модуляции поднесущих. Рис. 7.1,б соответствует модулирующей функции $U_M(t)$ при частотной манипуляции (ЧМн) синусоидальных поднесущих. Частота поднесущего колебания в каждом из каналов в течение интервала T_1 имеет одно значение (F_1), а в течение интервала T_2 — другое (F_2). Непрерывность фазы при смене колебания не сохраняется. Колебание, изображенное на рис. 7.1,б, определяют как колебание ШИМ-ЧМн.

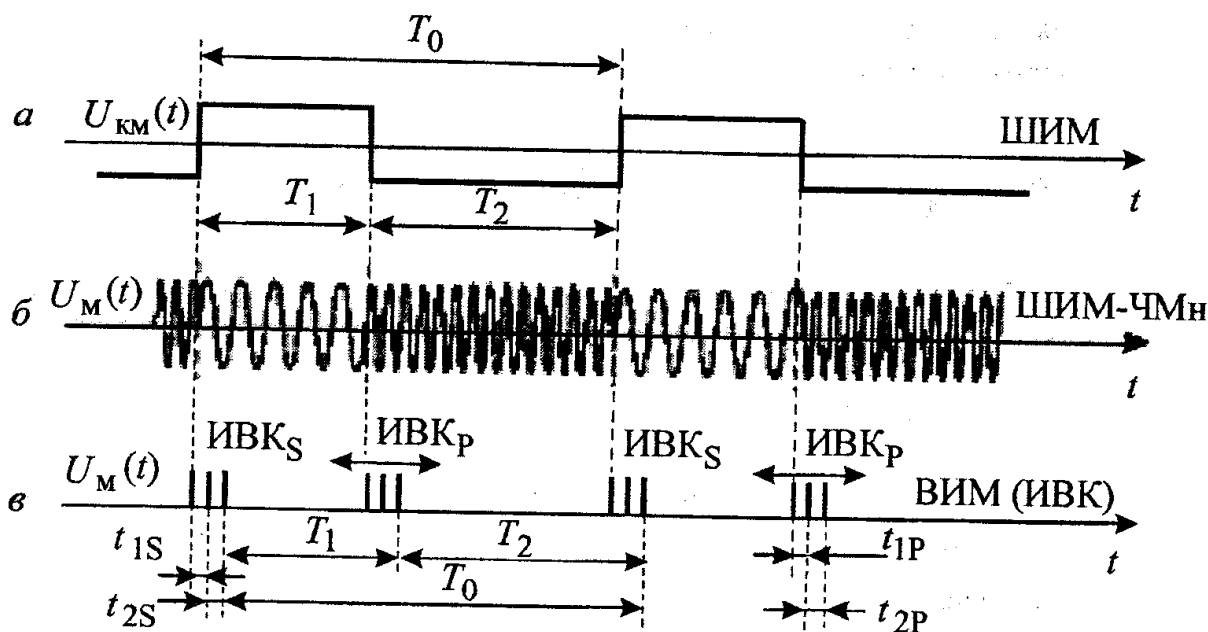


Рис. 7.1. Виды модуляции: ШИМ, ШИМ-ЧМн, ВИМ

Рис. 7.1,в соответствует времяимпульсной модуляции (ВИМ). Синхронизирующие импульсы соответствуют началу интервала T_1 , а информационные — началу интервала T_2 . Для того чтобы в приемнике можно было отличить начало интервала T_1 от начала интервала T_2 , импульсы, соответствующие началу каждого из интервалов, следует закодировать, используя составные сигналы в виде, например, импульсно-временных кодов. Импульсно-временной код (ИВК) представляет собой последовательность из нескольких импульсов одинаковой длительности, расставленных между собой на определенные и неравные промежутки времени. На рис. 7.1,в изображены ИВК, состоящие из трех импульсов (число импульсов в ИВК может быть и большим). Началу интервала T_1 соответствует ИВК_S с промежутками t_{1S} и t_{2S} . Началу интервала T_2 — ИВК_P с промежутками t_{1P} и t_{2P} . Последовательность ИВК_S является здесь синхронизирующим сигналом $U_S(t)$. При непрерывной передаче команд ИВК_S следуют во времени периодически с периодом T_0 . Положение информационного импульсно-временного кода ИВК_P в зависимости от

величины команды смещается во времени относительно ИВК_с. Колебание, изображенное на рис. 7.1,в, определяют как ВИМ (ИВК).

Модуляцию несущего колебания поднесущим колебанием ШИМ — ЧМн обычно осуществляют по амплитуде или частоте. Соответственно получим колебание и радиолинию ШИМ — ЧМн — АМ (или ЧМ). В случае ВИМ (ИВК) модуляция несущего колебания производится по амплитуде. В результате получается колебание и радиолиния ВИМ (ИВК) — АМ. Такую радиолинию можно определить и как ШИМ — ВИМ (ИВК) — АМ. Применение ЧМ приводит здесь к неоправданному расходу энергии передающего устройства в паузах модулирующего колебания.

Рис. 7.1,б и рис. 7.1,в соответствуют модулирующим колебаниям в одном канале радиолинии.

7.3. Принципы цифровой передачи радиокоманд

В общем случае цифровая радиолиния может быть предназначена для передачи кодов с любым основанием m (цифровыми радиолиниями иногда называют только радиолинии, обеспечивающие передачу двоичных кодов, т. е. кодов с основанием $m = 2$). В дальнейшем в основном рассматриваются цифровые бинарные радиолинии, но некоторое внимание уделяется и радиолиниям с многоосновным кодированием ($m > 2$).

Каналы, предназначенные для передачи двоичных кодовых слов, будем считать симметричными (для таких каналов энергии обоих элементов «1» и «0» кодовых слов равны, а априорные вероятности появления элементов одинаковы).

Первичные безызбыточные коды для передачи команд используются в виде *импульсных* или *частотных* кодов.

Варианты импульсных кодов следующие: бинарный, позиционно-импульсный, временной импульсный. Все они требуют наличия синхроимпульса в начале кодовой группы.

Бинарный код — это двоичный обычный код, число символов-импульсов у которого непостоянно; это приводит к изменению мощности.

Позиционно-импульсный код имеет фиксированное число импульсов в кодовой комбинации, сами импульсы располагаются на разных расстояниях, мощность сигнала кодовой группы постоянна.

Временной импульсный код имеет только два импульса, первый — синхроимпульс, второй — кодовый. Расстояние является информативным параметром. Мощность постоянна, легко обнаруживаются ошибки, кроме ошибок смещения, но длительность кодовой группы увеличивается по сравнению с бинарной. Применяются также разные комбинации этих кодов.

Вариантов частотных кодов также несколько. В бинарном частотном каждому двоичному символу присваивается своя модулирующая частота: F_1 и F_2 . Есть частотные коды с высоким основанием m , т.е. содержат m частот. Однако такие коды могут передавать малое число команд. Если команд много, то кодирование выполняется с использованием *комбинационных частотных кодов*. Например: $m = 5$, частоты F_1, F_2, F_3, F_4, F_5 . Комбинации по 2 частоты ($F_1, F_2; F_1, F_3; F_1, F_4$) дают возможность построить 10 комбинаций. Недостаток кода — необходимость в разделительных знаках.

С целью повышения помехоустойчивости передачи двоичные коды без избыточности в кодирующем устройстве часто преобразуются в избыточные последовательные коды, либо в корректирующие (обнаруживающие и исправляющие ошибки), либо в ортогональные или трансортгональные. В процессе такого кодирования значность кодовых комбинаций n увеличивается. Если структурное или частотное уплотнение не используется, то кодовые комбинации различных каналов и команд во времени не перекрываются.

Корректирующие коды позволяют обнаруживать и исправлять ошибки. В таких кодах вводится избыточность и кодовая таблица содержит разрешенные и запрещенные кодовые слова. Часть разрешенных кодовых комбинаций переходит в запрещенные, тем самым ошибка обнаруживается. Большая избыточность позволяет путем некоторых проверок установить ошибку и тем самым устранить ее. Но исправляется только часть ошибок. Соотношения между основной характеристикой избыточного кода, *кодовым расстоянием* α_{\min} , и кратностью обнаруживаемой $q_{об}$ и исправляемой $q_{испр}$ ошибками следующие:

$$\alpha_{\min} > q_{об} + 1 \text{ — кодовые расстояния для обнаружения;}$$

$$\alpha_{\min} \geq 2q_{испр} + 1 \text{ — кодовые расстояния для исправления.}$$

Командные слова представляют собой обнаруживающие коды с проверкой на четность, что достигается введением в каждое слово одного дополнительного. В этом случае возможно обнаружение ошибок нечетной кратности. Аналогичную структуру имеет и избыточный код при приеме по методу Вагнера. Такой прием позволяет не только обнаружить, но с определенной вероятностью и исправить ошибку. Декодирующее устройство будет более сложным, чем только при обнаружении ошибок.

Кроме корректирующих кодов с одним контрольным символом, в командных радиоприемах применяются и корректирующие коды с большей избыточностью, хотя усложнение кода здесь ограничивается возможностями выполнения бортовой аппаратуры. В частности, используются такие групповые систематические (n, k) -коды (n — полное число символов в кодовой комбинации, k — число информационных символов, а разность

$(n - k)$ — число избыточных символов), как, например, коды Хэмминга, коды Слепяна и циклические. Подобные коды позволяют не только обнаружить, но и исправить ошибки кратности $q = q_{\text{испр}}$ ($q_{\text{испр}} = 1, 2$ и более). Кроме систематических кодов часто используются циклические.

Следует иметь в виду, что введение избыточности уменьшает скорость, увеличивает время. Однако при увеличении времени и коды без избыточности увеличивают вероятность безошибочного приема. Поэтому при одинаковой скорости передачи есть случаи, когда корректирующие коды хуже простых.

Применяются также системы с повторением. Бывают они двух видов:

а) с интегрированием всех повторений;

б) со сравнением; за переданное принимается то, которое было принято большее число раз, число повторений при этом нечетное.

В последнем варианте отношение сигнал/шум увеличивается в r раз, где r — число повторений, т.е. обеспечивается повышение помехоустойчивости.

В случаях, когда помехоустойчивое кодирование не предусматривается, а командные сообщения $u_{\text{км}}(t)$ — последовательные двоичные коды без избыточности с простыми (не составными) символами, надобность в кодирующих устройствах отпадает, и командное сообщение поступает непосредственно на модулятор, причем $u_{\text{к}}(t) \equiv u_{\text{км}}(t)$.

Сигнал синхронизации $u_{\text{с}}(t)$ представляет собой последовательность символов, соответствующую используемым в радиолинии синхронизирующим кодам.

В радиолиниях с временным или структурно-временным уплотнением каналов и с двойной модуляцией сигналы $u_{\text{к}}(t)$ и $u_{\text{с}}(t)$ суммируются в сумматоре, не перекрываясь во времени, и образуют модулирующий сигнал $u_{\text{м}}(t)$, который является здесь видеосигналом. Несущее колебание манипулируется последним по амплитуде, частоте или фазе. Соответственно будем иметь цифровые радиолинии КИМ — АМн, КИМ — ЧМн (или ЧМ) и КИМ — ФМн. Вместо фазовой манипуляции часто используется относительная фазовая манипуляция (ОФМн), так что получается радиолиния КИМ — ОФМн. В такой радиолинии прием осуществляется автокорреляционным способом.

При передаче функциональных команд для каждой из них можно использовать отдельную кодовую комбинацию (которая может рассматриваться и как составной сигнал), отличную от всех других кодовых комбинаций, применяемых в радиолинии, и следовательно, содержащую в себе информацию об адресе. При использовании ортогональных или почти ортогональных кодов возможно и структурное разделение команд. Количественные команды также возможно передавать, объединяя адресную

и информационную части. Для этого достаточно, например, закодировать каждый символ (1 или 0) каждой команды отдельным составным сигналом. В случае применения ортогональных или почти ортогональных составных сигналов обеспечивается и структурное разделение каналов.

Принцип образования цифровой команды с имитозащитой (корректирующий код) и криптозащитой (введение цифрового случайного сигнала) поясняет рис. 7.2. Избыточная кодовая симметричная последовательность $\mu(t)$ производит манипуляцию фазы поднесущего сигнала $\cos\omega_0 t$, образуя сигнал КИМ — ФМ $\mu \cos\omega_0 t$.

Затем полученный сигнал КИМ — ФМ $\mu \cos\omega_0 t$ манипулируют по фазе на 180° псевдослучайной последовательностью (ПСП) с высокой тактовой частотой, для которой длительность элементарного разряда $\tau_{\text{эл}}/T_{\text{сим}}$. В результате образуется ПШС, спектр которого в $T_{\text{сим}}/\tau_{\text{эл}}$ раз шире спектра сигнала $\mu \cos\omega_0 t$. Величина $T_{\text{сим}}/\tau_{\text{эл}}$ характеризует базу сигнала.

Для облегчения приема ПШС желательно обеспечить когерентность всех изображенных на рис. 7.2 колебаний, для чего их частоты формируют от общего задающего генератора.

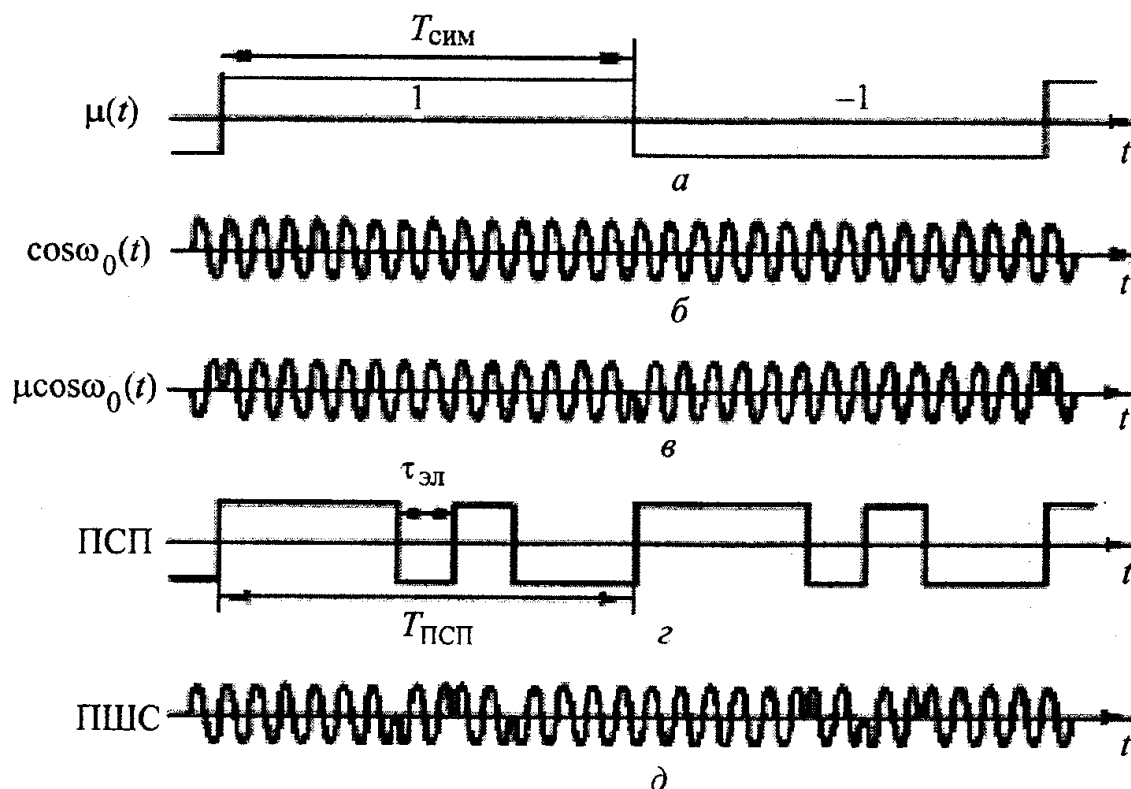


Рис. 7.2. Временная диаграмма, поясняющая принцип формирования псевдощумового сигнала: а — символы двоичной информации; б — несущее колебание; в — результат модуляции несущей двоичными символами; г — псевдослучайная последовательность; д — псевдощумовой сигнал

Такие коды используются не только для передачи командных слов, но и в качестве составных сигналов при передаче как командной, так и синхронизирующей информации.

Вероятность правильного распознавания двух сигналов увеличивается с уменьшением коэффициента корреляции между ними.

Небольшие значения коэффициентов взаимной корреляции определяют достоинства ортогональных и трансортгональных кодов и сигналов.

Кроме бинарных кодов, в командных радиолиниях используются и многоосновные ($m > 2$), в частности, однопозиционные коды ($n = 1$). В случае однопозиционного кода каждая отдельная посылка команды состоит из одного элемента кода. По таким радиолиниям возможно передать $N_{\text{д}} = m$ функциональных команд или одну количественную команду с $L_{\text{к}} = m$ дискретными значениями.

В качестве примеров укажем радиолинию с дискретной частотной модуляцией ЧМд (с частотным однопозиционным кодом) и радиолинию с дискретной времяимпульсной модуляцией ВИМд (с времяимпульсным однопозиционным кодом). В радиолиниях с ЧМд кодирование осуществляется обычно на поднесущих колебаниях, которыми несущее колебание модулируется по амплитуде так, что получается радиолиния ЧМд — АМ. В многоканальных радиолиниях ВИМд информационный сигнал часто передается как составной сигнал, например на основе использования ИВК, так что получается радиолиния ВИМд (ИВК) — АМ. Последняя аналогична радиолинии ВИМ(ИВК) — АМ, с той лишь разницей, что информационные импульсно-временные коды здесь могут занимать конечное число неперекрывающихся позиций. Радиолиниям с ЧМд и с ВИМд соответствуют ортогональные сигналы (в случае ЧМд — АМ ортогональны сигналы поднесущих колебаний).

В качестве составных сигналов и адресных посылок в командных радиолиниях, кроме импульсно-временных кодов и псевдошумовых кодов (ПШК), часто используют также частотно-временные коды (ЧВК). Последние получают в результате передачи импульсов ИВК на различных частотах. Число возможных кодовых комбинаций при этом существенно возрастает. Для ЧВК коэффициент взаимной корреляции положителен и отличен от нуля, но достаточно мал по сравнению с единицей (почти ортогональные сигналы), что позволяет использовать ЧВК и при структурном разделении.

7.4. Проверочная обратная связь

Высокие требования к достоверности передаваемой информации при возможном нарушении связи не только в результате действия в радиолинии помех, но и в результате потери КА ориентации и других причин приводят к необходимости применения в большинстве линий проверочной обратной связи, которая может быть *решающей, информационной и комбинированной*.

В системе с *решающей ОС* на борту КА производится проверка кода (на четность, например), и в случае правильности кода с борта поступает на командный пункт «квитанция» — радиокоманда прошла.

В системе с *информационной обратной связью*, например со 100%-й, на борту производится запись команды, затем трансляция ее на командный пункт, на Земле выполняется сверка с переданной, и только потом передается вторая команда на исполнение первой. В системах с информационной обратной связью необязательно использовать корректирующие коды, а вот вторая разрешающая (запрещающая) команда защищается корректирующим кодом. Использование обратной связи свойственно командным линиям систем среднего и особенно дальнего космоса. У БР все проще из-за малых расстояний, а также потому, что нужна большая скорость передачи команд.

Комбинированная обратная связь сочетает в себе элементы решающей и информационной.

Достоверность передаваемой по командной линии информации оценивается следующими характеристиками: вероятностью правильного прохождения слова, вероятностью пропуска слова и вероятностью прохождения ложного слова за заданное время; для современных линий эти характеристики имеют следующие значения соответственно: $> 0,995$; $< 10^{-6}$; $< 10^{-6} - 10^{-9}$.

Структурная схема КРЛ с *решающей* обратной связью приведена на рис. 7.3. Предназначенная для передачи на борт информация через буферное запоминающее устройство в виде последовательности слов $\alpha_k(m)$, каждое из которых содержит m информационных символов, поступает в кодирующее устройство (кодер). В кодере каждое k -е слово $\alpha_k(m)$ преобразуется в кодовую комбинацию $\alpha_k(n, m)$, содержащую n символов, из которых $r = n - m$ являются избыточными. Указанная избыточность предназначена для обнаружения ошибок, хотя иногда используется и для исправления некоторых из них. Сигнал $u_{\text{СН}}(t)$, промодулированный по частоте или фазе кодовой комбинацией $\alpha_k(n, m)$, передается по прямому каналу КРЛ на КА.

В бортовой аппаратуре производится обратное преобразование прошедшего сигнала: прием, демодуляция и декодирование. На рис. 7.3 принятая кодовая комбинация обозначена $\alpha'_k(n, m)$, а выделенное в декодере слово $\alpha'_k(m)$. Очевидно, что в результате действия помех $\alpha'_k(n, m)$ и $\alpha'_k(m)$ могут отличаться от соответствующих сигналов в наземной аппаратуре.

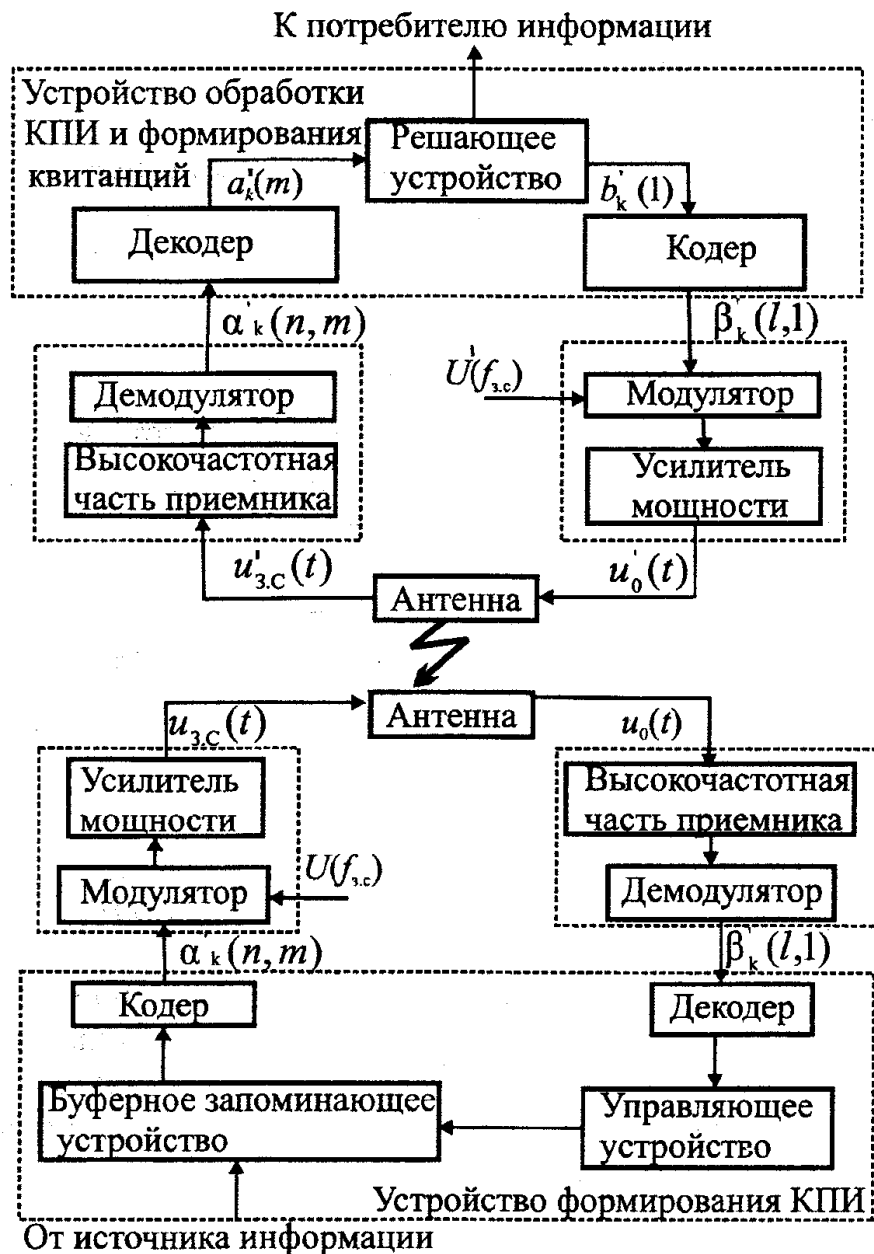


Рис. 7.3. Структурная схема командной радиолинии с решающей обратной связью (КПИ — квитанция передаваемой информации)

Если в процессе декодирования не были обнаружены ошибки или обнаруженные ошибки были исправлены, то бортовое решающее устройство пропускает выделенное слово $\alpha'_k(m)$ потребителю информации

и вырабатывает положительную квитанцию $b'_k(1) = +1$. Если ошибки обнаружены, но не исправлены, решающее устройство стирает принятое слово и формирует отрицательную квитанцию $b'_k(1) = -1$.

Квитанция $b'_k(1)$ содержит всего один бит информации. Она подается на бортовое кодирующее устройство, которое преобразует ее в кодовую комбинацию $\beta'_k(l, 1)$. При этом избыточность кода $l-1$ может быть выбрана достаточно большой для достижения желаемой помехоустойчивости обратного канала КРЛ. Сигнал $u'_0(t)$, промодулированный по частоте или фазе кодовой комбинацией $\beta'_k(l, 1)$, по обратному каналу КРЛ передается на Землю. В наземной аппаратуре соответствующий квитанции сигнал принимается, демодулируется и из него выделяется кодовая комбинация $\beta'_k(l, 1)$, по которой в декодере находится значение самой квитанции $b'_k(1) = \pm 1$. Если квитанция положительная ($b'_k(1) = +1$), то управляющее устройство разрешает передачу следующего $(k+1)$ -го слова. При отрицательной квитанции ($b'_k(1) = -1$) оно вырабатывает сигнал на повторную передачу k -го слова. Повторная передача слова производится также при отсутствии приема квитанции в течение заранее рассчитанного времени ожидания ее прихода.

Для современных линий командно-измерительных систем вероятность правильного прохождения команды с первого раза превышает 0,995, вероятность пропуска команд не превышает 10^{-6} , а вероятность прохождения ложной команды менее $10^{-6} - 10^{-9}$.

7.5. Командная радиолиния управления БР

В качестве примера рассмотрим командную радиолинию БР для передачи разовой команды на остановку двигателя. Такая линия работает в условиях прямой видимости на сравнительно небольших дальностях, в связи с этим достаточно высокое соотношение сигнал/шум для высокой помехоустойчивости обеспечивается легко.

Основные требования следующие:

- 1) малое время прохождения сигнала;
- 2) надежность действия должна быть весьма высокой;
- 3) при наличии организованных помех прохождение команды должно быть достоверным.

Малое время прохождения команды обеспечивается применением соответствующего выбора полосы пропускания радиосигнала. Команда для

повышения помехоустойчивости кодируется. Реальная полоса пропускания радиосигнала составляет обычно несколько сотен герц.

Функциональная схема радиолинии остановки двигателя ракеты-носителя представлена на рис. 7.4.

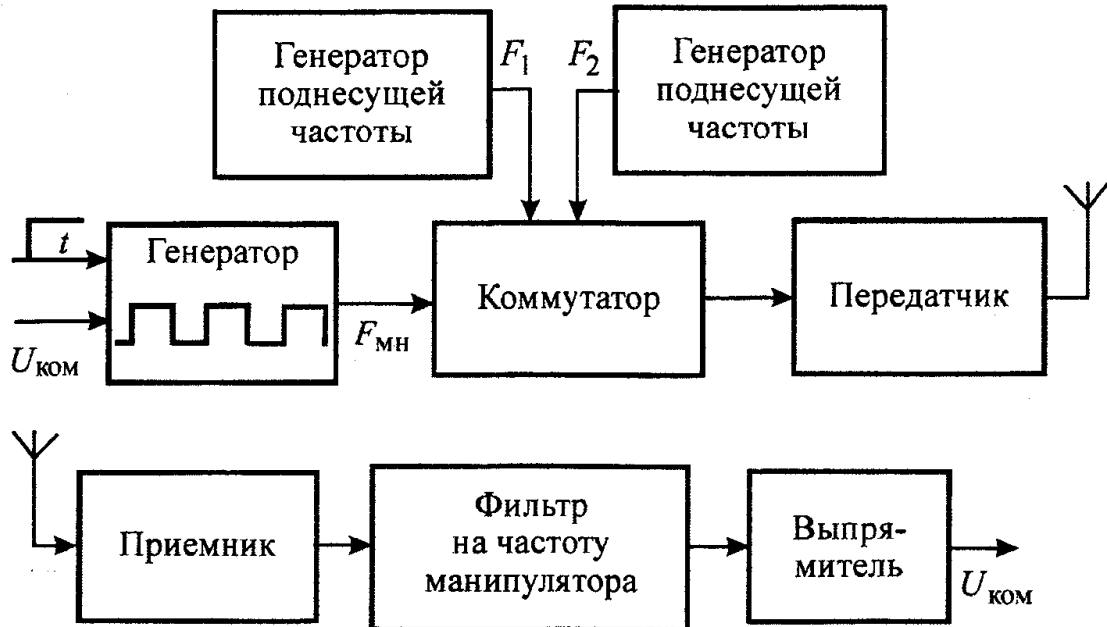


Рис. 7.4. Схема командной радиолинии

На вход системы с выхода измерителя скорости поступает сигнал разовой команды $U_{\text{ком}}$. Под действием этой команды начинает работать генератор манипуляционной частоты $F_{\text{мн}}$. Коммутатор выдает попеременно с частотой $F_{\text{мн}}$ сигналы частоты F_1 и F_2 от генератора поднесущих частот.

Кодовый сигнал на входе передатчика формируется следующим образом (рис. 7.5):

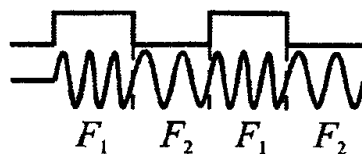


Рис. 7.5. Сигнал бинарного частотного кода

Затем производится амплитудная модуляция этим сигналом несущей частоты передатчика. На борту обеспечивается прием, детектирование и выделение такого же чередования кодовых частот. Фильтр, настроенный на частоту манипуляции, выделяет синусоидальный сигнал. Закон нарастания огибающей этого напряжения на выходе фильтра определяется частотной характеристикой фильтра. Затем синусоидальный сигнал поступает на детектор и на пороговую схему. При достижении величины порога появляется напряжение разовой команды. Время прохождения

команды по линиям равно $t_{\Sigma} = t_R + t_{\text{рк}}$, где $t_{\text{рк}}$ определяется инерционностью всего тракта, в основном фильтра; t_R — задержка на трассе протяженностью R .

Принципиально возможно применение и других методов модуляции, тогда конкретные схемы будут другими.

7.6. Передача телеметрической информации

7.6.1. Классификация телеметрических радиолиний

Передаваемая по телеметрической радиолинии (ТРЛ) информация содержит данные о состоянии и работе всех систем и устройств КА. В нее могут входить также сведения об окружающей КА среде и другие данные, полученные в том числе целевыми системами КА.

Объем передаваемых по телеметрической радиолинии данных о состоянии систем и устройств КА обычно зависит от того, проходит ли данный КА этап отработки и испытаний, производятся ли с ним профилактические и ремонтно-восстановительные работы или он находится в штатной эксплуатации. В последнем случае объем будет наименьшим, так как требуется лишь контроль работоспособности основных систем КА.

При передаче телеметрической информации первичные сообщения имеют самый разнообразный характер в зависимости от регистрируемых физических процессов. С помощью соответствующих датчиков они преобразуются в набор функций времени, которые и требуется передать по радиоканалу. На сложных КА число регистрируемых процессов (а значит, и каналов) доходит до нескольких сотен и даже тысяч. Таким образом, телеметрические радиолинии всегда являются многоканальными.

Обычно ТРЛ работают в так называемом совмещенном режиме, когда одновременно при передаче телеметрической информации с борта объекта обеспечивается проведение траекторных измерений, контроль прохождения и исполнения радиокоманд, сверка наземного и бортового времени, передача телевизионной, связной и другой информации.

Существует несколько способов классификации радиотелеметрических линий. По способу разделения каналов ТРЛ делятся следующим образом:

- с временным разделением каналов (ВРК);
- с частотным разделением каналов (ЧРК);
- с кодовым разделением каналов (КРК);
- с комбинированными способами разделения.

В системах с ВРК разделение каналов осуществляется путем поочередного последовательного подключения датчиков к суммирующему

и кодирующему устройствам. Таким образом, в любой момент передатчик подключается только к одному каналу. Для правильной работы ТРЛ с ВРК необходима синхронизация бортовой и наземной аппаратуры.

Системы с ЧРК имеют для каждого канала свое поднесущее колебание с определенным номиналом частоты. Разделение частот в приемном устройстве осуществляется частотной селекцией модулированных поднесущих разделительными фильтрами.

В системах с КРК признаком канала является адресный код. Сообщение обычно состоит из адреса канала и собственно информационной части. На приемной станции имеется разделитель каналов, в который заложены все адреса. Адрес принятого сообщения сопоставляется с адресами в разделителе, и при совпадении его с одним из них информационная часть сигнала направляется в соответствующий канал регистрации и обработки.

Системы комбинированного разделения каналов используют различные сочетания указанных выше методов.

Телеметрические линии различаются также и по виду модуляции. В каждой ТРЛ используются по крайней мере два вида модуляции: один относится к поднесущей, являющейся носителем телеметрической информации, а другой — к несущей.

Характерным признаком линий с ВРК является импульсная модуляция поднесущего колебания. Возможны амплитудно-импульсная модуляция (АИМ), широтно-импульсная модуляция (ШИМ), фазоимпульсная модуляция (ФИМ), кодово-импульсная модуляция (КИМ) и др. При этом несущая модулируется по амплитуде, частоте или фазе. Существуют линии с модуляцией типа АИМ — АМ, ФИМ — АМ, ШИМ — ЧМ, КИМ — ФМ и др.

В системах с ЧРК, например, непрерывное поднесущее колебание можно модулировать тремя способами: по частоте, фазе и амплитуде. Несущее колебание также может быть промодулировано одним из этих способов. Сочетания модуляции поднесущих и несущей частот могут быть различными, например АМ — ЧМ, ЧМ — ЧМ, ЧМ — АМ и др.

В системах с КРК адресная часть сигнала формируется путем модуляции сигнала поднесущей способом КИМ (иногда импульсно-временным кодированием ИВК), информационная же часть получается любым видом импульсной модуляции поднесущей (чаще КИМ, иногда ВИМ, ШИМ). Модуляция несущей может быть амплитудной, частотной или фазовой. В системах с КРК возможно применение сигналов, одновременно несущих информацию о номере канала и о результате измерения. Примером может служить кодирование сигналов с помощью частотно-временной матрицы (ЧВМ). Здесь сигнал на поднесущей представляет сочетание импульсов кодовых частот, расставленных на определенных временных позициях. Модуляция колебаний несущей частоты обычная.

В системах с комбинированным разделением каналов используются импульсные виды модуляции поднесущей при временном разделении каналов и непрерывные виды модуляции при частотном разделении каналов или их групп.

7.6.2. Телеметрические линии с временным разделением каналов

Временное разделение каналов в телеметрической системе осуществляется путем последовательного подключения канальных датчиков к передающему устройству. Каждому каналу отведен свой временной интервал, в течение которого передается информация только от данного датчика. Следующий канал будет подключен лишь после того, как отключится предыдущий.

Поскольку каждый канал «опрашивается» короткое время, напряжения датчиков преобразуются в последовательность импульсов, в которых тем или иным образом заложена исходная информация. Изменение какого-либо параметра импульсной последовательности по закону сообщения осуществляется в импульсном модуляторе. Затем неперекрывающиеся во времени импульсные потоки от различных каналов поступают в суммирующее устройство, а затем — в передатчик.

Существует два способа подключения каналов к передатчику. Первый заключается в том, что каждый датчик «опрашивается» периодически, а переход от одного датчика к другому происходит в строго заданной очередности. Линии с таким способом опроса называются синхронными или циклическими.

При втором способе опрос производится не периодически и не в заранее заданной последовательности, а произвольным образом. В этом случае система является асинхронной.

Каждый датчик в синхронной системе подключается через строго фиксированный интервал, называемый периодом опроса. Время, отводимое каналу при одном опросе, называется канальным временным интервалом. Группа импульсов, полученных в результате однократного опроса всех датчиков, называется кадром, а соответствующий интервал времени — длительностью кадра. Поскольку импульсы различных каналов следуют друг за другом в строгой очередности, то во временном положении канальных импульсов заключена информация о номере канала.

Приемник телеметрии направляет последовательность импульсов в разделитель каналов. Здесь происходит определение номера канала, к которому относится каждый канальный импульс, и распределение импульсов по соответствующим регистрирующим устройствам. Для

безошибочного разделения каналов в последовательности информационных (канальных) импульсов имеются специальные синхронизирующие кадровые импульсы, отмечающие начало или конец каждого кадра. Они выделяются селектором кадровых импульсов, и по временному положению информационного импульса относительно начала кадра определяется номер канала. На регистрирующее устройство канала поступает по одному импульсу в течение каждого кадра. Возможна регистрация сообщений без предварительного разделения.

В приведенном примере операция опроса каналов и модуляция амплитуд канальных импульсов в соответствии с передаваемым сообщением осуществляются коммутирующим устройством. Коммутация датчиков и импульсная модуляция происходят в различных устройствах. При этом модулятор импульсной поднесущей управляет каким-либо параметром одной из импульсных последовательностей, отличающихся друг от друга сдвигом по времени.

Принцип построения асинхронной системы с временным разделением каналов поясняется схемой, представленной на рис. 7.6.

В отличие от синхронной системы порядок включения датчиков здесь случаен. Момент времени, в который надо опросить датчик, определяется анализатором активности канала (ААК). Это устройство может выполняться различным образом. Например, в момент достижения напряжением датчика одного из фиксированных уровней анализатор активности может запустить канальный модулятор, который изменяет один из параметров импульса в соответствии с передаваемым сообщением. Моменты появления модулированных импульсов совпадают с моментами пересечения функций сообщений некоторых заданных уровней.

Одновременно импульс с выхода ААК подается в адресное устройство, назначение которого — придать характерный для данного канала признак (адрес). Адресом могут служить импульсно-временной код, двоичный код и т.п. Импульсы каналов, снабженные адресами, суммируются на общей шине и поступают на модулятор передатчика. Для предотвращения одновременного поступления в передатчик импульсов от разных каналов используется буферная память, которая запоминает информацию данного канала, пока передатчик занят.

В приемнике системы происходит демодуляция несущей. Сигналы совокупности каналов поступают в разделительное устройство, состоящее из набора дешифраторов адресов. Дешифратор канала срабатывает только на «свой» адрес и с помощью ключевой схемы пропускает информационную часть сигнала (в данном случае амплитудно-модулированные импульсы) в демодулятор импульсов.

Возможны и другие способы построения асинхронных систем, но характерным признаком для всех является то, что сигнал каждого канала имеет адрес, по которому определяется его номер.

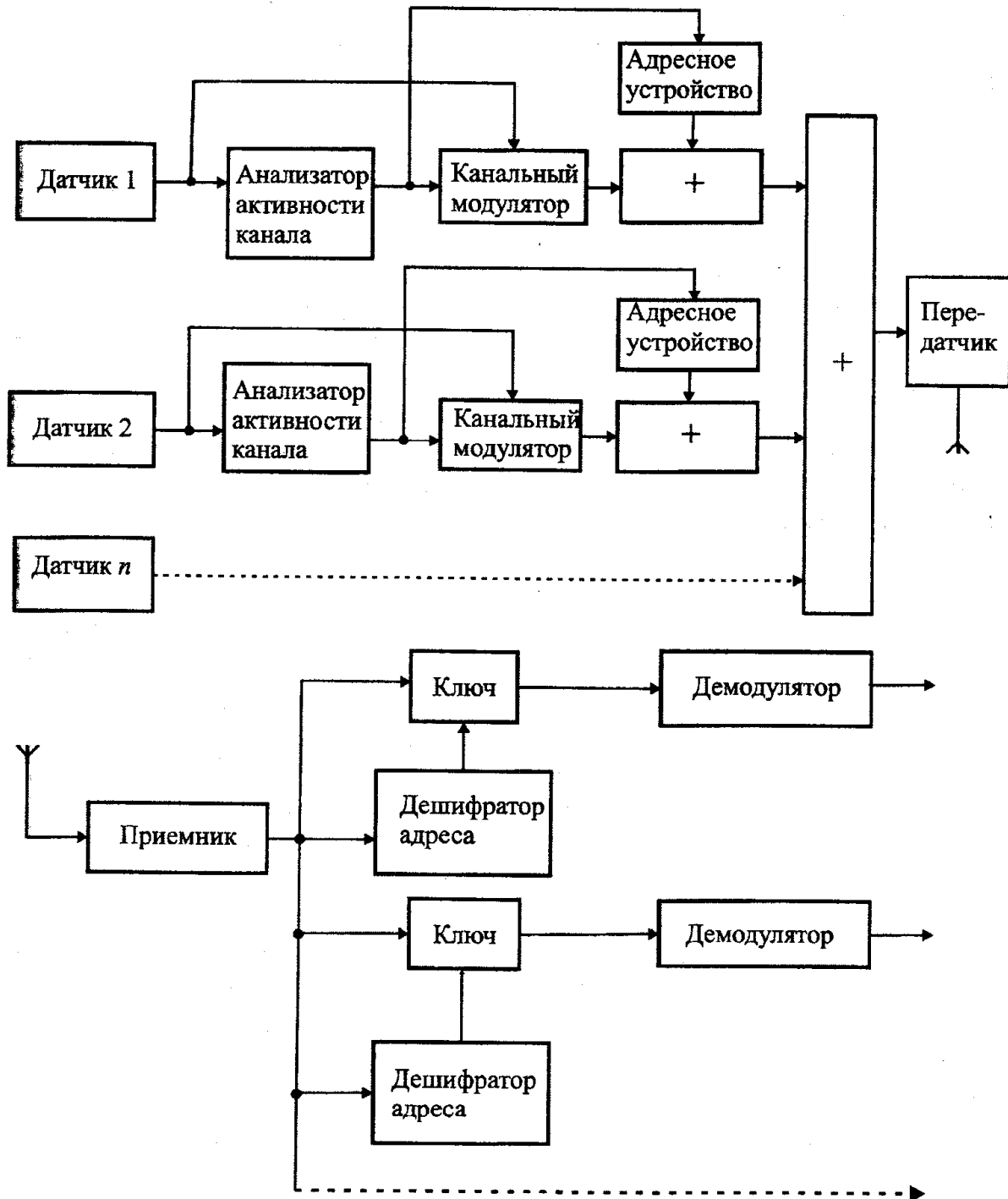


Рис. 7.6. Функциональная схема асинхронной радиолинии

Асинхронные системы с временным разделением каналов обладают большей гибкостью, чем синхронные, так как частота опроса (тактовая частота) каждого канала зависит от свойств передаваемой информации.

7.6.3. Телеметрические линии с частотным разделением каналов

ТРЛ с частотным разделением каналов — это многоканальная система, в которой каждое передаваемое сообщение модулирует собственное поднесущее колебание, отличающееся от других частотой. Таким образом, признаком канала в такой системе является величина поднесущей частоты. Схема радиолинии с частотным разделением каналов представлена на рис. 7.7.

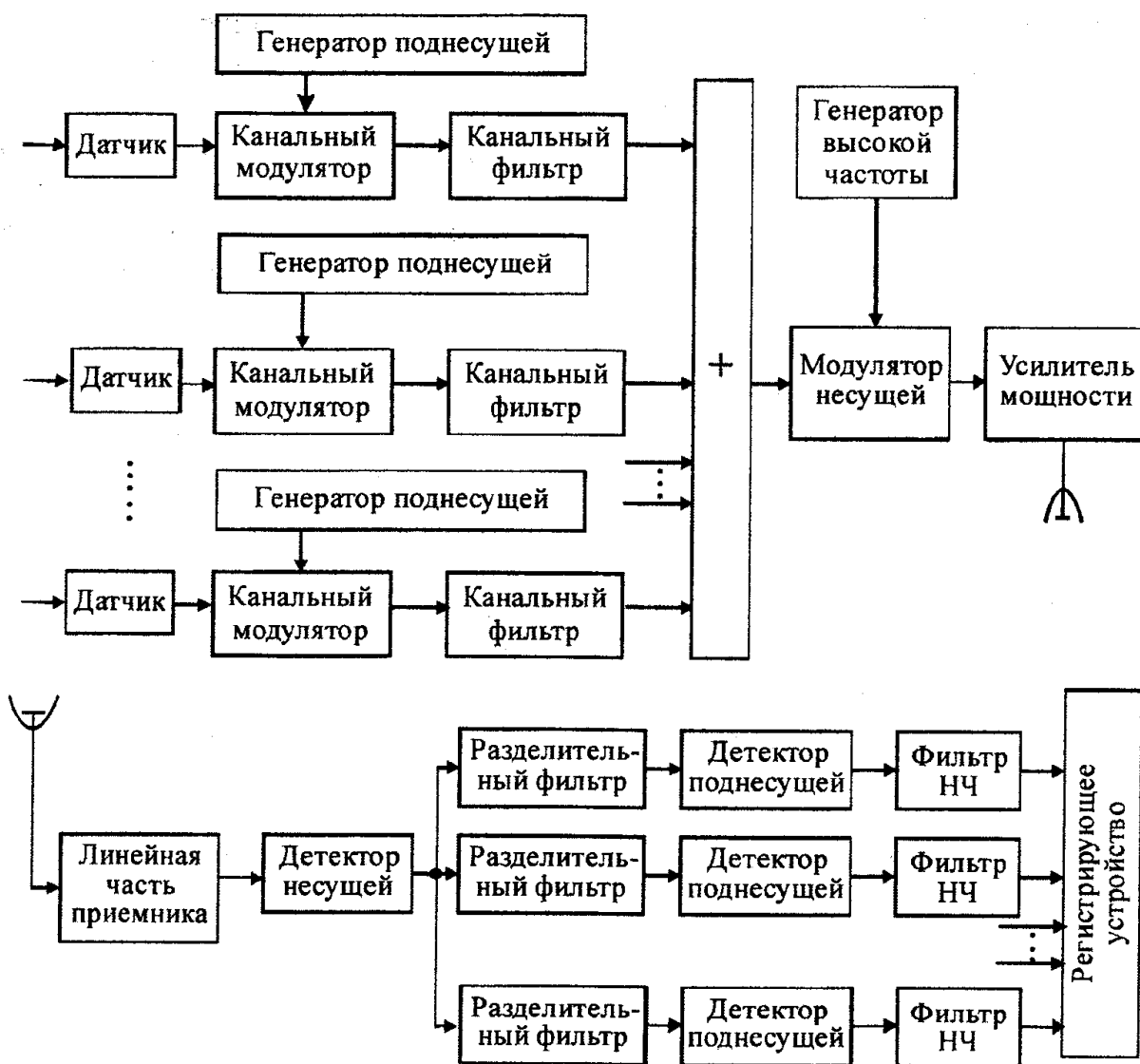


Рис. 7.7. ТРЛ с частотным разделением каналов

В передающей части линии на входы каналов поступают измеряемые величины, которые преобразуются датчиками в форму, удобную для

дальнейшей передачи. С выходов датчиков сообщения подаются на каналные модуляторы, в которых колебания поднесущих частот модулируются тем или иным образом. Для устранения кратных гармоник и комбинационных частот полученные сигналы пропускаются через каналные фильтры, настроенные на соответствующие поднесущие частоты. Затем напряжения всех каналов складываются в сумматоре и модулируют несущую частоту передатчика.

Комплект генераторов поднесущих колебаний имеет частоты, которые выбираются так, чтобы обеспечить, с одной стороны, хорошее разделение каналов, с другой — достаточно экономное использование частотного диапазона. Генераторы поднесущих — обычные низкочастотные генераторы гармонических (иногда прямоугольных) напряжений диапазона 500 Гц – 100 кГц. Основное требование, предъявляемое к ним, состоит в высокой стабильности по частоте при малых габаритах и весе. В канальном модуляторе применяется амплитудная или частотная модуляция, но предпочтение отдается второй. В этом случае паразитная амплитудная модуляция из-за вибраций оказывает значительно меньшее влияние, так как ее спектр существенно уже спектра ЧМ поднесущей. Кроме того, при ЧМ поднесущей обеспечивается большая линейность тракта до модулятора несущей, а также линейность его модуляционной характеристики.

Приемная аппаратура телеметрической системы с частотным разделением каналов состоит из собственно приемника, набора разделительных фильтров, канальных демодуляторов и регистраторов.

Демодуляция несущей обычно осуществляется синхронным детектором, для чего имеется специальная схема фазовой подстройки частоты местного гетеродина под несущую частоту сигнала. Такой способ демодуляции обеспечивает отсутствие эффекта подавления сигнала сильной помехой и устраняет относительную нестабильность частот передатчика и приемника. Демодуляторы поднесущих колебаний должны иметь линейную характеристику демодуляции и обеспечивать неискаженное воспроизведение сообщений. Они выполняются в виде частотных дискриминаторов (на высоких поднесущих) или в виде различных импульсных схем (на низких поднесущих).

7.6.4. Телеметрические радиолнии с кодовым разделением каналов

Современные ТРЛ должны обеспечивать измерение параметров со скоростью изменения до десятков килогерц в сотнях контролируемых точек. Подобное требование полностью исключает возможность применения частотного разделения каналов и значительно затрудняет использова-

ние систем с временным разделением каналов. Кроме того, в ТРЛ с временным разделением каналов обычно выбирается постоянная частота опроса, соответствующая максимальной скорости изменения параметра. Телеметрируемые параметры, как известно, изменяются с максимальной скоростью только на малых отрезках времени, а в остальное время скорость их изменения намного меньше максимальной. Такой способ выбора частоты опроса приводит к тому, что по телеметрической линии передается избыточная информация.

Трудности, возникающие при создании обычных РТС с временным разделением каналов при их большом количестве, в значительной степени могут быть устранены в системах с кодовым разделением каналов КРК — адресных системах.

На рис. 7.8 приведена схема РТС с КРК для передачи результатов измерений цифровым методом. На схеме показаны устройства кодирования адресной части сигнала (код адреса) и результатов измерения (код измерения), ключевые элементы K и источники информации (датчики) ИИ.

Схема работает следующим образом.

Распределитель на передающей стороне определяет очередность передачи сигналов различных каналов. Импульсы, формируемые поочередно в его цепях $1, 2, \dots, n$, подаются на схему формирования кода адреса, а импульсы цепей $1', 2', \dots, n'$ подаются на ключевые схемы K , последовательно замыкая их. Сигналы соответствующих источников информации поступают на кодирующее устройство результатов измерения. С выхода кодирующих устройств пары состыкованных кодов (код адреса и код результата измерения) поступают на передатчик.

На приемной стороне видеосигналы подаются на декодирующее устройство, которое опознает, какому каналу принадлежит переданный адрес, и подает импульс, коммутирующий соответствующий ключ K . Код результата измерения проходит на преобразователь $Пр$, преобразующий полученный сигнал в удобную для регистрации форму.

Схема такого типа может использоваться и в том случае, если результат измерения передается аналоговым методом. В этом случае в передающей части схемы вместо устройства «код измерения» нужно поставить модулятор импульсной поднесущей, а в приемной части задачу преобразователей будут выполнять соответствующие демодуляторы.

Системы с КРК по сравнению с синхронными ортогональными системами обладают рядом весьма существенных преимуществ: отсутствием сложных систем синхронизации; произвольностью подключения источника информации к каналу, т.е. асинхронной очередностью опроса; возможностью построения на принципе КРК гибкой самоадаптирующейся системы.

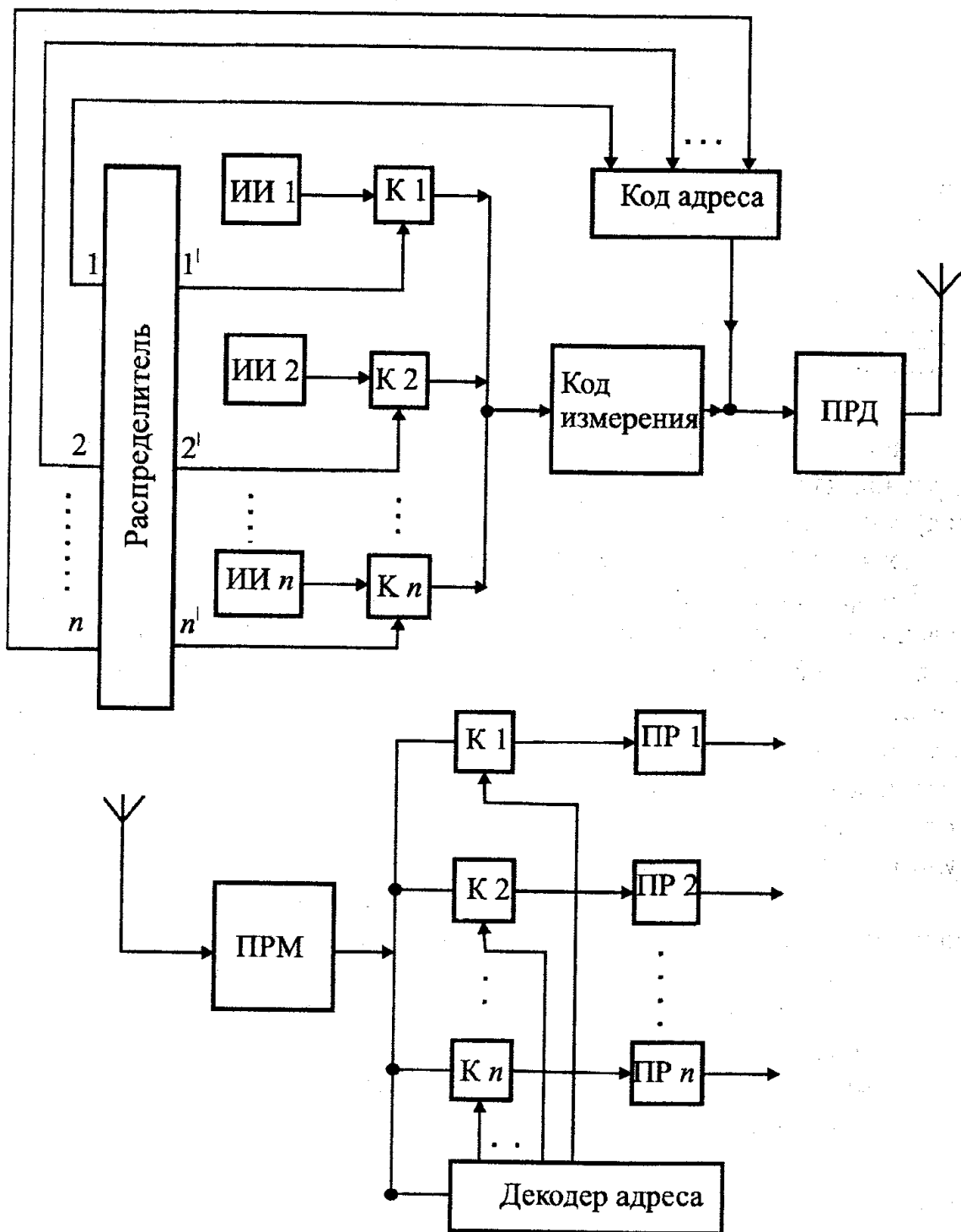


Рис. 7.8. Схема ТРЛ с кодовым разделением каналов:
 ИИ — источники информации (датчики); К — ключевые схемы;
 код адреса — устройство кодирования адресной части сигнала;
 код измерения — устройство кодирования результатов измерения;
 ПРД — передатчик; ПРМ — приемник; Декодер адреса — устройство
 декодирования адреса; ПР — преобразователь

7.6.5. Современное построение телеметрических радиолиний

В современных космических радиосистемах применяют только цифровые телеметрические радиолинии с временным уплотнением каналов. При этом для реализации временного уплотнения используют единое синхронизирующее устройство.

В общем случае на КА находятся три группы датчиков: аналоговые, цифровые и датчики событий (рис. 7.9). В схеме, изображенной на рис. 7.6, показано двухступенчатое временное уплотнение каналов. Вначале уплотняются каналы однотипных датчиков, а затем при формировании кадра производится уплотнение разных групп датчиков.

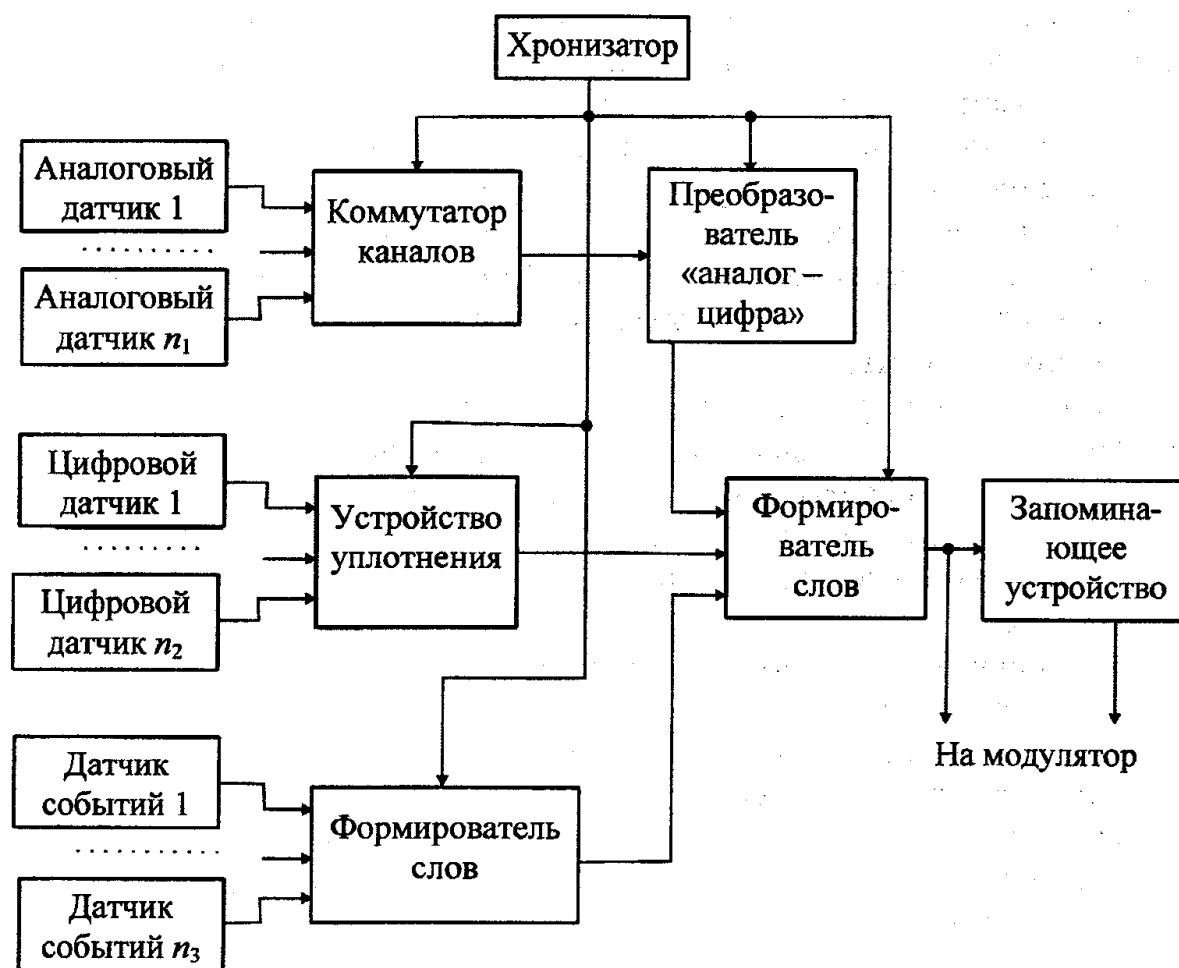


Рис. 7.9. Структурная схема бортовой аппаратуры телеметрической системы

С помощью коммутатора каналов происходит циклически опрос аналоговых датчиков, измеряющих давление, температуру, вибрации и т.п. Период опроса $T_{\text{опр}}$ зависит от скорости изменения регистрируемых процессов. Обычно его выбирают несколько меньшим, чем следует из теоремы

отсчетов Котельникова: $T_{\text{опр}} < 1/(2F_{\text{макс}})$, где $F_{\text{макс}}$ — полоса самого широкогополосного из регистрируемых процессов. Преобразователь аналог — цифра переводит уплотненные по времени выборки на выходе коммутатора в цифровые слова.

Снимаемая с аналоговых датчиков информация содержит большую избыточность. Действительно, большинство контролируемых процессов являются нестационарными, большую часть времени они мало изменяются или остаются постоянными и лишь в отдельных, хотя и наиболее важных, ситуациях скорость их изменения соответствует максимальной ширине спектра данных процессов. Сжатие данных, т. е. передача только той информации, которая определяется мгновенным спектром процесса, позволяет существенно уменьшить загрузку телеметрических радиолиний. При этом информация на выходе каналов будет появляться не по порядку их опроса, а случайным образом, что приводит к необходимости присвоения каналам условных номеров, т.е. адресов. Указанные принципы реализуются в адаптивно-адресной телеметрической системе.

Цифровыми датчиками на схеме на рис. 7.6 являются ЭВМ, входящие в состав различных бортовых устройств. Датчики событий предназначены для фиксации фактов, например включения напряжения на определенных устройствах. Если каждому такому устройству присвоить порядковый номер, то передача слова, содержащего номер, будет характеризовать включение этого устройства.

Для облегчения разделения каналов в передаваемое сообщение при формировании слов и кадров вносятся специальные синхронизирующие посылки. Часто слова разделяются одиночными положительными или отрицательными символами, а границы кадров обозначаются кодовыми вставками, имеющими узкие корреляционные функции с малым уровнем боковых пиков.

Сформированная телеметрическая информация поступает на модулятор передатчика (или устройство формирования ответного сигнала в совмещенной радиолинии КИС) либо в запоминающее устройство для последующей передачи на Землю.

Для повышения достоверности передачи в телеметрических радиолиниях используют избыточное кодирование, исправляющее ошибки, в частности сверточные коды. Обычно для циклической телеметрии достаточной является вероятность неправильного приема слова 10^{-3} , а для адаптивно-адресной — 10^{-5} .

8. Системы ориентации КА.

Встреча на орбите и посадка

8.1. Ориентация КА

В предыдущих разделах курса движение КА представлено как движение материальной точки. В настоящем разделе рассматриваются вопросы поведения КА на орбите как некоторого физического тела. Иными словами, будут представлены методы и системы ориентации полета КА в пространстве. Определенное положение одной или двух осей КА, жестко связанных с КА, в инерциальном пространстве требуется в следующих случаях:

- 1) для постановки и проведения экспериментов в космосе;
- 2) при возвращении КА на Землю;
- 3) при посадке на другие планеты;
- 4) при стыковке;
- 5) при определении навигационных параметров методом самоопределения и т.д.

Термин «ориентация» используется тогда, когда хотят сказать о наперед заданном угловом положении КА (от лат. *oriens*, что означает «восток», и фр. *orientation* — направление, ориентация). Используется также термин «стабилизация углового положения» или просто «стабилизация», когда хотят подчеркнуть, что КА удерживается относительно заданных ориентиров с заданной точностью.

Для ориентации аппарата движение вокруг его центра масс должно быть управляемым. Управление угловым движением КА позволяет придать ему любое положение на орбите и стабилизировать это положение при наличии возмущающих моментов. Заданное в пространстве положение определяется в некоторой системе координат. Эту систему координат называют базовой системой отсчета. Оси этой системы координат должны быть неподвижными в инерциальном пространстве или перемещаться в нем известным образом. На борту КА эти оси задаются с помощью специальных приборов и устройств.

Наиболее простой является базовая система, в которой ориентируется в пространстве только одна ось. Такая система строится на КА, предназначенных для исследования Солнца или для других КА, стабилизированных его вращением. На КА типа спутника Земли выбирается следующая система отсчета: одна ось выбирается по направлению местной вертикали (географической или гравитационной), другая располагается в плоскости орбиты, а третья ось (под углом 90° к первым двум) образует правостороннюю систему координат. Для КА дальнего космоса система отсчета

строится в инерциальном пространстве с основным направлением на какую-либо яркую звезду. При подлете к планете назначения управление ведется в другой системе координат, основное направления в которой задается местной вертикалью.

Угловое движение КА относительно центра масс вызывается появлением какого-либо момента сил. Принципиально возможны внутренние моменты, образующиеся от перемещения некоторых масс внутри КА (перемещение членов экипажа, работа электродвигателей, сгорание топлива и т.п.) и внешние моменты. Внешние моменты могут создаваться:

- 1) гравитационным полем;
- 2) магнитным полем;
- 3) электрическим полем;
- 4) сопротивлением атмосферы;
- 5) давлением солнечных и космических лучей;
- 6) ударами микрометеоров.

Величины каждого из этих моментов различны для различных типов КА или для различных областей космического пространства. Например, для ИСЗ наибольшую величину имеют аэродинамический и гравитационный моменты. Для КА дальнего космоса основным будет момент от давления солнечных лучей.

8.2. Типы систем ориентации

Существует три типа систем ориентации КА: активная, пассивная и комбинированная.

Если для создания управляющих воздействий требуется расход рабочего тела или энергии, запасенных на борту, а для формирования этих воздействий требуются блок логики, датчики ориентации и исполнительные органы, то такая система носит название *активной системы ориентации*. С ее помощью можно реализовывать достаточно произвольные и быстрые угловые развороты; в этом заключается ее основное достоинство. К недостаткам активной системы можно отнести следующее: ограниченное время ее работы, если используется запас рабочего тела или массы на борту (например, реактивное топливо или сжатый газ для реализации управляющих воздействий); сложность и обычно высокая цена; относительно низкая надежность, обусловленная наличием большого количества составных элементов (датчиков, бортового логического устройства, подвижных элементов и т.д.).

Пассивные системы ориентации, использующие взаимодействие КА с внешними полями естественного происхождения, не потребляют рабочее тело и энергию, запасенные на борту спутника. Быть может, только в начальный момент времени потребуется их кратковременный расход

для приведения системы ориентации в рабочее положение, например, выдвинуть штанги, повернуть часть спутника, разориентировать магниты. При разработке пассивной системы приходится решать две основные проблемы: как создать восстанавливающий и демпфирующий моменты. Восстанавливающий момент необходим, чтобы привести спутник в требуемое положение; если спутник отклонится из этого положения, то восстанавливающий момент заставит его поворачиваться в обратном направлении. Восстанавливающий момент создает движение, при котором объект проходит требуемое положение; в результате возникают колебания относительно этого положения. Для устранения или уменьшения этих колебаний нужен демпфирующий момент.

В космическом пространстве величины восстанавливающих и демпфирующих моментов малы. Это приводит к тому, что область влияния нужного движения в пространстве начальных условий движения невелика. Необходимо изначально привести спутник в область влияния номинального движения с тем, чтобы демпфирующий момент гарантированно обеспечил выход спутника на это движение. При этом следует ожидать относительно длительного переходного процесса. Космическая среда настолько разрежена, что естественное трение практически отсутствует. Рассеяние энергии вращательного движения спутника за счет вихревых токов Фуко в элементах его конструкции и относительного движения его частей, включая жидкостные, без принятия специальных мер, усиливающих их действие, пренебрежимо мало. Например, скорость вращения первого советского искусственного спутника с оболочкой в виде тонкостенной проводящей сферы уменьшалась всего лишь в три раза за 80 суток.

Комбинированные системы ориентации включают в себя как активные, так и пассивные элементы. Активные элементы в этом случае используют либо для первоначального приведения спутника в рабочее положение, либо берут такие элементы, которые не требуют большого расхода энергии и сложной системы управления, включая датчики ориентации. Такими могут быть вращающиеся маховики, требующие возобновляемую от солнечных батарей электроэнергию только для поддержания постоянной скорости вращения, или электромагниты, используемые время от времени для обеспечения постоянной скорости вращения спутника вокруг оси симметрии. Иногда комбинированные системы ориентации называют полупассивными или полуактивными, желая подчеркнуть принцип действия основного элемента системы.

На практике наибольшее распространение получили активные системы ориентации. Они имеют более широкие возможности по сравнению с пассивными, обеспечивая высокую точность ориентации и высокое быстродействие системы. Если определяющим в проекте является выполнение требований к угловому движению спутника, а не его стоимость, то используют именно активные системы. Однако существует вполне

определенный класс спутников, для которых стоимость является основным критерием, и уже исходя из ограниченной стоимости формируется перечень решаемых задач и соответствующий перечень требований к точности и быстродействию системы ориентации. В этом случае обычно используются пассивные или комбинированные системы ориентации. Для этого класса КА достоинства пассивных систем является определяющими, а недостатки — несущественными. К такому классу КА относятся малые ИСЗ.

8.3. Методы пассивной стабилизации полета КА

Проектируя соответствующим образом КА, можно один из внешних моментов усилить таким образом, что он будет оказывать стабилизирующее действие. Стабилизация КА, осуществляемая за счет внешних моментов, вызываемых окружающей средой, называется *пассивной стабилизацией*. Соответственно может быть аэродинамическая, гравитационная и т.п. стабилизация.

Суть *гравитационной стабилизации* заключается в следующем. Рассмотрение дифференциальных уравнений углового движения КА относительно притягательного центра показывает, что гравитационный момент стремится сориентировать КА так, чтобы ось наименьшего момента инерции КА совпала с направлением к притягательному центру Земли. Это означает, что если КА имеет вытянутую форму, то он будет стремиться занять положение, изображенное на рис. 8.1.

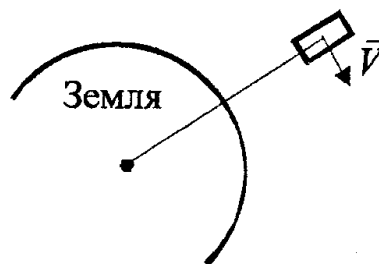


Рис. 8.1. Расположение Земли и КА при гравитационной стабилизации

В этом случае говорят о «гантельной» стабилизации. Однако в такой системе отсутствуют демпфирующие силы, в связи с чем КА будет совершать незатухающие колебания вокруг этого устойчивого положения. Период колебаний равен нескольким десяткам минут. Поэтому стабилизировать полет БР таким образом не удастся, низколетящих ИСЗ — тоже.

Можно стабилизировать только высоколетящие ИСЗ при $H > 200$ км. Впервые гравитационная стабилизация была опробована на навигационном спутнике «Транзит 5б». Стержень для поддержания груза был выполнен в виде бериллиево-медной ленты шириной 5 см, толщиной 0,005 см и длиной 31 м. До запуска лента накручена на барабан, закреплена одним концом и помещена в футляр. После запуска по команде с Земли футляр взрывается, лента выпрямляется и выносит на нужное расстояние груз весом 3,7 кг. Погрешность стабилизации не превышает 6° .

Два других проекта осуществления глобальной навигации с использованием ИСЗ также предполагают использование гравитационной стабилизации. В одном из них, где измеряется с борта ИСЗ пеленг на судно, используется интерферометр, антенны расположены на концах штанг для стабилизации, длина штанг — 30 м. В другом ИСЗ груз 4 кг выносятся на штанге длиной 9 м в виде ленты.

Аэродинамическая стабилизация. На угловые движения ИСЗ с высотой орбиты до 200 км основное влияние оказывает аэродинамический момент. Этот момент стремится совместить линию, проходящую через центр масс и центр давления на КА, с направлением скорости относительно атмосферы. Например, можно использовать плоский или шаровой стабилизаторы, площадь которых значительно больше площади КА. Центр давления располагается в центре стабилизатора, а поскольку вес его мал, то гравитационная стабилизация не возникает. Здесь тоже возникают незатухающие колебания с периодом до 10 минут. Пригодна такая стабилизация только для ИСЗ.

Стабилизация с использованием давления солнечного излучения. Момент от давления солнечных лучей становится соизмеримым с гравитационным моментом на высотах в несколько тысяч километров над Землей. Для полета КА дальнего космоса он имеет основное влияние и может использоваться для стабилизации. Проявление этого момента аналогично аэродинамическому. Используются могут быть плоские и конусообразные стабилизаторы (солнечный парус). Площадь такого стабилизатора должна составлять несколько десятков квадратных метров. И в этом случае присутствуют колебания с периодом около 1 часа.

8.4. Методы активной стабилизации

Методы пассивной стабилизации обеспечивают стабилизацию только одной оси. Они обладают тем недостатком, что допускают возможность возникновения незатухающих колебаний с большим периодом, для устранения которых нужны дополнительные устройства.

Методы активной стабилизации лишены этого недостатка, а также могут обеспечить стабилизацию двух-трех осей. Это достигается

с помощью специальной системы управления, которая должна включать в себя следующие элементы:

- 1) приборы для построения и определения базовой системы отсчета;
- 2) приборы для измерения угловых отклонений, скорости и ускорения относительно базовой системы;
- 3) системы обработки данных и выработки управляющих команд;
- 4) двигатели, создающие вращательный момент.

Для ориентации базовой системы координат могут использоваться инерциальные, инфракрасные, оптические и радиотехнические устройства (использование гироскопов, акселерометров для сохранения направления осей инерциальной базовой системы отсчета здесь не рассматривается).

Как уже говорилось, основным направлением базовой системы отсчета является местная вертикаль. Это может быть географическая вертикаль (нормаль к поверхности планеты) или геоцентрическая (направление на центр планеты).

Вертикаль можно определить как пересечение двух взаимно перпендикулярных плоскостей, каждая из которых делит пополам двугранные углы со сторонами, касательными к поверхности планеты и содержащими центр масс КА, причем соответствующие пары точек касания расположены во взаимно перпендикулярных плоскостях. Эта вертикаль проходит через центр массы КА и геометрический центр планеты. Задача определения направления вертикали является достаточно сложной. На борту КА необходимо иметь устройства, способные это сделать.

Рассмотрим способы определения направления вертикали с использованием изменения интенсивности инфракрасного излучения (ИК) планеты при сканировании горизонта и круговом сканировании.

Метод сканирования горизонта заключается в следующем. На КА в двух взаимно перпендикулярных плоскостях попарно располагаются 4 приемника ИК-излучения Земли с узкими диаграммами направленности антенн. Схема расположения приемников показана на рис. 8.2,а.

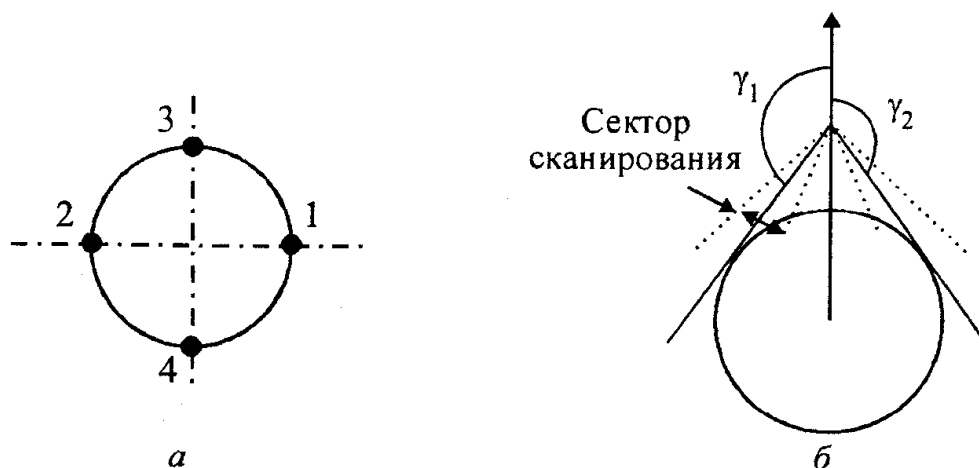


Рис. 8.2. Схема определения направления вертикали

Одна из плоскостей обычно выбирается совпадающей с плоскостью орбиты КА. Каждая пара приемников синхронно сканирует в соответствующей плоскости в некотором секторе углов. На борту КА по сигналу каждого приемника определяется направление, соответствующее резкому изменению интенсивности принимаемого сигнала при прохождении границы планета — атмосфера, т.е. направление на горизонт в обеих плоскостях (на рис. 8.2 для пары приемников 1 и 2 это углы γ_1 и γ_2). С помощью двигателей разность этих углов сводится к нулю, чем и достигается ориентирование основной оси базовой системы координат.

Система обычно использует ИК-излучение в диапазоне 7–14 микрон, который находится в «окне пропускания», где затухание ИК-сигнала минимально. Для работы в сложных метеоусловиях используются радиоволны миллиметрового диапазона. О точности ориентации можно судить по следующему примеру: при высоте КА 2000 км горные возвышенности высотой 3 км создают ошибку в 5 угловых минут.

Метод кругового сканирования подобен рассмотренному, отличается тем, что два ИК-датчика вращаются в двух взаимно перпендикулярных плоскостях вкруговую с постоянной скоростью. На рис. 8.3 поясняется реализация метода в одной из плоскостей.

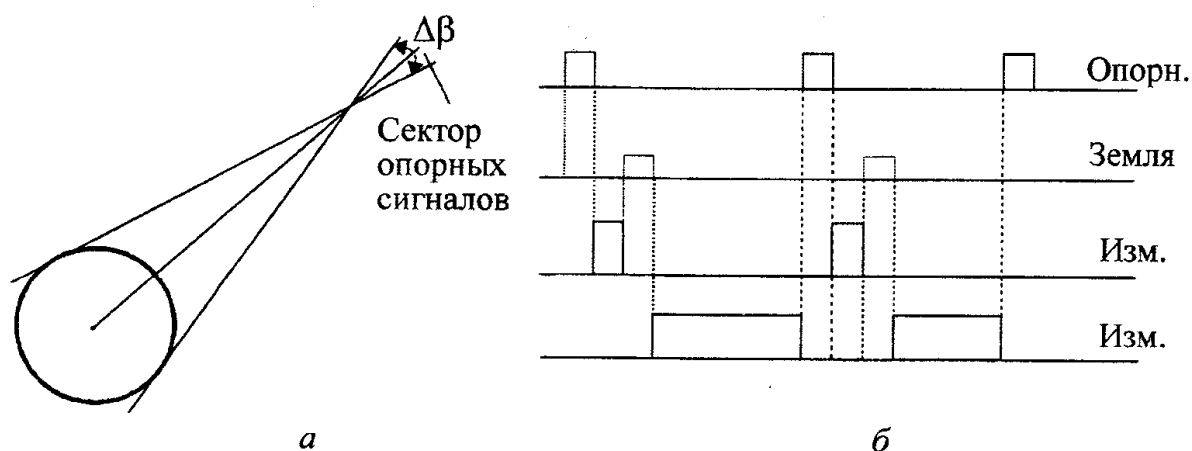


Рис 8.3. Реализация метода кругового сканирования

В направлении, противоположном основной оси базовой системы координат, выделяется сектор опорных сигналов. При прохождении вращающимся ИК-датчиком этого сектора вырабатывается опорный импульс. При дальнейшем вращении получается импульс от принятого сигнала планеты. Случаю ориентации оси на центр планеты соответствует центральное расположение сигнального импульса между двумя опорными. Поэтому началами и концами опорного и рабочего импульсов запускаются схемы, вырабатывающие измерительные импульсы (рис. 8.3,б). Длительности их пропорциональны времени и углам; в процессе установки оси они должны быть выровнены. Для этого они поступают на схему

вычитания, и разностный сигнал преобразуется в сигнал управления двигателями ориентации. Достижимые точности составляют единицы угловых минут.

Преимуществом активного метода определения местной вертикали является возможность использования единой радиоаппаратуры для определения вертикали и навигационных параметров. При активном методе система производит визирование нескольких точек планеты и нет необходимости визировать границы планеты. При этом на малых высотах значительно повышается точность.

Для активного метода определения вертикали можно использовать четырехлучевое дальномерное устройство, по каждому из лучей которого производится измерение дальности. Лучи расположены в двух плоскостях под одинаковым углом относительно оси, подлежащей ориентированию. Рис. 8.4 поясняет принцип работы построителя вертикали на примере ориентации в одной плоскости. На рисунке обозначено: OO_1 — истинная вертикаль; OO_2 — линия отсчета вертикали на КА; $\rho_1\rho_2$ — радиолучи, расположенные под углом h в плоскости ориентации линии OO_2 .

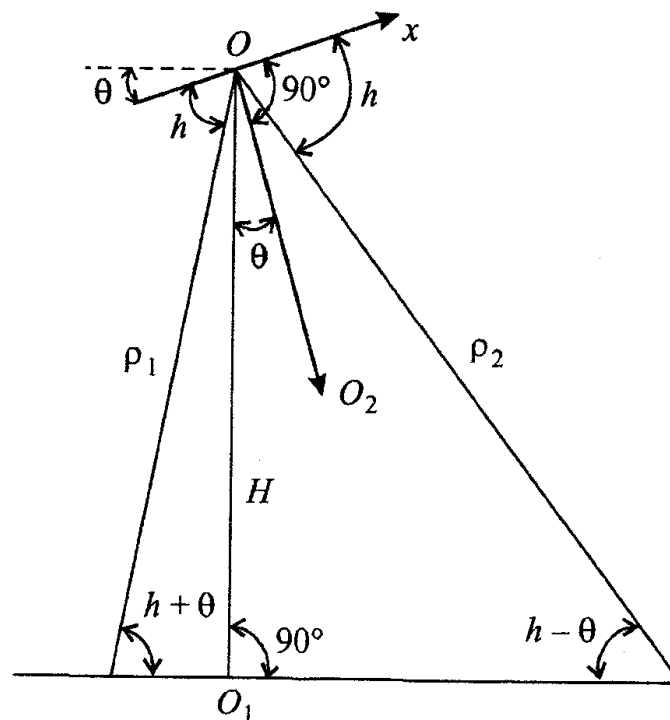


Рис. 8.4. Принцип дальномерного построителя местной вертикали

В другой плоскости все аналогично. Величины всех углов h одинаковы. Если расстояния по всем лучам равны, то линия OO_2 совпадает с вертикалью. Подлежащий сведению к нулю угол отклонения оси от вертикали θ определяется следующим образом (см. рис. 8.4):

$$\rho_1 = \frac{f}{\sin(h+\theta)}, \quad \rho_2 = \frac{f}{\sin(h-\theta)}.$$

Отсюда

$$\rho_2 - \rho_1 = \frac{H(\sin(h+\theta) - \sin(h-\theta))}{\sin(h+\theta)\sin(h-\theta)}.$$

При малых θ

$$\rho_2 - \rho_1 = \frac{H}{\sin h} \operatorname{ctgh} \cdot \theta.$$

Из последнего получаем

$$\theta = \frac{\Delta\rho}{2\rho} \operatorname{tgh},$$

где $\rho = \frac{H}{\sin h}$.

Возможен подобный вариант активной системы определения местной вертикали с коническим сканированием луча; принцип построения такого построителя пояснен на рис. 8.5.

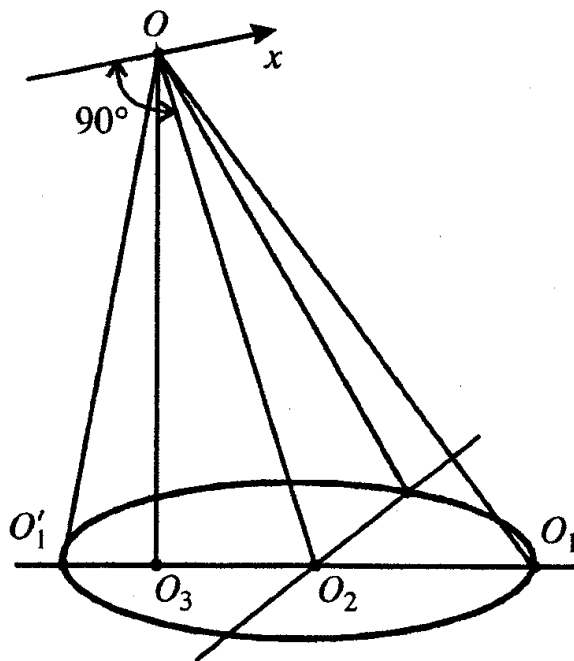


Рис. 8.5. Определение вертикали при коническом сканировании луча дальномера

В положении, показанном на рисунке, луч OO_1 длиннее луча OO'_1 , причем изменение расстояния при сканировании плавное. Дальность ρ будет изменяться примерно по синусоидальному закону. Чем больше амплитуда этих изменений, тем больше разница расстояний, и тем больше

угол отклонения. Система авторегулирования так поворачивает КА, чтобы эта модуляция с частотой сканирования сводилась к нулю.

Ошибки определения вертикали вызываются несферичностью планеты, неровностью поверхности и влиянием атмосферы. Первые две ошибки очевидны. Атмосфера может привести к рефракционным ошибкам.

В КА ДК используется опорная система отсчета, направление главной оси системы координат в которой выбирается по направлению на какое-либо небесное светило (Солнце, звезда, источник радиоизлучения). В этом случае, поскольку расстояние до таких ориентиров очень велико, обеспечивается инерциальность системы координат. В некоторых случаях такая система устанавливается и на ИСЗ.

Астрономические измерительные устройства определения основного направления представляют собой фотоэлектрическую следящую систему. Для получения трехосной ортогональной системы координат в инерциальном пространстве необходимо иметь две фотоследящие системы, непрерывно совмещающие свои оптические оси с двумя светилами. Угол между ними желательно иметь около 90° . В случае КА с малым временем существования в качестве одного светила может быть использовано Солнце. Фотоследящая система используется для корректировки гироскопического стабилизатора положения. Такое сочетание позволяет точно определять направление, а с другой стороны, сохраняет это направление при временной неработоспособности оптической системы.

Возможны различные варианты фотоследящих систем. Все они включают в себя телескоп с фотоэлементом, установленный свободно в подвеске, системы измерения отклонения телескопа по осям подвески и системы слежения телескопа за светилом. Погрешности таких систем в космическом пространстве составляют единицы и доли угловой секунды. У поверхности Земли авиационные астроориентаторы имеют погрешность порядка долей угловых минут.

Оптические системы определения опорного направления становятся неработоспособными вблизи поверхности Земли в дневное время. Свободными от этого недостатка являются радиоастронавигационные устройства, использующие радиоизлучение небесных тел. По своей природе радиоизлучение небесных тел является тепловым излучением. Это излучение распределено в очень широкой полосе частот, проявляется практически на всех частотах, причем спектральная плотность излучения E зависит от температуры тела T и длины волны λ следующим образом (формула Релея — Джинса):

$$E = \frac{2\pi kT}{\lambda^2}.$$

Существуют протяженные (по углам) источники, существуют дискретные источники радиоизлучения; дискретные имеют очень малые угловые размеры.

Интенсивность теплового радиоизлучения сравнительно мала, порядка уровня шумов обычных приемников. Для приема таких слабых и распределенных в широкой полосе частот сигналов используются специальные приемники, называемые радиометрами. Бывают компенсационные, модуляционные и корреляционные радиометры.

Для определения направления используется устройство, называемое радиоастропеленгатором, основной частью которого является радиометр.

Теперь рассмотрим управляющие устройства, т.е. двигательные установки, создающие управляющие внешние или внутренние моменты относительно осей КА для ориентации и стабилизации. Для управления угловыми движениями используются малогабаритные реактивные двигатели, двигатели-маховики и моментные магнитоприводы.

Реактивные двигатели. Они используют реакцию струи газа, выпускаемого из сопла аппарата. Для получения газа и придания ему скорости могут быть использованы разные способы: сжигание двухкомпонентного или однокомпонентного топлива, разложение химического соединения в присутствии катализатора, сжатие газа (воздуха, азота) на Земле и выпуск его по мере необходимости.

Например, на участке выведения БР и ИСЗ стабилизация может осуществляться путем отклонения направления силы тяги основного двигателя от продольной оси. Это осуществляется отбором газа, газовыми рулями, поворотом камеры сгорания. При свободном полете КА используется, как правило, реакция газов, запасенных на Земле в небольших баллонах под высоким давлением.

Двигатели-маховики. Если внутри КА поместить вращающийся маховик, имеющий некоторый момент относительно одной из осей, то этот внутренний момент создает некоторое угловое перемещение. Теперь наоборот: если КА получил какое-то угловое перемещение, то, создавая внутри него некоторый момент, можно снова стабилизировать угловое положение КА. Этот управляющий момент образует включаемый в нужный момент электродвигатель с маховиком. Маховик как таковой может отсутствовать: достаточно момента самого двигателя. Наиболее перспективными для этих целей считаются двигатели постоянного тока с электронной коммутацией напряжений. В общем случае нужно ставить три таких двигателя-маховика. Существует также шаровой маховик-двигатель, который представляет собой сферический асинхронный двигатель с тремя статорными обмотками в трех ортогональных плоскостях и ротором-маховиком в виде шара. Меняя напряжения в статорных обмотках, можно управлять вращением шара-маховика во всех трех плоскостях. Подвеска ротора осуществляется без подшипников — магнитным или электрическим полем или воздушной струей.

Моментный магнитопривод. Суть этого метода сводится к созданию на борту КА магнитного поля, управляемого по величине и направлению.

Это поле взаимодействует с магнитным полем Земли, в результате чего возникает управляющий момент, стабилизирующий угловое положение КА. Необходимы три такие системы, расположенные в трех взаимно перпендикулярных плоскостях. Система включает в себя магнитометры, измеряющие величину магнитного поля по осям системы координат, и вычислитель для определения величины тока в катушках для создания нужного момента, поскольку поле Земли меняется. Для питания катушек магнита используется электроэнергия солнечных батарей.

В заключение этого раздела можно сказать следующее. Наиболее часто используемыми в настоящее время являются системы управления угловым движением КА относительно центра масс с реактивными двигателями, двигателями-маховиками и моментным магнитоприводом. Конкретное применение того или иного метода управления определяется назначением КА.

Для КА с малым временем существования используют системы с реактивными двигателями. Они в состоянии компенсировать возмущения в широком диапазоне величин моментов.

Для КА с большим временем полета применяются системы с двигателями-маховиками, обладающими хорошими регулировочными и весовыми характеристиками. Однако пределы создаваемых моментов здесь ограничены. Поэтому лучшими свойствами обладает комбинированная система из двигателей-маховиков и реактивных двигателей. Первые создают небольшие моменты с высокой точностью, вторые — большие, но грубо. На практике возмущения обычно малы, малы и требуемые моменты для ориентации. На участке свободного полета в основном работают двигатели. На участке выведения используется система ориентации ракеты-носителя.

8.5. Встреча на орбите

Под операцией встречи на орбите понимается выведение двух и более объектов в некоторую относительно малую область космического пространства, сближение объектов и осуществление между ними физического контакта, т.е. стыковки. Как следует из определения, участвуют в такой операции, по крайней мере, два объекта. Менее маневренный объект обычно называют целью. Активный объект (маневрирующий КА) называется перехватчиком.

При исследовании операции стыковки и построении аппаратуры принята некоторая классификация. Во-первых, цели принято делить на «свои» и «чужие». «Свои» бывают сотrudничающими (снабженными устройствами, облегчающими встречу) и несотrudничающими (например, при неисправности таких устройств). «Чужие» бывают активными, когда

они имеют возможность препятствовать встрече, или пассивными. «Свои» и «чужие» могут иметь фиксированную ориентацию или вращаться. В зависимости от скорости вращения они делятся на быстро вращающиеся и медленно вращающиеся.

В общем случае операция встречи состоит из следующих этапов.

1. Подготовка.
2. Старт и выведение цели на орбиту.
3. Старт и выведение перехватчика в зону встречи.
4. Поиск и захват цели.
5. Сближение.
6. Причаливание.
7. Стыковка.

Подготовка заключается в составлении программы операции и организации управления операцией. В частности, это выбор (если цель «своя») и определение (если цель «чужая») орбиты цели и синтез траектории перехватчика для выхода в зону встречи.

Старт цели. Этап реализуется не всегда. Если цель уже на орбите, то просто прогнозируется орбита цели. Это делается системой траекторных измерений. Главным здесь является наиболее точное определение орбиты. Возможен и обратный порядок для «своих» объектов: сначала выводится перехватчик, а затем в зону его действия цель.

Старт перехватчика. Выведение в зону встречи перехватчика производится также системой дальнего наведения. Ошибки присутствуют всегда, поэтому необходимо иметь для сближения систему ближнего наведения, дающую информацию об относительных параметрах движения объектов встречи.

Поиск и захват цели предшествует этапу сближения. Поиск ведется с помощью РЛС или визуально. При этом полезный сигнал маскируется помехами, ложными целями, излучением, светом звезд и т.п. Поэтому необходимо выполнить обнаружение цели, а затем ее захват координатором.

Сближение начинается после захвата цели и заканчивается, когда взаимные расстояние и скорость позволяют перейти к маневру окончательного сближения — причаливанию.

На этапе *причаливания* происходит сближение с малой скоростью с обеспечением взаимной ориентации осей в заданных пределах.

Стыковка. На этом этапе происходит механическое и электрическое соединение объектов.

Для выполнения встречи на орбите применяются системы управления центром масс и система ориентации. Как уже говорилось, управление центром масс может производиться с Земли или же с борта перехватчика методом автономного самоопределения. Двигатели для выполнения этих двух видов управления отдельные.

При выполнении стыковочных маневров приходится менять форму орбиты и плоскость орбиты. Классическим вариантом проведения стыковочных операций является создание и эксплуатация орбитальных станций.

Обеспечение межпланетных полетов немыслимо без операции встречи в космосе. Объяснение этому следующее: отношение стартового веса к весу полезной нагрузки для полета на Луну 100–1000; для полета на Луну с возвращением 1000:10000; для полета на Венеру с возвращением 10000:100000. Последнее не выполнимо, встреча и стыковка на геоцентрической орбите позволит это сделать.

Дальнее наведение при обеспечении встречи обычно производится с Земли по данным комплекса траекторных измерений.

Для ближнего наведения на встречающихся объектах устанавливается специальная аппаратура. Для формирования управляющих силовых импульсов тяги необходимо располагать информацией о параметрах относительного движения. Иногда необходима информация о параметрах движения перехватчика в инерциальном пространстве или же элементах орбитального движения цели и перехватчика. Основными параметрами относительного движения являются компоненты векторов относительной дальности и относительной скорости \vec{R}, \vec{V} . Величину относительной дальности и скорости сближения целесообразно измерять радиолокационными средствами. В случае сотрудничающей цели на последней устанавливается радиометчик, что позволяет увеличить дальность измерений. Возможны разные способы установки на борту перехватчика радиолокационного координатора и ориентирования его оси чувствительности. Наиболее рационально применять координаторы, следящие за целью, т.е. ориентированные по оси визирования, поскольку углы отклонения линии визирования от продольной оси перехватчика могут быть большими.

Относительная дальность и скорость сближения измеряются дальномерным каналом координатора. Направление вектора дальности (линии визирования, ЛВ) определяется углами между осью чувствительности координатора и некоторыми опорными осями координат, связанными с осями перехватчика или инерциальными осями, определяемыми гиросtabilизированной платформой.

Проекция угловой скорости $\omega_{\text{ЛВ}y}$ и $\omega_{\text{ЛВ}z}$ измеряются в осях y и z , расположенных в нормальной относительно линии визирования плоскости.

Вектор относительной скорости определяется двумя проекциями: на линию визирования (скорость сближения) и на нормаль к ней в плоскости сближения V_{τ} , причем эта величина вычисляется как произведение

измеренной дальности R на угловую скорость вращения линии визирования:

$$V_{\tau} = R\omega_{\text{лв}} = \sqrt{R(\omega_{\text{лву}}^2 + \omega_{\text{лвз}}^2)},$$

а направление скорости V_{τ} определяется по измерениям двух проекций $\omega_{\text{лву}}$ и $\omega_{\text{лвз}}$ вектора $\omega_{\text{лв}}$ на плоскость, нормальную к линии визирования.

Возможно применение оптических и лазерных координаторов и визиров.

Иногда используют дополнительную инерциальную навигационную систему, состоящую из гиросtabilизированной платформы с датчиками ускорений и позволяющую вычислить параметры относительного движения при потере цели радиолокационным координатором.

Один из вариантов системы ближнего наведения представлен на рис. 8.6.

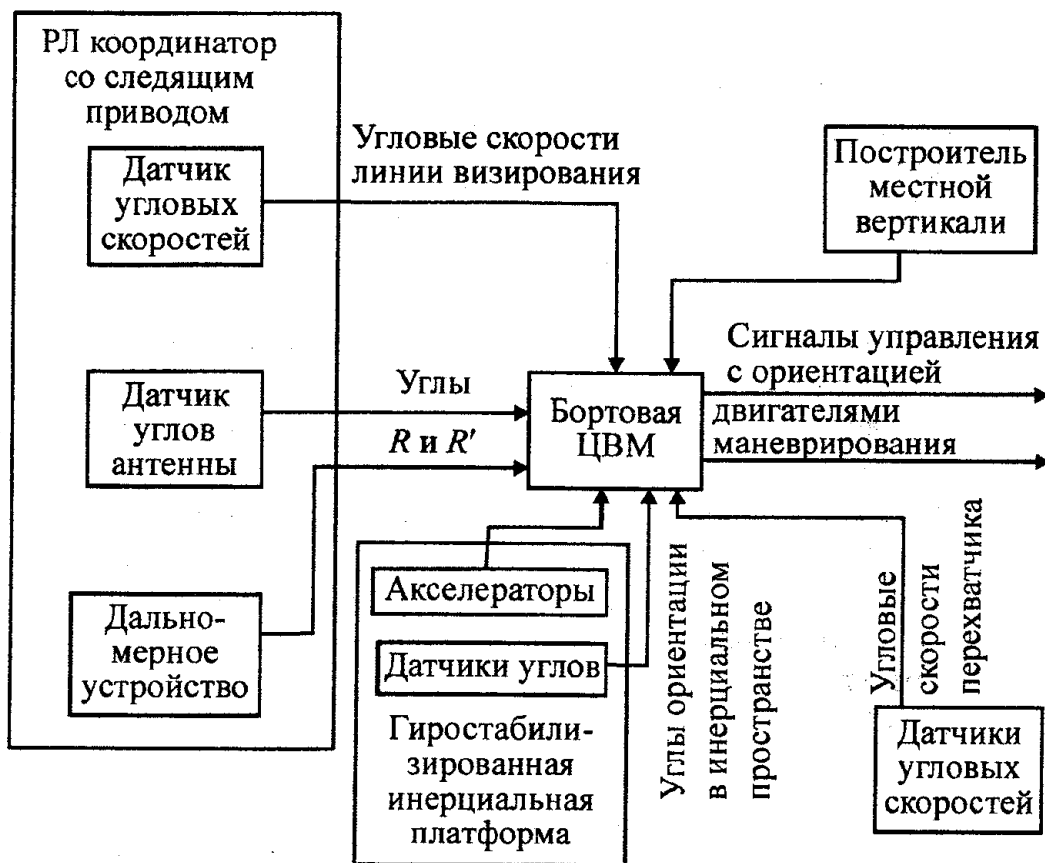


Рис. 8.6. Функциональная схема системы сближения

При выходе из строя бортовой ЭВМ предусматривается переход на ручное управление, если корабль обитаем. Для этого нужны индикаторы от всех измерителей. По результатам измерений оператор выдает команды ориентации и включения двигателей маневрирования.

После окончания этапа сближения выполняется этап причаливания. Он начинается при $R = 1000\text{--}30$ м, $\dot{R} = 2\text{--}15$ м/с, $V_{\tau} = 0\text{--}2$ м/с; заканчивается при $\dot{R} = 0,1\text{--}0,5$ м/с и боковом смещении до 0,4 м.

Для причаливания используются только двигатели малой тяги, в частности, двигатели системы ориентации, поскольку необходимо уравнивать малые скорости.

Измерение параметров относительного движения на этом этапе производится уже другой аппаратурой, ибо нужно измерять малые расстояния и скорости. РЛС здесь не пригодны. Можно использовать РЛС с ответчиком с дополнительной задержкой сигнала в ответчике. Еще труднее измерять скорости из-за малых величин доплеровского сдвига частоты.

8.6. Спуск и мягкая посадка.

Особенности спуска в атмосфере планет

Спуска КА с круговых или эллиптических орбит начинается с подачи тормозного импульса в рассчитанной точке с целью уменьшения скорости. Тормозной импульс подается в противоположном вектору скорости направлении величиной, обеспечивающей движение по переходной эллиптической орбите, перигей которой располагается на противоположной стороне Земли или внутри ее.

После уменьшения скорости КА входит в плотные слои атмосферы, которые начинаются на высотах около 80 км. За счет сопротивления атмосферы скорость продолжает снижаться. Затем срабатывает парашютная система, которая обеспечивает снижение и посадку со скоростью в несколько метров в секунду. Если в области посадки нет атмосферы, то спуск и посадка производятся при работающих тормозных двигателях. Это требует большого запаса топлива. Посадка на Луну именно такая.

Для обеспечения баллистического снижения необходимы:

- аппаратура для определения параметров движения;
- вычислительный комплекс;
- система ориентации;
- система точного времени.

Основная задача управления при входе в атмосферу состоит в приземлении в заданной точке поверхности без превышения допустимых пределов по нагреву и нагрузке.

Различают два вида входа в атмосферу: баллистический вход и вход с использованием подъемной силы (аэродинамического качества КА).

При баллистическом входе (подъемная сила КА близка к нулю) угол входа приблизительно постоянен на протяжении всей атмосферной части

траектории. Перегрузки возрастают с ростом скорости и угла входа. Принято допускать максимальные перегрузки до $10g$, что при скорости около 8000 м/с соответствует углу входа примерно $3\text{--}5^\circ$.

При входе с использованием подъемной силы удается обеспечить более равномерный режим по перегрузкам. При возвращении, например с Луны, появляется вероятность *рикошетирования*. Это потребовало введения понятия глубины коридора входа (рис. 8.7).

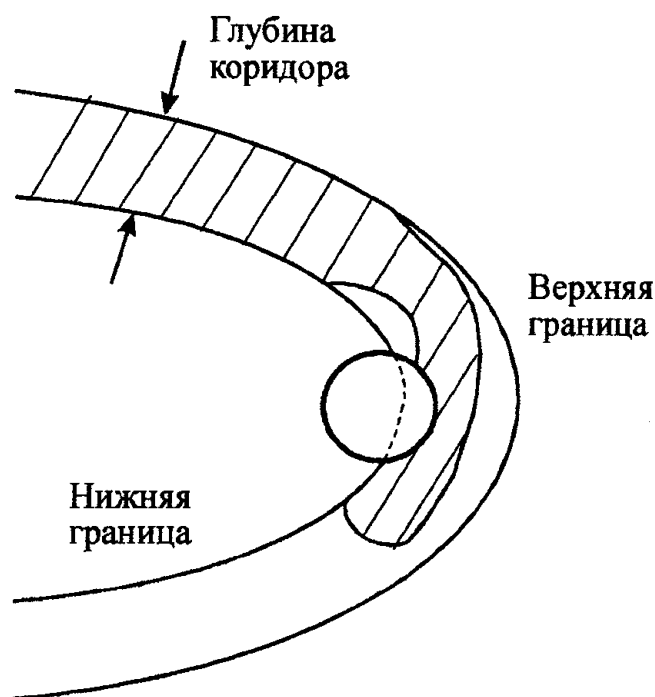


Рис. 8.7. Границы высот при входе в атмосферу

Если вход происходит выше верхней границы, то происходит рикошетирование или слабое торможение, при котором нельзя совершить посадку за один виток. За нижней границей будет превышение по перегрузкам и нагреву. Глубина коридора есть функция скорости, угла входа, аэродинамического качества, метода управления. Обычно это величина порядка одного – нескольких десятков километров.

КА, приближающийся к планете или сходящий с орбиты спутника планеты, обладает большим запасом кинетической и потенциальной энергии. При входе в плотные слои атмосферы кинетическая энергия переходит частично в тепло, разогревающее обшивку корабля. Возникает проблема защиты КА от чрезмерного нагрева. Нагрев КА зависит от его скорости и времени спуска. Основной способ защиты состоит в нанесении на оболочку корабля различного рода теплозащитных покрытий.

Нагрев увеличивается, как правило, при возрастании времени спуска, т.е. при уменьшении перегрузки, хотя при этом тепловой поток меньше. И наоборот. Баллистические аппараты подвергаются действию больших

тепловых потоков. Поэтому целесообразно охлаждать их путем применения абляционных материалов, которые рассеивают тепло в процессе испарения. Когда тепловые потоки невелики, но велика суммарная тепловая нагрузка (большое время спуска), тогда лучше использовать охлаждение излучением, применяя тепловую изоляцию внешней оболочки корабля от внутренней.

Интересен выбор формы спускаемого аппарата. Казалось бы, лучше обтекаемая форма, однако нет, форма должна быть «тупой» (рис. 8.8). В последнем случае образуется воздушная подушка, которая не допускает тепло к кораблю.

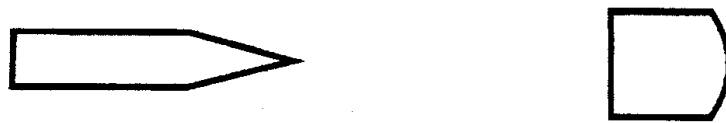


Рис. 8.8. Возможные формы спускаемых аппаратов

Наряду с пассивным способом термозащиты применяются активные способы. Активные способы заключаются в выборе определенных траекторий спуска, при которых обеспечивается минимальный нагрев. В этом случае применяется система управления спуском.

Система управления спуском имеет большое значение и при решении второй важной проблемы спуска — проблемы перегрузок, особенно на обитаемом КА. Если перегрузки превышают допустимые, то система управления должна увеличить подъемную силу; для этого корабль должен иметь аэродинамическое качество. При этом удлиняется траектория спуска, а отрицательное ускорение и перегрузка уменьшаются.

Зависимость перегрузок, нагрева и скорости от высоты при спуске представлены на рис. 8.9.

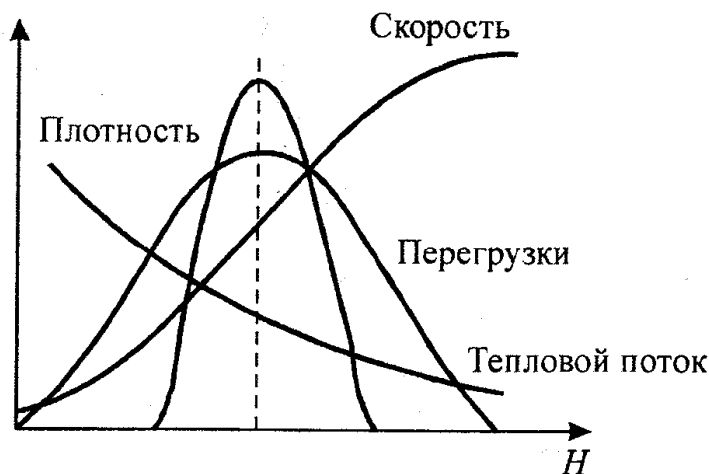


Рис. 8.9. Зависимость характеристик спуска от высоты

Траектории спуска могут быть трех типов (рис. 8.10):

- а) баллистический спуск (при отсутствии подъемной силы);
- б) планируемый спуск (движение с использованием подъемной силы);
- в) спуск с многократным погружением в атмосферу.

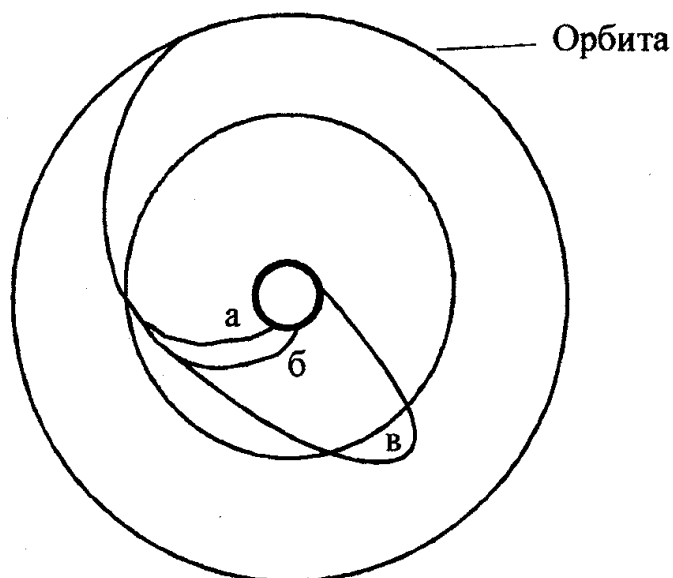


Рис. 8.10. Траектории спуска КА

Два последних варианта траекторий предполагают наличие системы управления спуском. Третий вид траектории бывает необходим при подлете со второй космической скоростью. В этом случае траектория подлета, как правило, далеко отстоит от места посадки. Большое время полета вблизи планеты обеспечивается траекториями с двумя погружениями в атмосферу. На такой траектории присутствуют три участка, наиболее жесткие требования к системе управления предъявляются на первом участке. Трудности организации управления на первом погружении усугубляются тем, что связь с Землей невозможна из-за экранирования КА плазмой. Система должна быть автономной и обеспечивать работу в условиях плазмы.

9. Спутниковые радионавигационные системы

9.1. Принципы построения

спутниковых радионавигационных систем

Системы дальней и глобальной навигации и системы автономной навигации обеспечивают определение координат с низкой точностью (доли и единицы километров). Это приводит к необходимости обращаться на ответственных участках траектории движения к системам ближней навигации, системам посадки и т.д.

Низкая точность систем дальней навигации обусловлена следующим. Реализуемый в них метод позиционных линий при местоопределении требует наличия сети радиомаяков на земной поверхности; минимизация их числа для уменьшения стоимости всей системы приводит, с одной стороны, к прямому ухудшению точности, с другой — к выбору низкочастотных сигналов для перекрытия больших территорий. Последнее обстоятельство опять же приводит к низкой точности местоопределения. Желательный переход на высокие частоты (диапазон УКВ) связан с увеличением числа маяков на несколько порядков, так как распространение УКВ происходит в пределах прямой видимости между маяком и объектом навигации.

Появление искусственных спутников Земли (ИСЗ) породило идею расположения радиомаяков на них. Такие маяки работают в дециметровом диапазоне, и каждый ИСЗ при достаточной высоте полета обеспечивает передачу навигационного сигнала на территорию, равную почти половине земной поверхности [11].

Основной сложностью реализации такой идеи является необходимость знания текущих координат ИСЗ при решении навигационной задачи. Здесь использован следующий принцип: на объект доставляются не текущие координаты (объем этой информации чрезвычайно велик), а определенная совокупность данных, по которой рассчитываются координаты ИСЗ на момент навигационных определений между ИСЗ и объектом. Минимальная совокупность данных состоит из шести чисел, одно из которых является временем. Совокупность данных называется эфемеридами ИСЗ и является характеристикой конкретного ИСЗ, справедливой на определенном временном интервале.

Для создания глобальной спутниковой навигационной системы необходимо решить следующие проблемы:

- 1) обеспечить определение эфемерид ИСЗ, которые позволяют рассчитать координаты ИСЗ в любой момент времени;

2) организовать доведение эфемерид ИСЗ до каждого потенциального потребителя навигационной информации;

3) обеспечить доведение до всех потребителей шкалы единого времени и синхронизацию работы всех включенных в систему ИСЗ.

Прежде чем рассмотреть варианты решения перечисленных проблем, остановимся на некоторых положениях космической баллистики для оценки характеристик траекторий движения ИСЗ.

Для длительного существования ИСЗ как небесного тела ему необходимо придать скорость, превышающую так называемую первую космическую скорость. Эта скорость равна примерно 7,8 км/с (при малых высотах спутника) и обеспечивает движение по круговой орбите; при увеличении скорости орбита становится эллиптической, причем эксцентриситет эллипса растет с ростом скорости. Величина первой космической скорости уменьшается при возрастании высоты ИСЗ над земной поверхностью, что приводит к увеличению времени обращения спутника вокруг Земли. Для круговой орбиты высотой H период обращения T характеризуется следующими выборочными значениями: $H = 250$ км, $T = 89$ мин; $H = 1000$ км, $T = 96$ мин; $H = 20240$ км, $T = 12$ ч; $H = 35870$ км, $T = 24$ ч.

Координаты и составляющие вектора скорости спутников меняются очень быстро. Поэтому сообщения о параметрах движения спутников содержат сведения не об их координатах, а информацию о параметрах некоторой модели, аппроксимирующей траекторию движения ИСЗ на достаточно большом интервале времени. Простейшей моделью является кеплеровская модель (см. раздел 2), имеющая шесть параметров в виде элементов орбиты. Для более точного определения координат ИСЗ к такой шестимерной эфемеридной информации добавляется еще несколько величин для введения поправок к некоторым элементам орбиты. Поэтому модель движения, принимаемая в системе для расчета траекторий движения ИСЗ, является одним из основных понятий, необходимых для изложения принципов ее функционирования.

В спутниковых радионавигационных системах (СРНС) в основном применяются разновидности модели оскулирующих элементов орбиты. При использовании этой модели реальная траектория ИСЗ, отличная от кеплеровской, в каждой точке аппроксимируется кеплеровской моделью, параметры которой будут различны для каждой точки аппроксимации. Таким образом, модель оскулирующих элементов является как бы кеплеровской, но ее параметры будут изменяться во времени. В общем случае изменение параметров модели оскулирующих элементов описывается дифференциальными уравнениями, учитывающими множество сил, действующих на ИСЗ в полете. Эти уравнения являются достаточно сложными, поэтому в СРНС изменение параметров модели оскулирующих элементов аппроксимируют простейшими степенными и гармоническими рядами времени. Траектория полета ИСЗ разбивается на участки

аппроксимации от 0,5 ч до нескольких часов. В центре каждого такого участка задается узловой момент времени, значение которого сообщается потребителю навигационной информации. Помимо этого потребителю сообщаются параметры модели оскулирующих элементов на узловой момент, а также параметры функций, аппроксимирующих изменение параметров модели во времени как предшествующему узловому моменту, так и следующему за ним.

В аппаратуре потребителя вначале выделяется интервал времени между моментом, на который надо определить положение спутника, и узловым моментом. Затем с помощью аппроксимирующих функций и их параметров, выделенных из навигационного сообщения, вычисляются параметры модели оскулирующих элементов на нужный момент времени. На последнем этапе с помощью обычных формул кеплеровской модели определяются координаты и составляющие вектора скорости спутника. В отечественных СРНС для определения точного положения спутника используются дифференциальные модели движения. В этих моделях координаты и составляющие вектора скорости спутника определяются численным интегрированием дифференциальных уравнений движения ИСЗ, учитывающих конечное число сил, действующих на ИСЗ. Начальные условия интегрирования задаются на узловой момент времени, располагающийся в середине интервала аппроксимации.

Вернемся к проблемам реализации варианта использования космических радиомаяков в навигации.

Первая проблема, заключающаяся в получении эфемерид ИСЗ, решается с помощью системы обеспечения полета всех спутников государства, состоящей из сети измерительных пунктов и координационно-вычислительного центра.

Вторая проблема, связанная с доведением эфемерид до потребителя, решается путем передачи их через все навигационные ИСЗ, входящие в систему. При пролете каждого ИСЗ над измерительными пунктами или пунктами передачи информации из координационно-вычислительного центра на борт заносятся эфемериды всех спутников, так называемый альманах эфемерид, и уточненные эфемериды этого спутника. Периодически эфемериды корректируются из центра. Каждый спутник регулярно излучает на основных рабочих частотах альманах эфемерид и свои эфемериды.

Последняя проблема также успешно решена. Синхронизация шкал времени на борту всех ИСЗ производится с высокой степенью точности из координационно-вычислительного комплекса. Шкала времени на объект может доводиться по специальным радиоканалам системы единого времени либо по сигналам самих спутников. Возможен вариант применения на объектах высокостабильных эталонов времени, которые синхронизируются периодически и сохраняют постоянство шкалы времени

с достаточной точностью в течение нескольких суток, месяцев и более. Часто на объекте вообще отказываются от единой шкалы времени и измерения выполняют относительно низкоточной шкалы; в результате в обработку поступают так называемые квазидальности.

Спутниковую навигационную систему принято делить на три подсистемы, или сегмента: подсистему ИСЗ, подсистему управления и подсистему потребителей.

Подсистема ИСЗ, или подсистема космических аппаратов (КА), — это совокупность спутников, движущихся по определенным орбитам и излучающих навигационные сигналы. Например, подсистема КА навигационной системы NAVSTAR имеет вид, представленный на рис. 9.1.

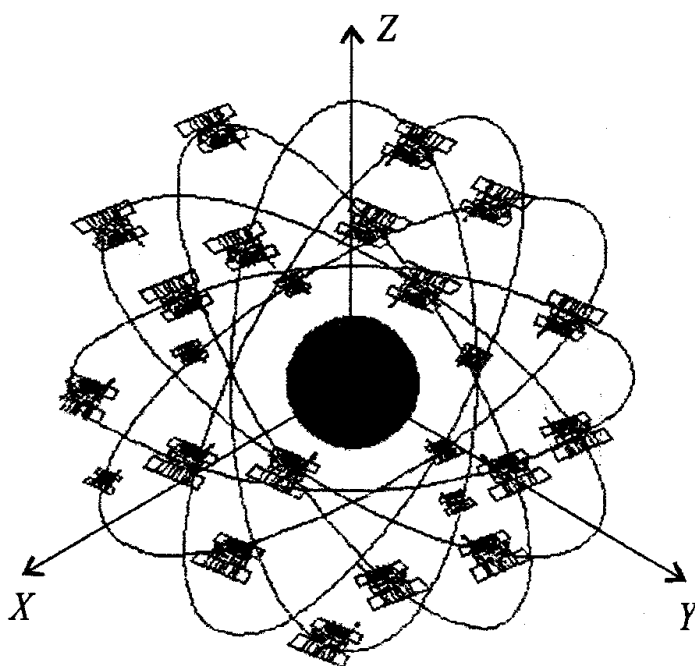


Рис. 9.1. Подсистема ИСЗ NAVSTAR

Подсистема управления включает в себя наземные средства проведения измерений параметров движения спутников и контроля за их состоянием (измерительные пункты) и центр управления, куда стекаются результаты траекторных измерений и где рассчитываются эфемеридные данные, а также находятся средства передачи информации на борт спутников.

Подсистема потребителей представляет собой все множество разнообразных типов навигационных приемников-вычислителей (аппаратуры потребителя — АП), используемых на объектах в самых различных целях.

Полная структура навигационной системы приведена на рис. 9.2.

Были созданы и находились в технической эксплуатации спутниковые навигационные системы первого поколения «Транзит» (США) и «Цикада» (СССР). Несмотря на существенное повышение точности и достижение

почти полной глобальности действия, в спутниковых системах первого поколения сохранились многие недостатки наземных навигационных систем, в частности невозможность точного измерения скорости объекта.

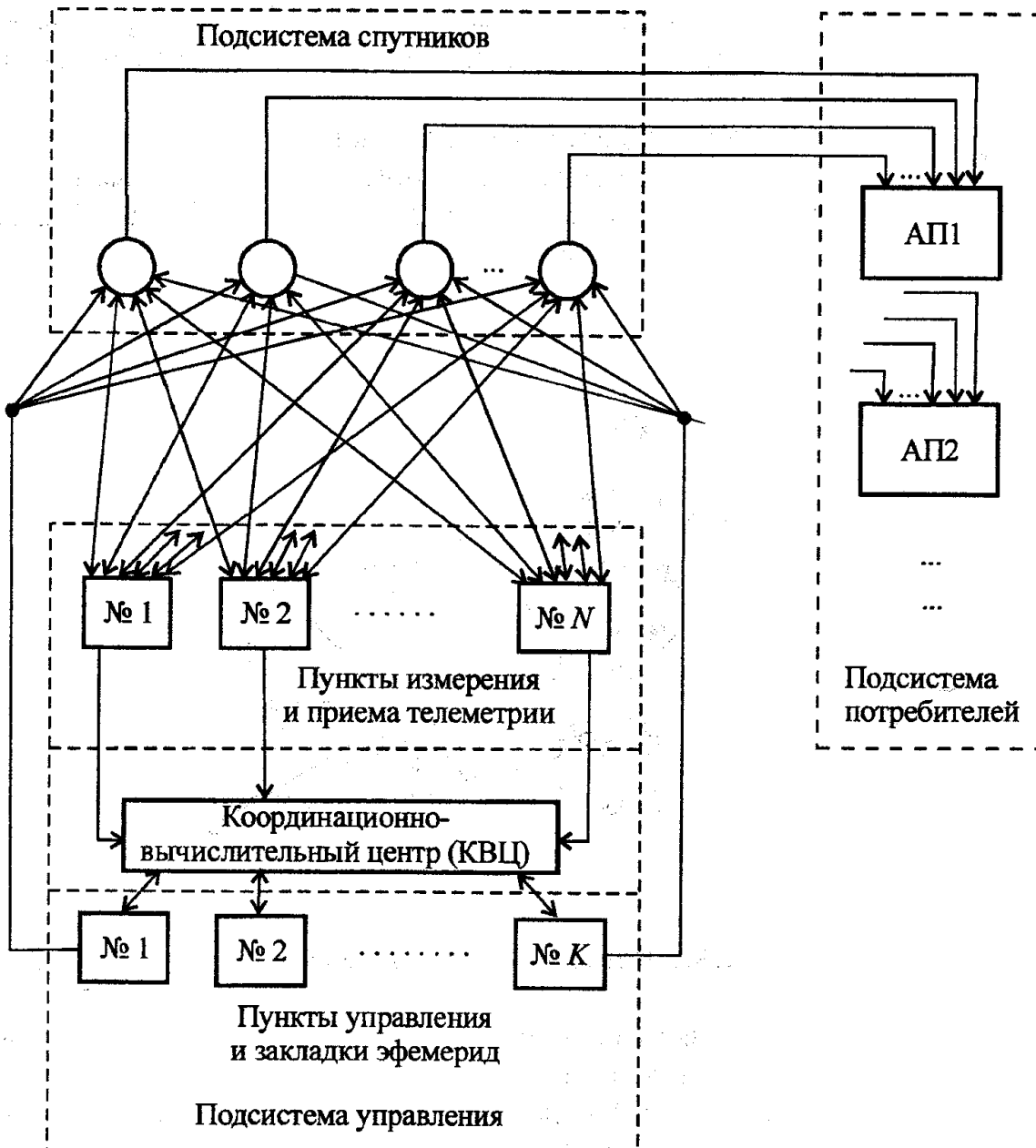


Рис. 9.2. Структура навигационной системы

Опыт, накопленный при разработке и эксплуатации СРНС первого поколения, позволил сформировать основные концепции СРНС второго поколения. Такими системами в настоящее время являются средне-орбитальные дальномерно-доплеровские радионавигационные системы ГЛОНАСС (глобальная навигационная спутниковая система) и NAVSTAR (Navigational Satellites Time and Ranging), она же GPS (Global Positioning System).

Отметим, что навигационные спутниковые системы способны решать обратную задачу: путем приема системой ИСЗ сигнала, излучаемого кораблем (например, сигнала бедствия), и измерения навигационных величин определять координаты корабля.

9.2. Методы радионавигационных определений

Для определения места корабля по сигналам ИСЗ применяются следующие методы, классифицируемые по измеряемой в аппаратуре потребителя (АП) величине:

- 1) радиально-скоростной;
- 2) разностно-дальномерный;
- 3) дальномерный.

Радиально-скоростной метод ориентирован на использование быстро перемещающихся низкоорбитальных спутников, которые обуславливают значительное и быстроменяющееся доплеровское смещение частоты в месте приема. При излучении спутником сигнала известной частоты и приеме его в АП доплеровское смещение частоты f_d однозначно определяет радиальную составляющую V_R полной скорости спутника V :

$$f_d = \frac{V_R}{\lambda} = \frac{V}{\lambda} \cos \alpha, \quad (9.1)$$

где α — угол в месте расположения ИСЗ между направлением вектора скорости и направлением на АП.

Постоянным значениям f_d и V_R , а также α соответствует поверхность положения в виде кругового конуса с вершиной в месте расположения ИСЗ в момент измерения f_d . Пересечение конуса с земной поверхностью происходит по линии, близкой к сферической гиперболе, на которой и находится наземный объект с АП. Перемещение спутника приводит к перемещению гиперболы и изменению ее формы. Последовательное получение двух и более гипербол позволяет определить точку их пересечения, т.е. место объекта. На практике за один сеанс получения информации от одного спутника производится измерение большого числа гипербол, что позволяет значительно увеличить точность местоопределения.

Разностно-дальномерный метод основан на измерении разности расстояний между объектом и двумя положениями одного и того же спутника в последовательные моменты времени. Измеренной разности расстояний соответствует поверхность положения в виде гиперболоида относительно прямой линии, соединяющей две точки траектории ИСЗ, а пересечение его с земной поверхностью дает линию положения в виде

искаженной гиперболы. Последовательно получаемые гиперболы имеют значительное изменение кривизны, а точка их пересечения определяет место АП на земной поверхности. Место объекта на некоторой высоте над поверхностью Земли определяется пересечением трех и более гиперболоидов.

Разность расстояний получают путем подсчета числа колебаний доплеровского смещения частоты за временной интервал, соответствующий двум точкам траектории. Такой подсчет математически представляет собой интегрирование частоты f_d по времени на интервале $t_2 - t_1$, где t_1 и t_2 — моменты времени нахождения ИСЗ в двух точках траектории.

В общем случае измеряемая частота, кроме f_d , содержит еще и составляющую δ , равную сумме ухода частоты излучаемого сигнала и погрешности измерителя. Учитывая, что доплеровское смещение вызывается радиальной скоростью в каждый момент времени, выражение для определения числа периодов измеряемой доплеровской частоты имеет вид

$$\begin{aligned} N &= \int_{t_1}^{t_2} (F_d + \delta) dt = \int_{t_1}^{t_2} \left(\frac{V_R}{\lambda} + \delta \right) dt = \int_{t_1}^{t_2} \left(\frac{1}{\lambda} \frac{dR}{dt} + \delta \right) dt = \\ &= \frac{R_2 - R_1}{\lambda} + \delta(t_2 - t_1), \end{aligned} \quad (9.2)$$

где R_1 и R_2 — расстояния до ИСЗ в моменты времени t_1 и t_2 .

Погрешность по разности расстояний $\delta(t_2 - t_1)$ обычно устраняется путем выполнения избыточного измерения.

Рассмотренный метод можно определить как доплеровский интегральный или как радиально-скоростной интегральный, т.е. первый и второй методы являются вариантами одного и того же метода. При этом первый метод является частным случаем второго, когда временной интервал $t_2 - t_1$ стремится к нулю и определяется лишь временем, необходимым для измерения частоты с приемлемой точностью.

Метод реализован в спутниковых радионавигационных системах первого поколения.

В *дальномерном методе* измеряемой величиной является наклонная дальность от объекта до спутника, а поверхностью положения — сфера с центром в точке расположения ИСЗ и радиусом, равным измеренной дальности. При пересечении сферы с поверхностью Земли образуется линия в виде окружности, на которой находится наземный объект. Для определения места наземного объекта нужно иметь две окружности, которые можно получить путем одновременного измерения относительно двух ИСЗ или путем повторного измерения (с разнесением во времени) по

одному и тому же спутнику. Местоопределение воздушного объекта требует выполнения трех измерений.

Измерение расстояния в АП возможно активным (запросным) или пассивным (беззапросным) методами.

Требование простоты аппаратуры потребителя определяет выбор пассивного метода, для чего необходимо согласование шкал времени в АП и на спутниках. Возможен более простой вариант навигационной системы, в котором на объекте отсутствуют средства создания шкалы единого времени. В таком квазидальномерном режиме работы системы обеспечивается синхронизация излучения всех спутников, а в АП измеряются одновременно временные задержки сигналов относительно собственной шкалы времени на основе низкостабильного опорного генератора. Это обеспечивает получение расстояний с одинаковым смещением до каждого спутника, которое может быть вычислено за счет выполнения еще одного измерения дальности.

Обозначим координаты потребителя в геоцентрической экваториальной системе на момент приема сигналов от ИСЗ через X_{Π} , Y_{Π} , Z_{Π} , а координаты j -го спутника на момент излучения сигнала через X_{cj} , Y_{cj} , Z_{cj} . Тогда можно составить следующую систему нелинейных уравнений:

$$\frac{1}{c} \sqrt{(X_{cj} - X_{\Pi})^2 + (Y_{cj} - Y_{\Pi})^2 + (Z_{cj} - Z_{\Pi})^2} + \Delta t_{\Pi} = \tau_{j \text{ изм}}, \quad j=1,2,3,4, \quad (9.3)$$

где Δt_{Π} — разница шкал времени потребителя и спутникового времени; $\tau_{j \text{ изм}}$ — значение задержки спутникового сигнала относительно меток времени шкалы потребителя.

Если число спутников не менее четырех, то вышеуказанная система может быть разрешена относительно четырех неизвестных X_{Π} , Y_{Π} , Z_{Π} и Δt_{Π} .

Таким образом, помимо координат одновременно определяется Δt_{Π} , т.е. производится синхронизация шкал времени АП и системы. Необходимые для решения уравнения координаты спутников X_{cj} , Y_{cj} , Z_{cj} извлекаются из навигационных данных.

Преыдувшее выражение можно переписать следующим образом:

$$R_j + \Delta R_{\Pi} = R_{j \text{ изм}}, \quad (9.4)$$

где $R_j = \sqrt{(X_{cj} - X_{\Pi})^2 + (Y_{cj} - Y_{\Pi})^2 + (Z_{cj} - Z_{\Pi})^2}$, $\Delta R_{\Pi} = c \Delta t_{\Pi}$; $R_{j \text{ изм}}$ — измеренное значение дальности, или псевдодальность: $R_{j \text{ изм}} = \tau_{j \text{ изм}} c$.

Шкала времени спутника и частота f его несущего колебания задаются от одного и того же бортового генератора. Аналогично шкала времени

приемника потребителя и частота его гетеродина f_{Π} также задаются от эталона частоты приемника. Такое единство порождает связь расхождения шкал времени с расхождением частот:

$$\Delta t_{\Pi} = \frac{1}{f_j} \int_0^t [f_{\Pi}(t') - f_j] dt' + \Delta t_{\Pi 0}, \quad (9.5)$$

где $\Delta t_{\Pi 0}$ — начальная расстройка шкал времени; $f_{\Pi}(t')$ — частота гетеродина приемника потребителя, рассматриваемая как функция времени в связи с относительно невысокой стабильностью эталона частоты приемника потребителя; f_j — частота несущего колебания спутника, которая полагается постоянной, поскольку формируется от гораздо более стабильного бортового генератора. Относительная стабильность бортовых генераторов СНРС составляет величину порядка 10^{-13} .

Если продифференцировать выражение (9.4) по времени, то получим

$$\dot{R}_j + \Delta \dot{R}_{\Pi} = \dot{R}_{j \text{ изм}}. \quad (9.6)$$

Умножим левую и правую части последнего равенства на $f_j/c = 1/\lambda_j$, где λ_j — длина волны сигнала j -го спутника, получим

$$\frac{\dot{R}_j}{c} f_j + \frac{\Delta \dot{R}_{\Pi}}{c} f_j = \frac{\dot{R}_{j \text{ изм}}}{c} f_j. \quad (9.7)$$

Для члена $\frac{\Delta \dot{R}_{\Pi}}{c} f_j$ с учетом (9.5) получаем

$$\frac{\Delta \dot{R}_{\Pi}}{c} f_j = f_{\Pi}(t) - f_j = \Delta F_{\Pi}. \quad (9.8)$$

В предположении, что номинальное значение частоты гетеродина приемника потребителя $f_{\Pi \text{ ном}} = f_j$, величина ΔF_{Π} есть смещение частоты гетеродина относительно своего номинального значения.

С учетом (9.8) из (9.7) получаем

$$\frac{1}{\lambda_j} \dot{R}_j + \Delta F_{\Pi} = F_{\text{изм}}, \quad (9.9)$$

где $F_{\text{изм}}$ — измеренное значение доплеровского смещения частоты в аппаратуре потребителя.

Дифференцируя в (9.9) \dot{R}_j по времени, получаем систему уравнений относительно четырех неизвестных X_{Π} , Y_{Π} , Z_{Π} и ΔF_{Π} :

$$\frac{1}{R_j \lambda_j} \left[(X_{cj} - X_{\Pi})(\dot{X}_{cj} - \dot{X}_{\Pi}) + (Y_{cj} - Y_{\Pi})(\dot{Y}_{cj} - \dot{Y}_{\Pi}) + (Z_{cj} - Z_{\Pi})(\dot{Z}_{cj} - \dot{Z}_{\Pi}) \right] + \Delta F_{\Pi} = F_{j\text{изм}}, \quad j = 1, 2, 3, 4. \quad (9.10)$$

Необходимые для решения этой системы значения X_{Π} , Y_{Π} , Z_{Π} находятся в результате обработки измерений псевдодальностей. Значения \dot{X}_{cj} , \dot{Y}_{cj} , \dot{Z}_{cj} извлекаются из эфемеридных данных, сообщаемых спутниками. Таким образом, помимо составляющих вектора скорости потребителя \dot{X}_{cj} , \dot{Y}_{cj} , \dot{Z}_{cj} , одновременно определяется ΔF_{Π} .

Развитием дальномерного метода является дальномерно-доплеровский, в котором определяются местоположение, величина и направление вектора скорости потребителя в любой момент времени и в любой точке на поверхности Земли и околоземного пространства. Для этого в системе обеспечивается одновременная связь потребителя не менее чем с четырьмя спутниками. Все спутники ведут синхронное излучение дальномерных сигналов, рассогласование которых по времени не превышает 10–20 нс. В аппаратуре потребителя измеряется задержка спутникового сигнала относительно меток времени местной шкалы. Кроме того, измеряется доплеровское смещение частоты сигналов от четырех спутников. Эти данные позволяют определять трехмерный вектор скорости и уточнять синхронизацию шкал времени.

Дальномерно-доплеровский метод реализован в системах второго поколения.

9.3. Системы первого поколения

С шестидесятых годов прошлого столетия эксплуатировались навигационные спутниковые системы «Транзит» (США) и «Цикада» (СССР). Спутники системы располагаются на маловысотных, близких к полярным орбитах. Системы имеют незначительные отличия тактико-технических характеристик, а по методу получения навигационной информации относятся к разностно-дальномерным с измерением доплеровского сдвига частоты.

В созвездие навигационных спутников системы «Транзит» входят 5–6 ИСЗ, имеющих полярную орбиту ($i = 90^\circ$), системы «Цикада» – 6 ИСЗ с наклоном орбиты 83° ; средняя высота спутников в системах 1000 км,

период обращения около полутора часов. Спутники передают радиосигналы, несущие метки времени, орбитальную информацию о ИСЗ и информацию для навигационных определений. Кроме того, передаются сигналы синхронизации и опознавательные сигналы. Спутники передают информацию на двух частотах: $f_1 = 400$ МГц и $f_2 = 150$ МГц. Это позволяет при измерении доплеровского сдвига на двух частотах исключить погрешность, вызываемую условиями распространения радиоволн в ионосфере Земли. Долговременная нестабильность частоты излучаемых сигналов составляет 10^{-9} , кратковременная — 10^{-11} (рубидиевый стандарт частоты).

Измерительные станции слежения за спутниками и координационно-вычислительный центр определяют эфемериды спутников (орбитальная информация) и закладывают их в память ЭВМ спутников через станции ввода (в частности, через измерительные пункты). Обновление орбитальной информации спутников производится через 12–14 часов (для «Цикады» — через 24 часа). Одновременно происходит коррекция часов спутников.

Передача информации со спутника производится двухминутными блоками, определяемыми метками времени в конце каждой четной минуты. Каждый блок, обновляемый через 2 минуты, содержит 157 слов, из которых эфемеридная информация содержит только 25 слов по 39 бит каждое. Первые 8 слов используются для передачи переменных параметров орбиты данного ИСЗ, которые характеризуют местные отклонения реальной орбиты от средней постоянной траектории как функцию времени движения. Переменные параметры орбиты следующие: число двухминутных интервалов, прошедших с момента последнего получаса; приращение эксцентрической аномалии (угол, связанный с элементом орбиты); приращение большой полуоси эллипса (элемент орбиты); приращение внеплоскостной компоненты орбиты (величина, связанная с элементом орбиты Ω).

Передача переменных параметров для участка траектории, соответствующего данному двухминутному блоку (точнее, концу двухминутного блока) производится всего лишь одним из восьми слов; предшествующие три слова содержат аналогичную информацию для трех предшествующих блоков, последующие четыре слова — для последующих четырех блоков, следовательно, для четырех ожидаемых участков траектории. Такое дублирование орбитальной информации обеспечивает достаточную надежность доведения ее до потребителя. Остальные 17 слов используются для постоянных параметров орбиты, отклонения частоты бортового эталона от номинальной и передачи дополнительных данных. Передача всей информации осуществляется путем фазовой модуляции обеих несущих частот двоичным кодом.

Наибольшее время наблюдения спутника составляет 16 мин, минимальное — 6 мин, определяемые необходимостью приема трех двухминутных блоков.

Небольшое количество спутников приводит к дискретности получения навигационной информации, которая на экваторе составляет 0,5–1,5 часа и уменьшается при смещении к полюсам.

Точность определения места зависит от погрешности местоположения спутника в момент измерения (момент обсервации), погрешности определения места объекта относительно спутника, погрешности определения вектора скорости объекта во время сеанса измерений и погрешности определения высоты антенны как точки приема радиосигналов над поверхностью земного эллипсоида. Первые две составляющие определяют точность местоопределения, которая при измерении на одной частоте составляет 80–100 м, на двух частотах — 30–40 м. При многократном прохождении спутников точность возрастает в \sqrt{N} раз, где N — число прохождений спутника. Погрешность местоопределения может быть снижена до 1–3 метров за счет доведения до потребителя точных эфемерид спутников.

Существует еще одна погрешность местоопределения — методическая, связанная с использованием в задаче оценки линий положения на земной поверхности. Речь идет о различиях при использовании в геодезических задачах математической аппроксимации земного геоида. В СССР (РФ) при построении карт и в расчетах принимается референц-эллипсоид Красовского, в США — Кларка, в Японии — Бесселя. В то же время система «Транзит» использует так называемый общий земной эллипсоид с несколько иными параметрами. Различие по координатам может достигать до нескольких сотен метров.

Кроме рассмотренных низкоорбитальных систем «Транзит» и «Цикада» были созданы и другие аналогичные системы, в частности, спасательная система «Коспас», французская система сбора информации и определения координат «Аргос» и т.п. Например, система «Коспас» работает по аварийным передатчикам на частотах 406 и 121 МГц и обеспечивает определение координат с погрешностью 1–3 км.

9.4. Система второго поколения ГЛОНАСС

9.4.1. Назначение системы

Спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС предназначена для всепогодного пассивного непрерывного в реальном масштабе времени глобального высокоточного навигационно-временного обеспечения

всевозможных потребителей на поверхности Земли, в приземном и ближайшем космическом пространстве.

В настоящее время система ГЛОНАСС с вероятностью 0,997 обеспечивает решение навигационно-временной задачи с погрешностями, не превышающими:

- по горизонтальным координатам 50 м,
- по высоте 70 м,
- по составляющим вектора скорости 15 см/с,
- по времени 1 мкс.

9.4.2. Подсистема космических аппаратов

Подсистема космических аппаратов ГЛОНАСС в полной комплектации состоит из 24 спутников, располагающихся в трех орбитальных плоскостях, развернутых на 120° относительно друг друга в плоскости экватора. В каждой орбитальной плоскости располагается по 8 спутников. Наклонение всех плоскостей к экваториальной плоскости составляет $64,8^\circ$. Навигационным спутникам из первой орбитальной плоскости присвоены системные номера от 1 до 8, из второй плоскости — от 9 до 16 и из третьей — от 17 до 24. Период обращения спутников равен 11 ч 15 мин (44 ± 5) с. Орбиты спутников имеют наземный след, повторяющийся через 17 витков, прохождение которых занимает 8 полных суток минус 32,56 мин. В течение периода повторения следа траектории все спутники в данной орбитальной плоскости, разделенные 45-градусным интервалом, будут появляться по очереди в той же позиции с интервалом в 1 сутки минус 4,07 мин. Высота орбит спутников 18840–19940 км (средняя — 19100 км). Эксцентриситет орбит $0 \pm 0,01$.

9.4.3. Структура навигационных сигналов

Способ разделения сигналов, излучаемых различными спутниками системы ГЛОНАСС, — частотный. Спутники идентифицируются по значению номинала их несущей частоты. Номинальные значения рабочих частот радиосигналов, передаваемых в двух частотных диапазонах (L_1 и L_2), определяются следующими выражениями:

$$f_{k1} = f_1 + k\Delta f_1;$$

$$f_{k2} = f_2 + k\Delta f_2,$$

где $f_{k1} = 1602$ МГц; $f_{k2} = 1246$ МГц; $k = 1, \dots, 24$ — номера литеров рабочих частот спутников; $\Delta f_1 = 9/16$ МГц = $0,5625$ МГц; $\Delta f_2 = 7/16$ МГц = $0,4375$ МГц.

Каждый ИСЗ системы излучает радиосигналы в обоих диапазонах для реализации двухчастотного способа исключения ионосферной погрешности измерений навигационных параметров. Рабочие частоты радиосигналов диапазонов L_1 и L_2 формируются от общего эталона частоты. Отношение несущих частот каждого спутника $f_{k1}/f_{k2} = 9/7$. Номинальное значение частоты бортового эталона, с точки зрения наблюдателя, находящегося на поверхности Земли, равно 5 МГц.

Для компенсации релятивистских эффектов частота, формируемая бортовым эталоном, с точки зрения наблюдателя, находящегося на спутнике, смещена от частоты 5 МГц на относительную величину $\Delta f/f = -4,36 \cdot 10^{-10}$ или $\Delta f = -2,18 \cdot 10^{-3}$ Гц, т.е. равна $4,99999999782$ МГц.

Для массовых потребителей системы ГЛОНАСС все ИСЗ излучают радиосигналы, модулированные грубым дальномерным кодом и служебной информацией, только в диапазоне L_1 . Наряду с этим в диапазонах L_1 и L_2 передаются сигналы, модулированные специальным защищенным кодом (аналогичным коду P системы NAVSTAR) с более высокими точностными показателями.

Энергетика системы характеризуется эффективной мощностью излучаемого сигнала (произведение излучаемой мощности на коэффициент усиления антенны), которая в направлении на центр Земли равна 25 дБ/Вт, а при углах отклонения 15° от направления на центр Земли — 27 дБ/Вт. Учитывая, что угловое положение и удаленность спутников, используемых в данном сеансе, относительно потребителя различны, мощность сигнала в точке приема на изотропную антенну составляет минус 156 — минус 161 дБ/Вт. Считается, что потери на пути распространения сигналов составляют 184 дБ. Излучаемые сигналы имеют круговую правостороннюю поляризацию.

В диапазоне L_1 каждый спутник излучает две несущие одной и той же частоты, сдвинутые друг относительно друга по фазе на 90° (два квадратурных сигнала). Одна из несущих подвергается фазовой модуляции на 180° . Модулирующий сигнал получают сложением по модулю 2 трех двоичных сигналов:

- грубого дальномерного кода, передаваемого со скоростью 511 кбит/с;
- последовательности данных (D), передаваемой со скоростью 50 бит/с;
- меандрового сигнала, передаваемого со скоростью 100 бит/с.

При этом на каждом двухсекундном интервале времени, называемом строкой, описанный выше модулирующий сигнал занимает $1,7$ с. Остающиеся $0,3$ с занимает специальный сигнал, называемый меткой времени

(МВ), который представляет собой псевдослучайную последовательность (ПСП) из 30 символов с тактовой частотой 100 Гц ($T = 10$ мс) вида 111110001101110101000010010110. Первый символ (длительностью 10 мс) каждой строки всегда является 0. Он дополняет укороченную ПСП метки времени предыдущей строки до полной (неукороченной) длины в 31 символ. Упрощенная структура формирования модулирующего сигнала одной из несущих в диапазоне L_1 показана на рис. 9.3. Задний фронт символа сигнала метки времени (укороченной ПСП) соответствует моменту времени, отстоящему от начала суток по московскому декретному времени на целое четное число секунд по шкале времени спутника. Соответствующие временные соотношения показаны на рис. 9.4. Второе квадратурное несущее колебание диапазона L_1 промодулировано по фазе смесью информативных сигналов, среди которых место грубого дальномерного кода занимает специальный (точный) код.

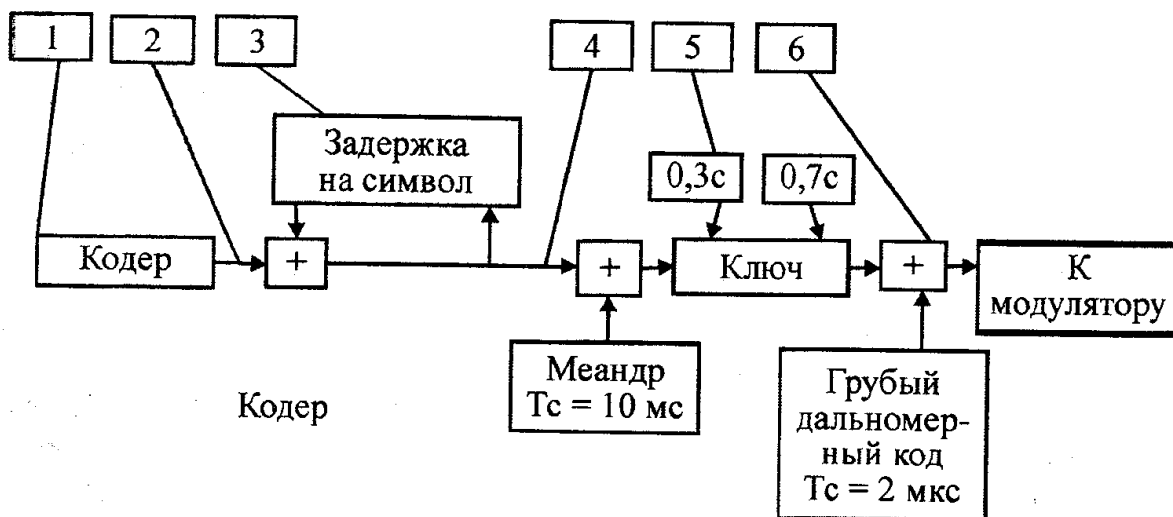


Рис. 9.3. Схема формирования модулирующего сигнала:

- 1 — последовательность символов цифровой информации;
- 2 — последовательность информационных и проверочных символов ($T_c = 20$ мс); 3 — преобразование в относительный код;
- 4 — последовательность символов в относительном коде, предназначенном для передачи с однополосной фазовой манипуляцией; 5 — последовательность символов метки времени ($T_c = 10$ мс); 6 — последовательность символов грубого дальномерного кода с тактовой частотой 511 кГц ($T_c \sim 2$ мкс), числом импульсов на периоде, равном 511, и длительностью периода 1 мс.

Грубый дальномерный код представляет собой псевдослучайную последовательность максимальной длины с 511 символами на периоде. Тактовая частота генератора грубой последовательности равна 511 кГц, поэтому длительность периода грубого дальномерного кода равна 1 мс, а длительность одного символа — 1,9569471 мкс.

Код начального состояния регистра сдвига генератора грубой ПСП соответствует наличию 1 во всех разрядах регистра.

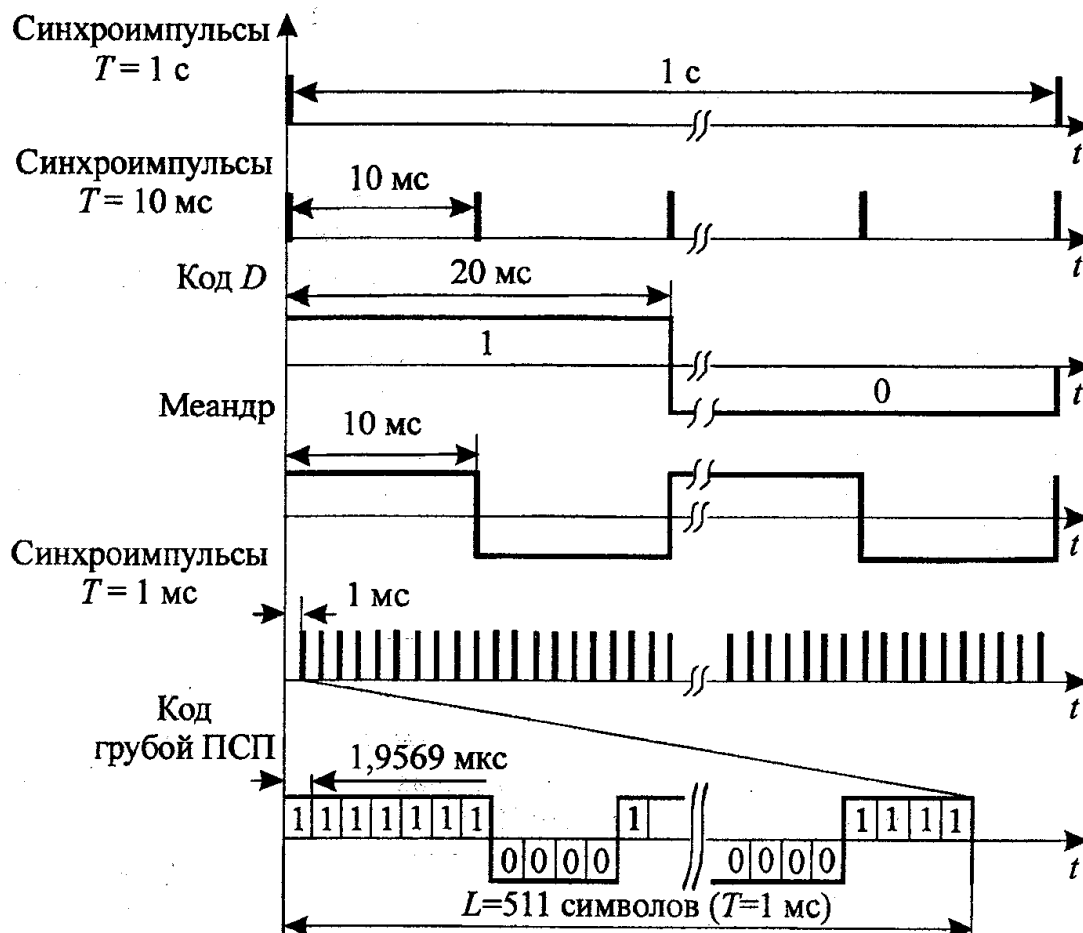


Рис. 9.4. Временная структура модулирующего сигнала

Начальным символом в периоде ПСП, привязанным к миллисекундной метке шкалы бортового времени, будет 1-й символ в группе 111111100. Образующий полином, соответствующий регистру сдвига, формирующему грубый дальномерный код, имеет вид $G(X) = 1 + X^5 + X^9$.

9.4.4. Состав и структура навигационных сообщений

Навигационные сообщения (последовательность данных) спутников системы ГЛОНАСС необходимы потребителям для навигационных определений и планирования сеансов связи со спутниками. По своему содержанию навигационные сообщения делятся на оперативную и неоперативную информацию.

Оперативная информация относится к спутнику, из сигналов которого она выделяется, и содержит:

- оцифровку меток времени спутника;
- сдвиг шкалы времени данного спутника относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС;
- относительное отличие несущей частоты спутника от опорной частоты хранителя времени;
- эфемеридную информацию.

Неоперативная информация относится к характеристикам системы в целом и содержит альманах системы, включающий:

- данные о состоянии всех спутников системы (альманах состояния);
- сдвиг шкалы времени каждого спутника относительно шкалы времени системы (альманах фаз);
- параметры орбит всех спутников системы (альманах эфемерид);
- поправку к шкале времени системы ГЛОНАСС относительно универсальной шкалы времени UTC (SU).

Навигационные сообщения спутников структурированы в виде суперкадров длительностью 2,5 мин (рис. 9.5).

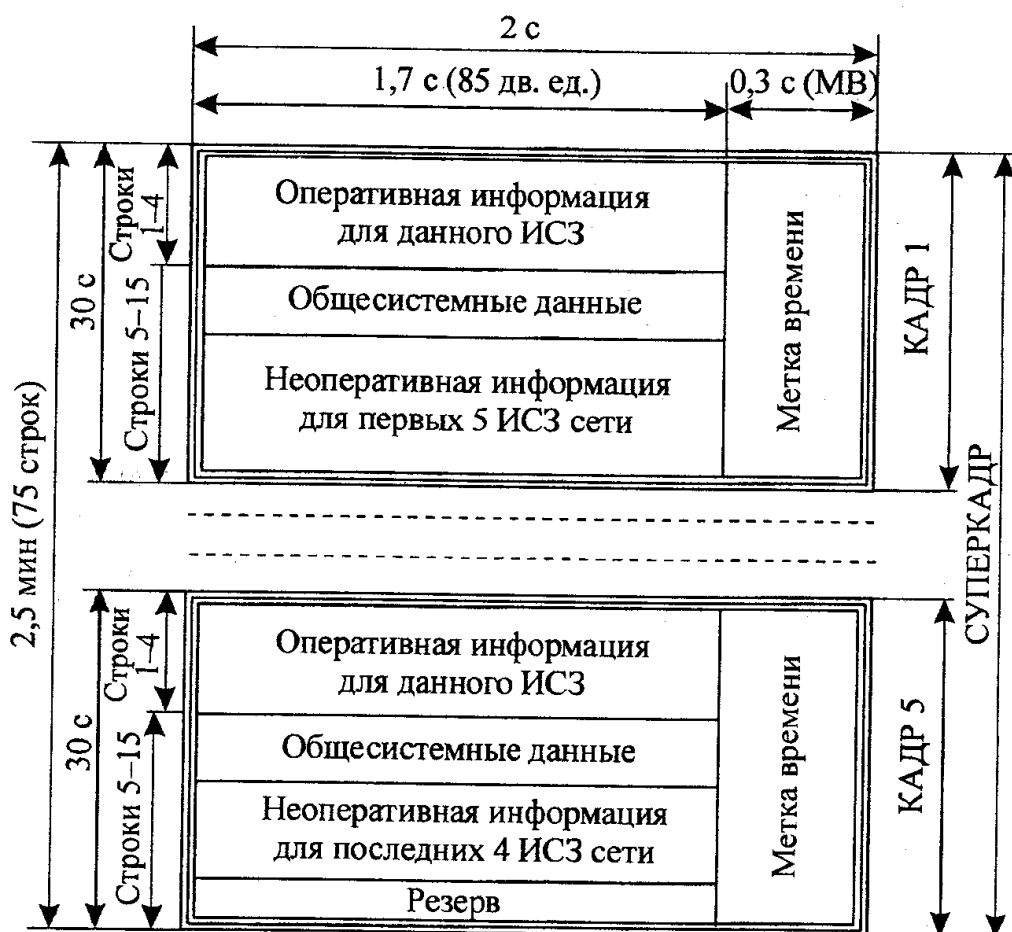


Рис. 9.5. Структура суперкадра

Суперкадр состоит из 5 кадров длительностью 30 с, и каждый кадр содержит 15 строк длительностью 2 с. Из двух секунд длительности

строки последние 0,3 с занимает метка времени. Остальная часть строки длительностью 1,7 с содержит 85 символов цифровой информации, передаваемой с символьной частотой 50 Гц. В пределах каждого суперкадра передается полный объем неоперативной информации (альманах) для всех 24 спутников системы. В пределах каждого кадра передается полный объем оперативной информации для данного спутника и часть неоперативной информации. Таким образом, за время одного суперкадра (2,5 мин) полный объем оперативной информации повторяется 5 раз.

В каждом кадре информация, содержащаяся в строках с первой по четвертую, является оперативной.

Строки с шестой по пятнадцатую каждого кадра заняты неоперативной информацией (данными альманаха) для всех 24 спутников системы: в кадрах с 1-го по 4-й о первых 20 — в каждом кадре о пяти спутниках, и о четырех в пятом кадре. Неоперативная информация для одного спутника занимает две строки. В пятом кадре две последние строки для передачи информации не используются.

В каждой строке цифровой информации передаются избыточные символы кода Хэмминга, позволяющие производить проверку достоверности информации в строке.

9.5. Система второго поколения NAVSTAR

9.5.1. Назначение системы

Спутниковая радионавигационная система NAVSTAR [11], именуемая также GPS, как и система ГЛОНАСС, предназначена для всепогодного пассивного непрерывного в реальном масштабе времени глобального высокоточного навигационно-временного обеспечения всевозможных потребителей на поверхности Земли, в приземном и ближайшем космическом пространстве. Принцип действия, построение и технические характеристики систем во многом одинаковы.

9.5.2. Подсистема космических аппаратов

Подсистема ИСЗ состоит из 24 спутников, равномерно располагающихся в шести орбитальных плоскостях (см. рис. 9.1). Наклонение орбитальных плоскостей к плоскости экватора составляет 55 градусов. Орбитальные плоскости развернуты друг относительно друга на угол 60 градусов. Период обращения спутников точно равен половине звездных суток и составляет 717,9882 мин, высота полета равна 20189 км. Таким образом, через одни звездные сутки геометрические соотношения

между фиксированными точками на Земле и спутниками повторяются. Для наземного наблюдения все спутники ежедневно появляются в одной и той же точке небесной сферы с опережением по времени в 4 мин.

9.5.3. Структура навигационных сигналов

Спутники системы NAVSTAR излучают фазоманипулированные радиосигналы на частотах f_1 и f_2 , получаемых из общего эталона частоты умножением на 154 и 120 соответственно. Номинальное значение частоты эталона равно 10,23 МГц. Для компенсации релятивистских эффектов частота эталона, с точки зрения наблюдателя, находящегося на ИСЗ, смещена относительно частоты 10,23 МГц на величину $\Delta f/f = -4,45 \cdot 10^{-10}$ или $\Delta f = -4,55 \cdot 10^{-3}$ Гц, т.е. равна 10,22999999545 МГц. Номинальные значения несущих частот: $f_1 = 1575,42$ МГц, $f_2 = 1227,6$ МГц. Измерения на двух несущих частотах используются для учета влияния ионосферы и для облегчения процедуры разрешения многозначности фазовых измерений.

Несущие колебания модулируют дальномерными кодовыми сигналами: *C/A*-кодом (от англ. clear acquisition — легко обнаруживаемый) для гражданских пользователей и *P*-кодом (Protected — защищенный) для военных. Тактовая частота *P*-кода равна частоте колебаний эталонного генератора; тактовую частоту *C/A*-кода получают делением частоты колебаний эталонного генератора на десять. Соответствующие колебания когерентны и согласованы во времени. Кроме того, несущие колебания модулированы навигационным спутниковым сообщением *D* (date — навигационные данные).

На частоте f_1 передаются два квадратурных компонента, бифазно манипулированных двоичными последовательностями. Первая последовательность является суммой по модулю 2 точного дальномерного кода *P* или засекреченного кода *Y* и навигационных данных *D*. Вторая последовательность также является суммой по модулю 2 грубого *C/A*-кода и той же последовательности навигационных данных. Радиосигнал на частоте f_2 бифазно манипулирован точным измерительным кодом *P*, а также кодом служебной и навигационной информации *D*. В процессе формирования дальномерных кодов одновременно формируются метки времени спутникового сигнала.

В системе NAVSTAR используется кодовое разделение спутниковых сигналов, поэтому все спутники этой системы излучают на одних и тех же частотах (f_1 и f_2).

Суть кодового разделения (на примере кода *C/A*) заключается в следующем. Суммарный кодовый сигнал, получаемый сложением по модулю

дальномерного кода и кода навигационных данных D , производит манипуляцию фазы одной из квадратур несущей частоты f_1 на 0 и 180° . Аналитическая запись такого сигнала должна отображать смену знака перед выражением как результат изменения фазы. Поэтому сигнал может быть записан в виде

$$S_i(t) = XG_i(t)D_i(t)\sin(2\pi f_1 t),$$

где $XG_i(t)$ — код C/A, представляющий собой псевдослучайную последовательность ± 1 вместо обычной двоичной; $D_i(t)$ — код навигационных данных, также представленный последовательностью ± 1 .

Код $XG_i(t)$ является последовательностью Голда, образованной путем перемножения двух M -последовательностей одинаковой длины N ($N = 1023$) $G_1(t)$ и $G_2(t)$.

Тогда

$$XG_i(t) = G_1(t)G_2(t + m_i T_1), \quad (9.11)$$

где $m_i T_1$ — временной сдвиг начальной последовательности, соответствующий i -му спутнику; T_1 — длительность элементарного символа кода C/A, равная 1 мкс.

При перемножении двух кодов одинаковой длины образуется последовательность той же длины ($N = 1023$, длительность 1 мс), однако дальномерные коды каждого спутника при одинаковой длине различны.

Сигнал с кодом P строится и записывается аналитически аналогично. Код P каждого спутника

$$XP_i(t) = X_1(t)X_2(t + m_i T_2)$$

также получается из двух последовательностей $X_1(t)$ и $X_2(t)$ с тактовой частотой 10,23 МГц ($T_2 = 0,1$ мкс), но длина этих последовательностей различна. Поэтому период кода P составляет примерно 267 суток, а каждый спутник формирует свой отрезок полного кода длиной 7 суток.

Навигационные данные, передаваемые кодом $D_i(t)$, несут информацию о эфемеридах данного ИСЗ, поправку к временной шкале, альманах — эфемериды всех спутников системы — и некоторую другую информацию. Скорость передачи информации 50 бит/с. Передаваемая информация структурирована в форме кадров, состоящих из пяти строк по 10 слов; слово содержит 30 бит информации. Таким образом, один кадр передается в течение 30 с и содержит 1500 бит информации. В начале каждой строки передается телеметрическая информация (8 бит) и ключевое

слово (22 бит). Последнее необходимо для ускорения процесса вхождения приемника в синхронизм по защищенному коду P .

Первая строка кадра содержит информацию для корректировки показаний бортовой шкалы времени, принимаемой потребителем. Строки 2 и 3 содержат оперативную эфемеридную информацию о данном ИСЗ. Строка 4 предназначена для передачи параметров задержки сигнала в ионосфере; необходима она для частичного учета ионосферной погрешности при одночастотном приеме сигналов. Здесь же передается величина смещения системного времени от международного UTC. Строка 5 содержит часть информации об альманахе состояний и эфемерид; весь альманах передается в течение 25 кадров.

Бортовой передатчик спутников обеспечивает следующие уровни принимаемых сигналов (худший случай, когда угол возвышения ИСЗ над горизонтом 5° ; антенна круговой поляризации имеет усиление 0 дБ): минус 163 дБ/Вт (f_1) и минус 166 дБ/Вт (f_2) для кода P и минус 160 дБ/Вт (f_1) для кода C/A .

9.5.4. Состав и структура навигационных сообщений

Сообщение содержит информацию в объеме 1500 бит и передается за 30 с. Однако не вся информация передается в этот отрезок времени. Например, альманах передается в течение нескольких сообщений (об альманахе см. далее). Сообщение содержит пять блоков (кадров). Каждый блок транслируется в течение 6 с и содержит 10 слов. Каждое слово содержит 30 бит (рис. 9.6).

Каждый блок начинается с телеметрического слова *telemetry word* (TLM). Оно содержит синхронизирующий формат и диагностическое сообщение — сообщение или часть сообщения о статусе спутника и системы в целом. Далее идет ключевое слово *hand-over word* (HOW); по смыслу HOW — это временная метка.

Первый блок содержит параметры часов спутника и коэффициенты модели ионосферы. Параметры часов — это поправка и ход часов спутника относительно системного времени GPST. Информацию о параметрах модели ионосферы используют только при работе с одночастотными приемниками. Если есть двухчастотный приемник, то применяют дисперсионный способ.

Второй и третий блоки содержат эфемериды спутника, транслирующего данное сообщение. Эти эфемериды называют широковещательными. Их получают из результатов наблюдения спутников с пяти станций слежения.

Наблюдение спутников станциями слежения, первичная обработка результатов, передача их на главную станцию управления и контроля, обработка результатов на ней, передача их на станции закладки информации и сама закладка требуют времени. Следовательно, хранящиеся в памяти бортовых компьютеров и транслируемые широковещательные эфемериды в момент их трансляции уже устарели. Поэтому транслируемые эфемериды — это результат предсказания, экстраполяции. По этой же причине эфемериды закладывают в память бортовых компьютеров спутников как можно чаще — примерно каждый час. Четвертый блок зарезервирован для передачи служебной информации. Приемники гражданских пользователей не имеют возможности регистрации этой информации. Пятый кадр содержит альманах спутников и информацию о состоянии системы. Альманах — это приближенные эфемериды спутников системы и данные о здоровье каждого спутника. Каждый спутник каждые 12,5 минут транслирует информацию о созвездии спутников. Чтобы получить альманах до начала наблюдений и использовать эти данные на этапе планирования, необходимо выставить приемник на любое открытое место, подержать его там включенным минут 15–20, выключить и передать данные на офисный компьютер. В процессе наблюдений свежий альманах получают вообще без дополнительных затрат времени.

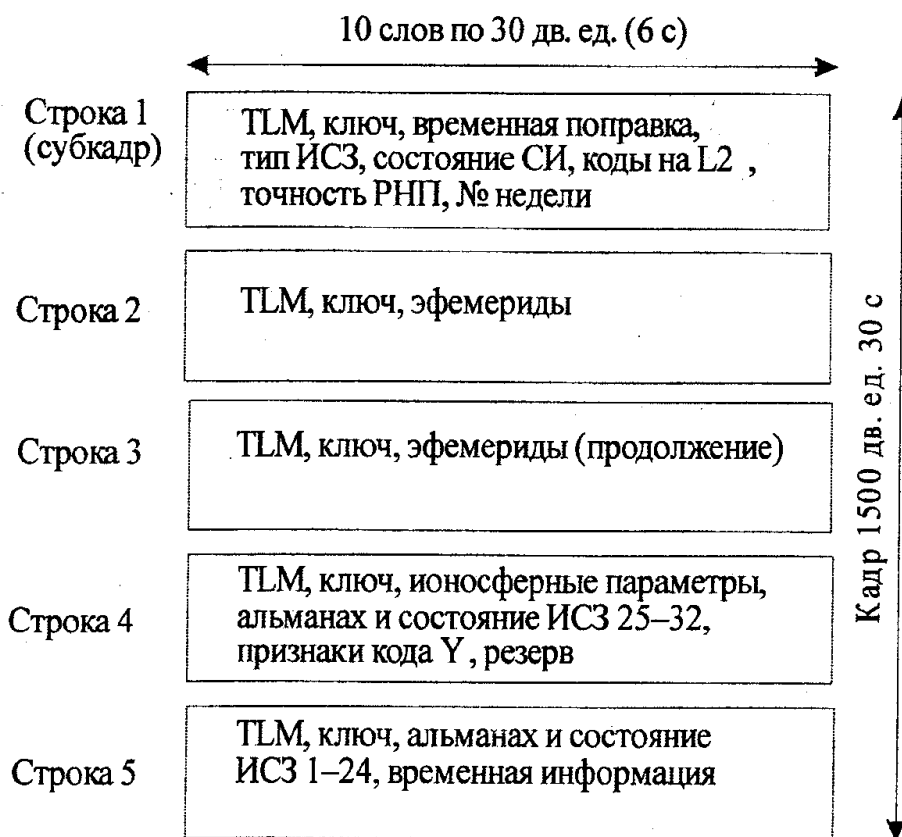


Рис. 9.6. Структура кадра

Эфемериды спутника — это полный набор данных об орбите спутника и о положении спутника на орбите. Пользователя GPS интересуют геоцентрические координаты спутника в системе координат WGS84 в момент ухода сигнала с этого спутника. Аппаратура пользователя вычисляет координаты спутника, используя данные, содержащиеся в файле эфемерид. Эфемеридная информация отнесена к референцному (опорному, исходному) моменту t_0 , этот момент указан в файле эфемерид. В сообщении приведен также AODE (Age of Date) — «возраст» эфемеридных данных, то есть интервал времени, прошедший с момента закладки данных в память бортового компьютера. В табл. 9.1 конспективным образом перечислена информация, содержащаяся в широковещательных эфемеридных данных.

Таблица 9.1

Широковещательные эфемериды

Обозначение	Название эфемерид и назначение
\sqrt{a}	— корень квадратный из большой полуоси эллипса орбиты. Именно корень квадратный из большой полуоси входит в формулу для вычисления орбитальных координат спутника по его эфемеридам; кроме того, информация о корне квадратном из полуоси требует меньше места в сообщении, чем информация об оси
e	— эксцентриситет орбиты
Ω	— прямое восхождение восходящего узла орбиты спутника
$\dot{\Omega}$	— скорость изменения прямого восхождения восходящего узла орбиты спутника
i	— угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора
\dot{i}	— скорость изменения угла наклона
L_t	— средняя аномалия на референцный момент
Δn	— отклонение значения среднего движения от предвычисленного
C_{uc} и C_{us}	— амплитуды косинусоидального и синусоидального членов в формуле для поправки в аргумент широты
C_{rc} и C_{rs}	— амплитуды косинусоидального и синусоидального членов в формуле для поправки в радиус орбиты
C_{ic} и C_{is}	— амплитуды косинусоидального и синусоидального членов в формуле для поправки в угол наклона орбиты. Формулы для возмущений оскулирующих элементов учитывают только влияние на движение спутника сжатия Земли

9.6. Аппаратура потребителя систем второго поколения

К числу потребителей СРНС второго поколения относятся наземные объекты (подвижные и неподвижные), летательные аппараты (высокодинамичные и низкодинамичные) и др. В зависимости от типа потребителя требования к точностным характеристикам, числу измеряемых координат и составляющих скорости, допустимому времени вхождения в синхронизм, массогабаритным показателям и стоимости АП колеблются в широких пределах. Для наземных и морских объектов достаточно ограничиться измерением двух координат и двух составляющих скорости. Для летательных аппаратов число измеряемых координат и составляющих скорости возрастает до трех. Поэтому номенклатура модификаций бортовой аппаратуры весьма обширна.

Основными задачами, решаемыми аппаратурой потребителя, являются: выбор рабочего созвездия ИСЗ, поиск и опознавание навигационных сигналов ИСЗ, введение в синхронизм систем слежения по времени запаздывания дальномерных сигналов и фаз несущих частот, измерение времени запаздывания и доплеровского смещения частоты, выделение и расшифровка содержания навигационного (информационного) сообщения, расчет координат ИСЗ на момент навигационных измерений, решение навигационной задачи (определение координат и составляющих вектора скорости потребителя, поправок к сдвигу шкал времени и частот), отображение вычисленных данных на информационном табло.

На вход аппаратуры потребителя поступают сигналы от навигационных спутников, находящихся в зоне радиовидимости. Так как для решения навигационной задачи необходимо измерить псевдодальности и псевдоскорости относительно как минимум четырех ИСЗ, то АП должна быть многоканальной (от 4 до 12 каналов при работе по одной из систем и более 12 при совмещенной работе по системам ГЛОНАСС и NAVSTAR).

Современная АП является аналого-цифровой системой, сочетающей аналоговую и цифровую обработку сигналов. Переход на цифровую обработку осуществляется на одной из промежуточных частот.

Основой типового варианта АП являются антенный блок, радиочастотный тракт, коррелятор и вычислительное устройство (рис. 9.7).

В антенном блоке совокупность сигналов от ИСЗ, принятых антенной, усиливается предварительным усилителем и фильтруется полосовым фильтром во всей полосе несущих частот от 1570 до 1625 МГц в совмещенной АП.

Антенна часто используется микрополосковая, что обусловлено ее малой массой и габаритными размерами, простотой изготовления

и дешевизной. Антенна имеет диаграмму направленности, обеспечивающую прием сигналов правосторонней круговой поляризации из верхней полусферы. Применяются и другие типы слабонаправленных антенн.

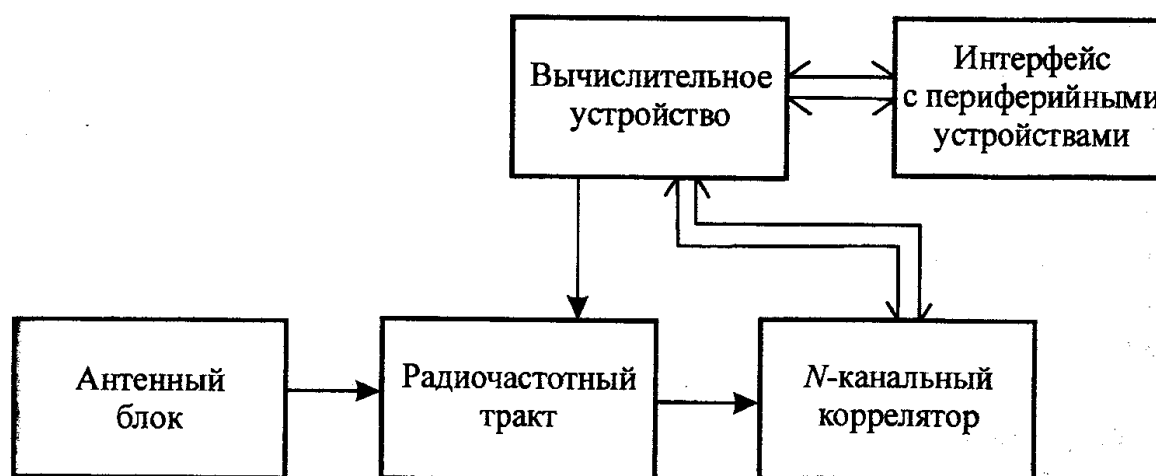


Рис. 9.7. Структурная схема аппаратуры потребителя

Полосовой фильтр осуществляет фильтрацию сигналов в полосе частот $\Delta f = 60$ МГц.

Радиочастотный тракт навигационного приемника является многоканальным устройством, в котором, как отмечалось выше, проводится усиление сигналов, фильтрация и преобразование несущей частоты сигналов ИСЗ (понижение частоты), а также преобразование аналогового сигнала в цифровую форму. Так как в ГЛОНАСС сигнал от каждого из спутников имеет свою несущую частоту, то каждый канал должен быть настроен на частоту сигнала одного из ИСЗ и подавлять частоты сигналов других (рис. 9.8).

Одним из принципиальных моментов разработки навигационного приемника является выбор частотного плана. Под частотным планом подразумевается выбор частоты задающего генератора, частот гетеродина и дискретизации, для того чтобы минимизировать уровень паразитных гармоник, возникающих в схеме из-за различных нелинейностей и влияния ошибки дискретности. Частоту дискретизации выбирают кратной частоте задающего генератора и всем промежуточным частотам. Далее анализируют получившуюся архитектуру и выявляют все нелинейные элементы, в результате работы которых могут возникать гармоники, попадающие в спектр сигнала. Варьируя промежуточные частоты, частоту дискретизации, характеристики смесителей, усилителей и фильтров, подбирают конфигурацию, обеспечивающую оптимальный прием сигнала, при котором в спектре обрабатываемого сигнала от нелинейных преобразований появляются только дальние гармоники; эти гармоники малы и не оказывают серьезного влияния на сигнал.

Выбор числа уровней квантования в аналого-цифровом преобразователе (АЦП) определяется в основном типом помех на входе приемника. Если основным видом помех является белый гауссовский шум, то возможно применение малоуровневого квантования вплоть до бинарного. Если помеха узкополосная стационарная, то необходимо большее число уровней квантования.

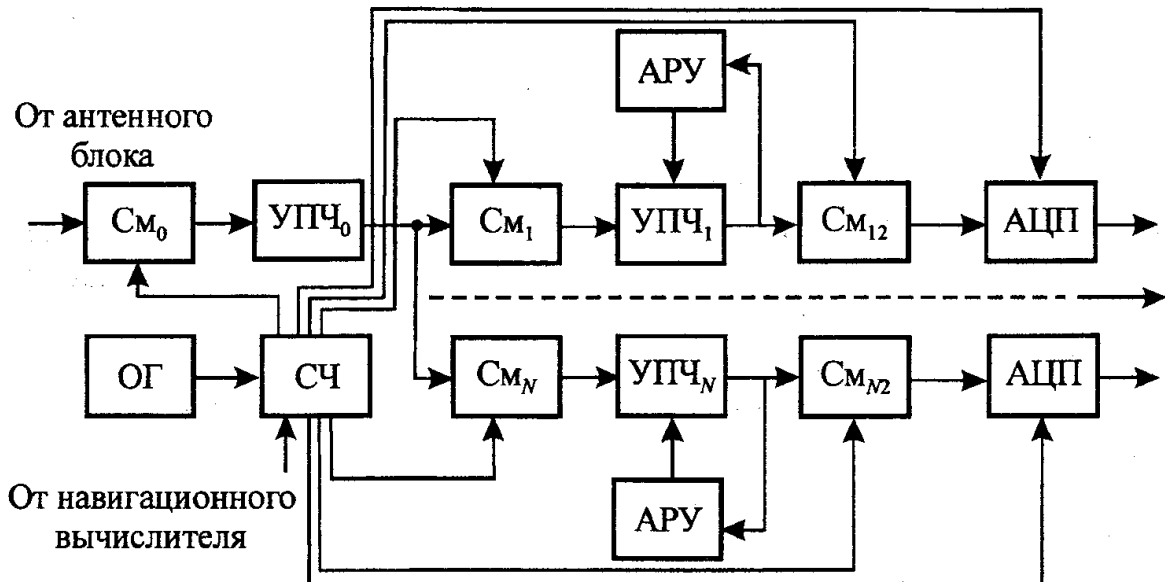


Рис. 9.8. Радиочастотный тракт навигационного приемника

В приведенной на рис. 9.8 схеме использовано трехкратное понижение частоты сигналов (используется и двукратное понижение частоты). Первое понижение частоты до уровня $f_{\text{пр1}} \approx 200$ МГц проводится для всех принятых сигналов смесителем $См_0$. После общего усиления и фильтрации сигналов усилителем промежуточной частоты $УПЧ_0$ с полосой пропускания для совмещенной АП $\Delta f_{\text{УПЧ}_0} \approx 60$ МГц сигнал поступает в N каналов, в каждом из которых проводится второе преобразование частоты (до значения $f_{\text{пр2}} \approx 40$ МГц), ориентированное на прием сигнала от конкретного навигационного спутника. Полосу пропускания канального УПЧ $\Delta f_{\text{УПЧ}_i} \approx 500$ кГц выбирают таким образом, чтобы выделялся сигнал одного из ИСЗ. Третье понижение частоты проводят до уровня $f_{\text{пр3}} \approx 4$ МГц.

Опорные сигналы, поступающие на смесители, формируются синтезатором частот из опорной частоты $f_{\text{оп}}$ опорного генератора ОГ. Управление работой синтезатора частот осуществляется сигналами, поступающими от навигационного вычислителя. Опорный генератор — это устройство, во многом определяющее качество работы АП в целом. От ОГ

в значительной степени зависят такие параметры, как время получения первого отсчета, точность определения координат потребителя, надежность, уровень потребления энергии, масса и габариты аппаратуры.

На выходе приемника аналоговые сигналы частоты $f_{\text{прз}} \approx 4$ МГц в АЦП преобразуются в цифровую форму.

Коррелятор (рис. 9.9) выполняет одну из основных задач. Для оценки координат и вектора скорости потребителя необходимо измерить радионавигационные параметры сигнала: задержку распространения и доплеровское смещение частоты. Эти параметры нужно измерить для сигналов, приходящих от каждого спутника. Для упрощения приемной аппаратуры задачу получения оценок координат и вектора скорости потребителя разбивают на два этапа обработки: первичную и вторичную. На этапе первичной обработки решается задача измерения навигационных параметров, а на этапе вторичной обработки вычисляются координаты и вектор скорости потребителя с использованием полученных на первом этапе оценок радионавигационных параметров и других навигационных функций. Большая часть алгоритмов первичной обработки выполняется в блоке цифровой обработки сигнала навигационного приемника — корреляторе.

Успешное решение задачи оценивания параметров радиосигнала (первичная обработка) возможно лишь в том случае, когда начальное рассогласование между истинным значением оцениваемого параметра и его оценкой достаточно мало. Это обусловлено нелинейностью радиотехнической системы слежения и связанной с этим необходимостью «захвата» сигнала для дальнейшего слежения за оцениваемым параметром. В связи с этим в радиотехнических системах, в том числе и радионавигационных, различают два режима: поиск сигнала и слежение. В режиме поиска сигнала производится грубая, но достаточная для захвата системой слежения оценка параметров сигнала: временной задержки и частоты. В режиме слежения после захвата сигнала системами автоматической подстройки частоты (АПЧ), фазы (ФАПЧ) и времени (АПВ) осуществляется измерение информационных параметров сигнала.

Поиск сигнала и оценку его параметров проводят по каждому навигационному спутнику отдельно, поэтому в дальнейшем рассматриваются алгоритмы обработки только одного сигнала.

Поиск и оценка параметров сигнала производятся в соответствии с принципом максимального правдоподобия, который для сигналов с неизвестной начальной фазой сводится к корреляционной обработке сигнала, представленного в виде двух квадратурных составляющих. Значения оцениваемого параметра $\lambda(\tau, f)$ принимают равновероятными.

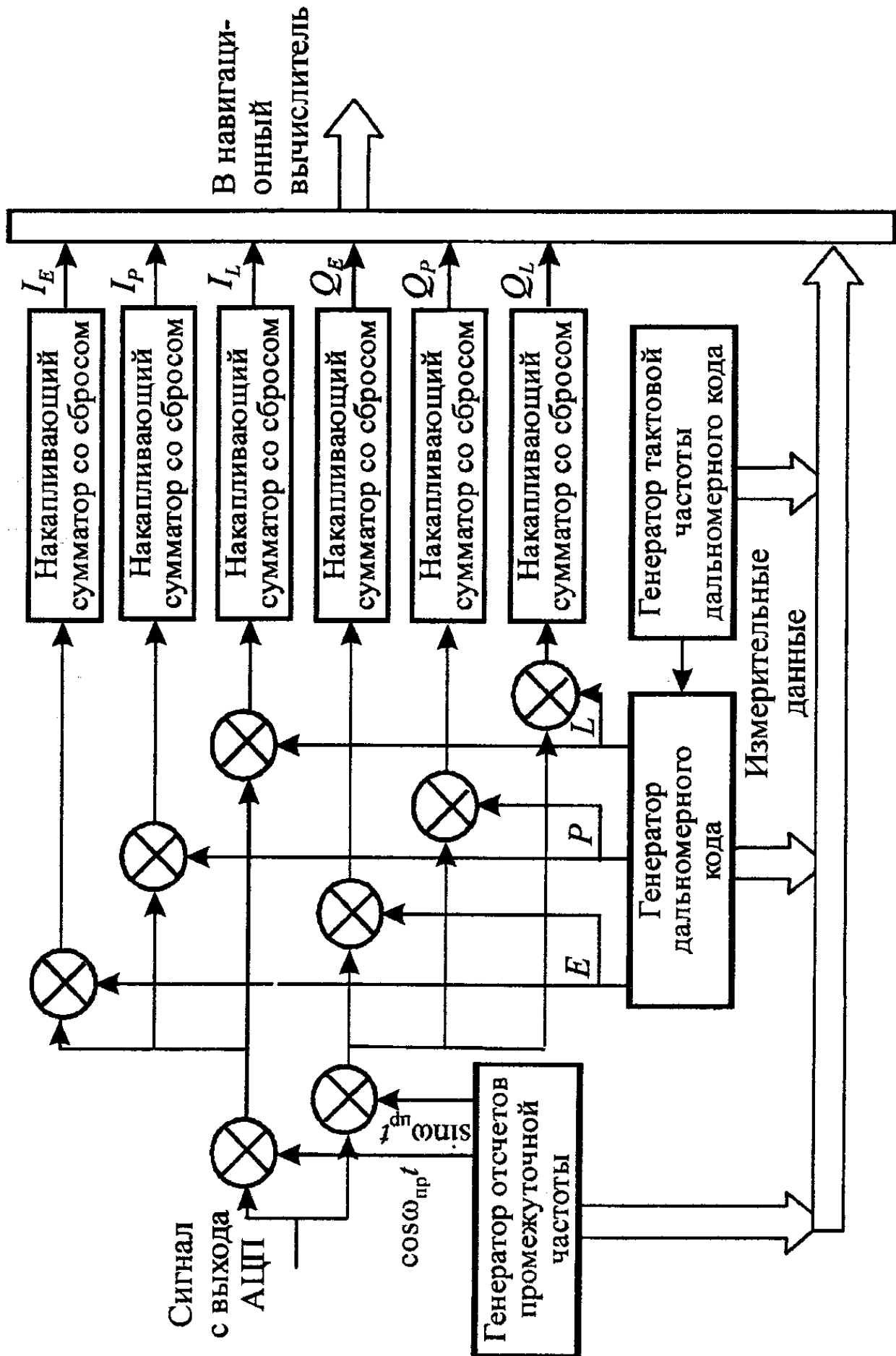


Рис. 9.9. Структурная схема одного канала коррелятора

При этом ищут такую оценку $\hat{\lambda}$, которая будет давать максимум условной плотности вероятности:

$$\hat{\lambda} = \arg \max_{\lambda} W(Y_0^T / \lambda),$$

где $W(Y_0^T / \lambda)$ — условная плотность вероятности реализации входного процесса (входного сигнала) $Y_0^T = \{y(t), t \in [0, T]\}$ при заданных значениях λ .

Расписав это уравнение и раскрыв формулу условной плотности вероятности, можно получить следующую формулу для оптимальной оценки параметров принятого сигнала:

$$\hat{\lambda} = \arg \max_{\lambda} Z^2(T/\lambda),$$

где $Z^2(T/\lambda) = I^2(T/\lambda) + Q^2(T/\lambda)$; $Z(T/\lambda)$ — огибающая сигнала на выходе согласованного фильтра; $I(T/\lambda)$ — синфазная составляющая огибающей; $Q(T/\lambda)$ — квадратурная составляющая огибающей.

При этом корреляционной обработке могут подвергаться как непрерывные сигналы, так и дискретные. Квадратурные составляющие огибающей на выходе согласованного фильтра при оценке времени и частоты ($I(T, \tau, f)$ — синфазная, $Q(T, \tau, f)$ — квадратурная) записываются в следующем виде:

$$I(T, \tau, f) = \int_0^T y(t)h(t - \tau) \cos(\omega_0 t + 2\pi f_D t) dt, \quad (9.12)$$

$$Q(T, \tau, f) = \int_0^T y(t)h(t - \tau) \sin(\omega_0 t + 2\pi f_D t) dt. \quad (9.13)$$

В этих выражениях:

- ω_0 — частота сигнала, на которой производится корреляционная обработка. Для рассматриваемой схемы это $f_{\text{прз}} = 4$ МГц;
- $y(t)$ — модулирующий дальномерный сигнал;
- $h(t - \tau)$ — копия дальномерного сигнала, формируемая в АП и сдвигаемая на переменную величину τ .

Поиск решения предполагает перебор всех возможных значений из области возможных значений задержек $\tau_{\min} \dots \tau_{\max}$ и доплеровских смещений частоты $f_{D \min} \dots f_{D \max}$, которая разбивается на небольшие участки.

Согласованный фильтр последовательно дискретно перестраивается по множеству возможных значений анализируемых параметров. Для каждой из пар (τ, f) вычисляют $Z(T, \tau, f)$, и в качестве оптимальной оценки выбирается та пара, которой соответствует максимальное значение $Z(T, \tau, f)$. Пара анализируемых параметров (τ, f) образует элементарную ячейку на плоскости поиска. Число ячеек поиска сигнала зависит от максимального доплеровского смещения частоты входного сигнала, составляющего ± 5 кГц. Значение элементарной ячейки поиска по частоте определяется полосой захвата схемы частотной автоподстройки и составляет $\cong 500$ Гц. Поэтому число анализируемых ячеек по частоте равно 20. Значение анализируемой ячейки по задержке сигнала равно длительности элементарного символа дальномерного кода, поэтому для системы ГЛОНАСС число ячеек равно 511. Соответственно общее число ячеек поиска составит 10220. Интегрирование по формулам (9.12) и (9.13) производится на интервале времени, равном периоду дальномерного кода $T = 1$ мс. Поэтому если один канал приемника производит поиск сигнала одного спутника, то на это тратится время (в наихудшем случае), равное 10,22 с. Современные навигационные приемники имеют многоканальную структуру, что позволяет использовать одновременно несколько каналов для поиска сигнала одного спутника. Кроме того, в памяти приемника может храниться информация о параметрах движения спутников (режим так называемого горячего старта), поэтому перед поиском сигнала может быть вычислено приблизительное значение доплеровского смещения, что существенно уменьшает число анализируемых ячеек (τ, f) .

Значение $Z(T, \tau, f)$ сравнивается с порогом, и принимается решение о наличии или отсутствии сигнала. Если сигнал не обнаружен, переходят к следующей ячейке. В противном случае приемник переходит в режим захвата и непрерывного сопровождения по частоте и задержке. Если следящие системы по задержке и доплеровской частоте успешно захватывают сигнал, то из навигационного вычислителя (процессора) приходит команда о прекращении поиска, в противном случае процедура поиска продолжается.

Вычисление синфазной и квадратурной составляющих по выражениям (9.12) и (9.13) производится в корреляторе. Формирование синфазной и квадратурной составляющих I и Q необходимо как в режиме поиска, так и в режиме слежения за параметрами сигнала. В режиме слежения необходимо формировать дискриминационные характеристики для систем слежения за фазой и задержкой сигнала. Если для формирования фазового дискриминатора достаточно иметь интегралы (9.12) и (9.13), то для дискриминатора по задержке сигнала необходимо формировать смещенные на величину $\pm \Delta\tau/2$ составляющие $I_E(T, \tau, f)$ (E — early —

опережающий), $I_L(T, \tau, f)$ (L — late — запаздывающий), $Q_E(T, \tau, f)$ и $Q_L(T, \tau, f)$ по формулам

$$\begin{aligned}
 I_E(T, \tau, f) &= \int_0^T y(t) h\left(t - \tau + \frac{\Delta\tau}{2}\right) \cos(\omega_0 t + 2\pi f_D t) dt; \\
 Q_E(T, \tau, f) &= \int_0^T y(t) h\left(t - \tau + \frac{\Delta\tau}{2}\right) \sin(\omega_0 t + 2\pi f_D t) dt; \\
 I_L(T, \tau, f) &= \int_0^T y(t) h\left(t - \tau - \frac{\Delta\tau}{2}\right) \cos(\omega_0 t + 2\pi f_D t) dt; \\
 Q_L(T, \tau, f) &= \int_0^T y(t) h\left(t - \tau - \frac{\Delta\tau}{2}\right) \sin(\omega_0 t + 2\pi f_D t) dt.
 \end{aligned}
 \tag{9.14}$$

Величина $\Delta\tau$, как правило, равна длительности одного элементарного символа дальномерного кода. На рис. 9.9 показана обобщенная структурная схема стандартного коррелятора. Корреляционные интегралы I_E, I_L, Q_E, Q_L с выходов накапливающих сумматоров используются в программных алгоритмах процессора для реализации петель слежения за фазой и задержкой сигнала. Кроме того, в опорных генераторах коррелятора (генератор отсчетов промежуточной частоты, генератор дальномерного кода, генератор тактовой частоты дальномерного кода) формируются данные, необходимые для вычисления параметров τ_i, f_i . Далее эти данные используются в процессоре. На этапе поиска они необходимы для того, чтобы определить «грубые» значения доплеровской частоты и задержки дальномерного кода, необходимые для захвата системами слежения. После захвата сигнала системами слежения эти «уточненные» данные используются во вторичной обработке для вычисления псевдодальностей и псевдоскоростей.

Схемы и алгоритмы работы схем слежения за фазой (ФАП — фазовая автоподстройка частоты) и задержкой (ССЗ — схема слежения за задержкой) включают в себя дискриминатор, фильтр и генератор опорного напряжения (для системы ФАП — генератор промежуточной частоты, для системы ССЗ — генератор тактовой частоты дальномерного кода). Часть алгоритма реализуется в корреляторе. Контур слежения замыкается через программные алгоритмы процессора, который выдает в коррелятор управляющие воздействия на генераторы сигналов частоты и дальномерного кода.

Структура большинства схем корреляторов различных производителей так или иначе основывается на классической схеме, изображенной на рис. 9.9. Задача любого коррелятора сводится к тому, чтобы под

управлением процессора сформировать корреляционные интегралы по формулам (9.11) и (9.12) и измерительные данные в опорных генераторах.

Навигационный вычислитель обеспечивает цифровую обработку синфазной и квадратурной составляющих сигнала с выхода коррелятора для решения задач поиска сигналов по задержке и частоте, а также слежение за фазой и задержкой сигнала (алгоритмы первичной обработки); преобразование радионавигационных параметров в навигационные (алгоритмы вторичной обработки); демодуляцию навигационного сообщения; форматирование и дешифрацию эфемеридной информации; расчет прогнозируемых значений ошибок; накопление и хранение альманаха. Навигационный вычислитель выполняет также диспетчерские функции управления первичной обработкой, что необходимо из-за наличия многих спутников в зоне видимости и возможности работы по всем или части ИСЗ. В АП, работающей по сигналам систем ГЛОНАСС и NAVSTAR, возникает дополнительная необходимость управления работой по двум системам. В настоящее время навигационные вычислители реализуются на базе сигнальных процессоров.

Периферийное устройство обычно представлено клавиатурой управления и индивидуальным табло, на котором по желанию оператора могут отображаться измеряемые координаты, составляющие вектора скорости, результаты расчета сервисных задач, результаты тестовой оценки работоспособности и т.д.

9.7. Погрешности определения координат

Точностные характеристики СРНС определяются уровнем погрешностей, сопутствующих навигационным определениям (погрешности определения псевдодальности — ПД) и расчетам местоположения ИСЗ. Большое значение имеет геометрическое расположение используемых для оценки места ИСЗ и АП.

Погрешность измерения ПД складывается из погрешностей следующих составляющих: эфемеридная информация, частотно-временные поправки (синхронизация), шумы приемника и внешние помехи, особенности распространения радиоволн в тропосфере и ионосфере, наличие переотраженных сигналов (многолучевость). При статистической независимости этих погрешностей, что практически всегда имеет место, дисперсия погрешности оценки ПД равна сумме дисперсий перечисленных составляющих. Величины составляющих могут существенно различаться и имеют различные временные интервалы изменчивости. Последнее приводит к различному проявлению их на этапе последовательного многократного измерения ПД и места в сеансе местоопределения. По различным оценкам уровень погрешности (среднеквадратическое отклонение)

определения псевдодальностей по легко обнаруживаемому коду (C/A) находится в пределах 6,2–6,6 м и 7,7–9,6 м соответственно для околоразенитных и пригоризонтных ИСЗ.

Измеренное значение ПД пересчитывается к измеренной дальности, которой соответствует поверхность положения. Пересечение трех поверхностей положения определяет местоположение АП.

Среднеквадратическая погрешность определения i -й поверхности положения σ_i связана с погрешностью измеренного навигационного параметра $\sigma_{\Pi i}$ соотношением

$$\sigma_i = k \cdot \sigma_{\Pi i},$$

где k — коэффициент ошибки (погрешности).

Для дальномерного измерителя $k = 1$.

Среднеквадратическая погрешность определения места по минимально необходимому числу измерений с некоррелированными погрешностями рассчитывается по формуле

$$\sigma_r = \frac{1}{\sin \gamma_1} \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_3^2},$$

где $\sigma_l = \frac{1}{\sin \gamma} \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2}$; $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ — среднеквадратические погрешности

определения поверхностей положения; $\gamma = \psi_1 - \psi_2$ — угол пересечения 1-й и 2-й поверхностей положения в месте расположения источника излучения; σ_l — среднеквадратическая погрешность определения линии пересечения 1-й и 2-й поверхностей положения; γ_1 — угол пересечения третьей поверхности положения с линией пересечения первых двух.

Приведенные выражения показывают, что связь между погрешностью измерения псевдодальности и погрешностью места осуществляется посредством некоторого коэффициента (коэффициентов), зависящих только от взаимного расположения АП и ИСЗ, точнее, от углов пересечения поверхностей положения. В отечественной технической литературе этот коэффициент называется геометрическим фактором, в иностранной — коэффициентом ухудшения точности (GDOP — Geometric Dilution of Precision). Введено несколько видов коэффициентов: PDOP (пространственный, трехмерный), HDOP (горизонтальный, двумерный), VDOP (по высоте). Аналогичные понятия введены для погрешностей определения скорости и времени.

Недостаточный GDOP (большое значение) соответствует случаю, когда множества используемых спутников отличаются по положению на небесной сфере незначительно (рис. 9.10,а). Рис. 9.10,б характеризует

расположение элементов созвездия, обеспечивающее повышенную точность местоопределения (малый GDOP).

Существует несколько видов погрешностей (ошибок), вызываемых различными причинами. Условно их разделяют на случайные ошибки, ошибки смещения и грубые ошибки.

Случайные ошибки обусловлены шумами приемника и комбинациями кодовых сигналов дальности; их величины составляют примерно 1 м.

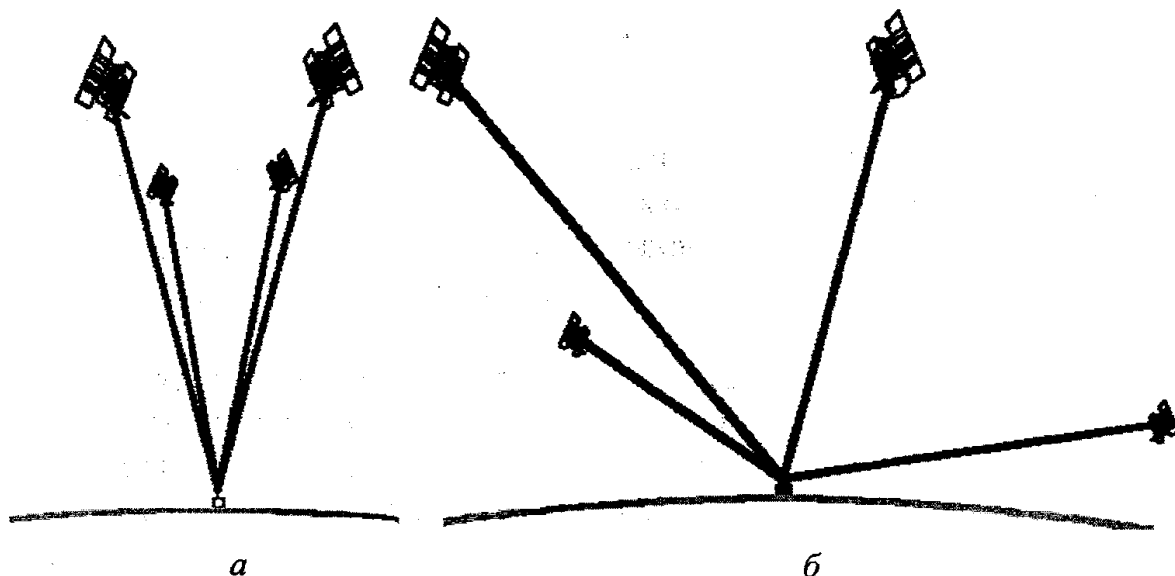


Рис. 9.10. Зависимость точности местоопределения от расположения ИСЗ: а — низкая точность ($GDOP = 5-10$); б — высокая точность ($GDOP < 4$)

Источники ошибок смещения (систематической ошибки) следующие: ошибки спутниковых часов, неисправленные сегментом управления (могут приводить к ошибкам порядка одного метра); ошибки эфемероидных данных (до 1 м); тропосферные задержки (до 1 м); немоделируемые ионосферные задержки (до 10 м: используемая модель учета ионосферной задержки может устранить приблизительно только половину из возможных 70 нс задержки, остающиеся же 10 м являются следствием неопределенности этой модели); влияние отраженных радиосигналов (до 0,5 м) от близко расположенных поверхностей, которые интерферируют с сигналом, следующим по прямому направлению от спутника.

Грубые ошибки могут приводить к ошибкам в сотни километров и более. Причины их следующие. Ошибки сегмента управления из-за компьютерного или человеческого факторов могут вызывать ошибки от одного метра до сотен километров. Ошибки пользователя, включая неправильный ввод геодезических данных, могут вызывать ошибки от одного до сотен метров. Ошибки приемника из-за программного обеспечения или отказов аппаратных средств могут вызывать ошибки любого размера.

В целом шумовая и систематические ошибки смещения, объединяясь, приводят к типичным ошибкам расстояния около пятнадцати метров для каждого из спутников, используемых при определении координат.

При эксплуатации системы NAVSTAR предусмотрено намеренное снижение точности (SA) временным дрейфом дальномерных кодов, изменяющимся с течением времени для того, чтобы ограничить точность для всех пользователей, кроме американской армии и нескольких правительственных агентств. Потенциальная точность C/A-кода (30 м) таким образом ухудшалась до 100 м (два среднеквадратичных отклонения). SA в каждом спутниковом сигнале различна, поэтому ошибка, возникающая в результате навигационного решения — функция SA каждого ИСЗ, используемого в решении задачи навигации. Так как SA имеет период в несколько часов, то определение положения или индивидуальные псевдодиапазоны SA не могут быть устранены путем усреднения за более короткий период. В настоящее время намеренное снижение точности отключено.

В подразд. 4.5 рассмотрен двухчастотный, или дисперсионный, способ уменьшения погрешности измерения ПД, вызываемой условиями распространения сигнала ИСЗ в ионосфере. Основой способа является тот факт, что коэффициент преломления ионосферы в некоторой точке является известной функцией частоты сигнала и пропорционален электронной концентрации. Реализуется способ путем одновременного измерения ПД двумя комплектами аппаратуры, работающими на разных частотах. Погрешности измерения в каждом комплекте различны из-за различия частот, но в одинаковой степени зависят от интегральной электронной концентрации вдоль одной и той же трассы распространения. Поскольку частотная зависимость и частоты известны, то погрешности определяются только электронной концентрацией. В результате после измерения двух ПД получается система из двух уравнений с двумя неизвестными: истинной псевдодальностью и интегральной электронной концентрацией.

9.8. Дифференциальный режим работы СРНС

В основе метода дифференциальной навигации лежит относительное постоянство значительной части погрешности измерения навигационной величины или погрешности расчета координат во времени и в пространстве. Необходимость использования дифференциального режима СРНС определяется стремлением выполнить наиболее жесткие требования навигационного обеспечения таких задач, как посадка воздушных судов, мореплавание в проливных зонах и узкостях, геодезическая привязка и т.п.

Дифференциальный режим СРНС [11] предполагает наличие как минимум двух комплектов АП. Один комплект располагается в точке, координаты которой известны с высокой точностью. Измеренные с помощью АП координаты этой точки отличаются от истинных из-за различных причин, основной из которых является влияние атмосферы на радиосигнал. Это влияние, как указано в начале раздела, сохраняет постоянство на значительных площадях и интервалах времени. Поэтому разность между известными и измеренными координатами может быть использована в качестве поправки в комплектах АП, расположенных в других точках. Вместо поправок к измеряемым координатам в другой АП могут использоваться поправки, приведенные к первичной навигационной информации, т.е. к измеряемым псевдодальностям и псевдоскоростям. Поправки, называемые дифференциальными, передаются по линиям передачи данных общего пользования или входящим в состав дифференциальной спутниковой навигационной системы.

Краткий обзор стабильности характеристик, составляющих погрешности, дает следующее. Ошибки за счет синхронизации шкал времени на ИСЗ практически постоянны в пространстве. Для погрешности определения координат ИСЗ 20 м изменчивость ошибок псевдодальностей составляет сантиметры при разности расстояний между АП порядка 100 км и дециметры при взаимных удалениях порядка 1000 км. Изменчивость во времени и пространстве стабильных составляющих ионосферных погрешностей, обусловленных запаздыванием сигнала при прохождении в ионосфере, характеризуется корреляционной функцией, которая имеет временные и пространственные радиусы корреляции на уровне соответственно нескольких часов и тысяч километров. Поэтому на интервале в несколько единиц минут и сотен километров ионосферные погрешности в условиях спокойной ионосферы можно полагать достаточно стабильными. Их уровень составляет от 10 до 40 м и достигает минимума при максимальном угле места визируемого ИСЗ, а их изменчивость через 1 мин составляет 0,1–0,2 м (СКО), а через 6 мин — 0,3–1,4 м.

Точность местоопределения после ввода дифференциальных поправок определяется остаточными погрешностями, обусловленными изменчивостью квазисистематических ошибок синхронизации, эфемеридного обеспечения и ошибок за счет ионосферы, а также ошибками, обусловленными шумами и помехами, многолучевостью за счет приема отраженных окружающими объектами сигналов и воздействием тропосферы. Остаточная погрешность местоопределения составляет единицы метров на больших расстояниях разноса и менее одного метра на малых.

Контроль целостности СРНС осуществляется посредством самоконтроля бортовых систем ИСЗ, контроля качества излучаемых сигналов, а также передаваемой информации. При этом должна поддерживаться достоверность навигационных определений на требуемом уровне,

а потребитель должен своевременно информироваться о возможных нарушениях. Контроль целостности может осуществляться на Земле в стационарных условиях и на борту потребителей. Если он осуществляется непосредственно в приемнике на основе данных только СРНС, то имеет место операция «автономного контроля целостности в приемнике» (РАИМ). При использовании на борту объекта данных других систем может осуществляться бортовой автономный контроль целостности (САИМ). Контроль целостности проводится на основе обработки измерений с использованием специально разрабатываемых алгоритмов, имеющих в своей основе методы статистической теории решений.

Реализация дифференциального режима осуществляется посредством создания дифференциальных подсистем (ДПС) СРНС. Условно они подразделяются на широкозонные (ШДПС), региональные (РДПС) и локальные (ЛДПС).

Основой ШДПС является сеть широкозонных контрольных станций (ШКС), информация от которых передается на широкозонные главные станции (ШГС) для совместной обработки с целью выработки общих поправок и сигналов целостности. Радиус рабочей зоны широкозонных ДПС составляет 5000–6000 км. Выработанные корректирующие поправки передаются через наземные станции передачи данных на геостационарный ИСЗ для последующей ретрансляции потребителям. Эти ИСЗ используются также в качестве дополнительных навигационных точек для дополнительных дальномерных измерений. Методы контроля целостности в ШДПС включают варианты анализа разностей между измеренными и прогнозируемыми значениями псевдодальностей, а также варианты, использующие избыточность измерений.

Региональные ДПС предназначены для навигационного обеспечения отдельных регионов континента, моря, океана. Диаметр рабочей зоны может составлять от 400–500 до 2000 км и более.

Локальные ДПС имеют максимальные дальности действия 50–200 км. Результаты испытания при разносе АП на 26 км показали, что при работе по сигналам ГЛОНАСС ошибка в плане лежит в пределах одного метра, а при использовании сигналов ГЛОНАСС и NAVSTAR горизонтальная погрешность не превосходит 1 м в 99 % случаев.

Существует ряд признаков классификации дифференциальных систем. Такими признаками являются:

- тип основных измерений — фаза кода или фаза несущей частоты сигнала;
- тип коррекции — коррекция псевдодальностей и псевдоскоростей или координат и скорости;
- место коррекции — у потребителя или в каком-либо центре;
- средства передачи корректирующей информации.

Основные функциональные элементы ДПС дополняются устройствами, решающими вспомогательные задачи: контроль целостности СРНС и контроль достоверности передачи дифференциальной поправки. Под целостностью понимается способность СРНС предоставлять потребителю полноценное навигационно-временное обеспечение. Целостность обеспечивается исправной работой спутникового оборудования, оборудования измерения и закладки эфемеридной информации, аппаратуры потребителя.

9.9. Перспективы развития спутниковых навигационных систем

Эксплуатируемые в настоящее время спутниковые системы ГЛОНАСС и NAVSTAR изначально созданы для военных целей и контролируются военными организациями.

Европейский союз (ЕС) и Европейское космическое агентство (ЕКА) разрабатывают собственные спутниковые навигационные программы ECNOS и Galileo. Этими проектами предусматривается создание и обеспечение функционирования глобальных систем под гражданским управлением.

Программа ECNOS обещает значительные улучшения сервиса созвездий NAVSTAR и ГЛОНАСС в европейском пространстве. ECNOS, который разрабатывается с 1993 года, способен передавать навигационный сигнал, подобный сигналам NAVSTAR, что эквивалентно увеличению числа спутников в созвездии NAVSTAR. Кроме того, спутник ECNOS будет транслировать сигналы дифференциальной коррекции, а также сообщения о целостности системы. Это позволит использовать спутниковую навигацию для точного захода самолетов на посадку.

Программа Galileo предлагает альтернативу созвездиям NAVSTAR. С другой стороны, Galileo дополняет NAVSTAR. Например, используя обе системы совместно, можно получить реальные преимущества в смысле точности и безопасности. Наконец, существование двух независимых систем принесет пользу всем потребителям спутниковой навигации, если при этом можно будет использовать один и тот же приемник для работы с обеими системами. Более того, Galileo предлагает ряд отличий-преимуществ по сравнению с NAVSTAR.

1. Разработанная как принципиально гражданская система, Galileo представляет реальный публичный сервис, гарантируя непрерывность предоставления услуг для различных специальных предложений.

2. Galileo должна обеспечить более высокую надежность, так как пользователи получают сообщение о целостности систем сразу после обнаружения ошибки.

Программа Galileo состоит из следующих фаз:

– фаза развертывания системы (2006–2007 гг.), состоящая из этапа сборки и запуска спутников и этапа установки компонентов наземного сегмента системы;

– фаза коммерческой эксплуатации (с 2008 г.).

Предполагается, что система должна основываться на 21 или более среднеорбитальном космическом аппарате (СКА). Эта группировка может дополняться тремя геостационарными космическими аппаратами (ГКА). Соответствующая наземная инфраструктура будет включать глобальную сеть станций мониторинга, объединяемую с наземными станциями передачи данных (НСПД) на ГКА в единую систему управления. Предполагается, что Galileo строится на принципах открытой архитектуры, будет взаимодействовать с NAVSTAR и, возможно, ГЛОНАСС. Система может включать дополнения, разрабатываемые в соответствии со специальными требованиями. Зона действия: система должна быть глобальной, а созвездие ИСЗ оптимизировано для обслуживания стран, находящихся в высоких широтах.

Точность определения навигационных параметров Galileo должна существенно превосходить точность общедоступного канала NAVSTAR и обеспечивать местоопределение всех потребителей с точностью в несколько метров. Погрешности (2 СКО) определения (совместно с NAVSTAR) плановых координат должны быть не более 10 м при доступности не менее 0,96 и угле места (УМ) спутника более 35°, а ошибки (2 СКО) определения высоты должны составлять не более 4 м при доступности 0,99999 и $УМ \geq 5^\circ$. Такие характеристики должны удовлетворить требования посадки воздушных судов по категории I. С локальными дополнениями точность местоопределения над сушей и в прибрежных водах должна быть не хуже 0,5 м (2 СКО) при доступности 0,99999 и $УМ \geq 15^\circ$.

Хотя система Galileo будет находиться под гражданским контролем, предполагается ее использование не только для традиционных потребителей, но и для таких, например, специальных потребителей, обеспечивающих безопасность, как полиция, служба предупреждения и ликвидации чрезвычайных ситуаций и т.д. Это позволяет предположить, что в системе Galileo, наряду с открытым сигналом, будет реализован и закрытый сигнал.

ЕС в настоящее время взял направление на создание самостоятельной системы и проявляет интерес к использованию при проектировании системы Galileo российского опыта при создании и эксплуатации ГЛОНАСС и использованию частотного диапазона системы ГЛОНАСС.

Система NAVSTAR будет существенно модернизирована в ближайшем будущем. Исследования показали, что система чувствительна к непреднамеренным помехам, вызываемым атмосферными эффектами, блокировке сигналов из-за затенения зданиями, помехам от оборудования связи, а также к преднамеренным помехам. Усилия будут направлены на решение этих проблем. Кроме того, предполагается поддерживать резервные навигационные системы («Лоран-С» и др.) в тех отраслях транспорта, где NAVSTAR используется в критических ситуациях. План развития спутниковой навигации США предусматривал начало эксплуатации системы регионального дополнения WAAS (Wide Area Augmentation System — широкозонная американская дифференциальная подсистема) и локального дополнения LAAS (Local Area Augmentation System — локальная американская дифференциальная подсистема). Начало эксплуатации модернизированной системы NAVSTAR ожидается в 2010 году; модернизация обеспечит двухчастотный режим работы и значительное увеличение точности. Предполагается обеспечить совместимость WAAS, LAAS и японской системы регионального дополнения MSAS. Существует долгосрочная программа развития российской спутниковой навигации, включающая, в частности, следующие этапы развития ГЛОНАСС.

1. Поддержание существующей группировки спутников системы на минимально необходимом уровне.
2. Разработка и развертывание полномасштабной группировки спутников системы ГЛОНАСС-К (2000–2010 гг.).
3. Участие в программе Galileo.

Кроме того, в дальнейшем предполагается увеличение числа районов внедрения дифференциального режима работы системы, при котором обеспечивается значительное увеличение точности местоопределения.

Низкоорбитальные СРНС первого поколения «Цикада» и «Транзит» в настоящее время имеют малое применение. Система «Транзит» используется лишь для исследования ионосферы. Однако на смену СРНС «Цикада» пришла система «Парус», предназначенная для определения судами ВМФ РФ своего местоположения и, по всей вероятности, для приема и передачи сообщений. Система имеет небольшое число ИСЗ со следующими параметрами орбит: наклонение $82,9^\circ$; минимальное удаление от поверхности Земли 988 км; максимальное удаление от поверхности Земли 1017 км; период обращения 104,9 мин; спутники вращаются в 6 плоскостях. Излучение сигналов ведется на двух частотах: от частот 150 и 400 МГц с небольшим отличием для каждой плоскости. Конструктивно ИСЗ «Парус», по-видимому, аналогичны ИСЗ системы «Цикада».

10. Комплекс радиотехнических систем навигации, посадки, контроля траектории и управления воздушным движением космодрома Байконур

10.1. Общие положения

Комплекс радиотехнических систем навигации, посадки, контроля траектории и управления воздушным движением «Вымпел» для орбитального корабля (ОК) «Буран» универсальной ракетно-космической транспортной системы «Энергия» предназначен:

– для измерения навигационных параметров с целью коррекции автономно счисленной системой управления координат орбитального корабля с высоты 40 км и дальности 400 км до входа в зону радиотехнической системы посадки комплекса;

– для измерения навигационных параметров орбитального корабля в зоне действия радиотехнической системы посадки с целью обеспечения автоматического полета по глиссаде, приземления и пробега ОК по посадочной полосе;

– для радиолокационного контроля траектории движения орбитального корабля при спуске с высоты 40 км штурманами-операторами Региональной оперативной группы управления (РОГУ) на аэродроме «Юбилейный»; трансляции и отображения этой информации в Центре управления полетом на экранах рабочих мест главной оперативной группы управления (ГОГУ);

– для выработки оперативных целеуказаний для наведения наземных антенн систем телеметрии, телевидения и УКВ-радиосвязи;

– для контроля воздушного пространства с целью решения задач управления воздушным движением, обеспечивающего безопасность ОК и наведение самолета оптико-телевизионного наблюдения.

Для решения указанных задач комплекс «Вымпел» включает в себя:

– радиотехническую систему навигации в составе трехкоординатной распределенной радиодальномерной системы, азимутально-дальномерного радиомаяка и соответствующего бортового оборудования, определяющих навигационные параметры на борту орбитального корабля при любых кренах и тангажах с точностными характеристиками, обеспечивающими выполнение маневра гашения энергии и вывода орбитального корабля в зону действия радиотехнической системы посадки;

– всепогодную радиотехническую систему автоматической посадки в составе угломестных и азимутальных посадочных радиомаяков и радиодальномеров, обеспечивающих посадку орбитального корабля с двух направлений, и соответствующего бортового оборудования;

– радиотехническую систему радиолокационного контроля траектории движения орбитального корабля и управления воздушным движением в составе:

- трассового радиолокационного комплекса и аэродромного обзорного радиолокатора,

- посадочного радиолокационного комплекса,

- бортового радиолокационного ответчика,

- командно-диспетчерского пункта контроля движения орбитального корабля (аэродром),

- командно-диспетчерского пункта управления воздушным движением (аэродром),

- командно-диспетчерского пункта контроля движения орбитального корабля (ЦУП);

– системы контроля технического состояния радиотехнических средств комплекса «Вымпел» в составе бортового оборудования, автоматизированной системы летного контроля на базе самолета Ту-134, наземной автоматизированной системы траекторных измерений для контроля точностных характеристик систем навигации и посадки, подвижной автолаборатории для юстировки систем посадки;

– комплекс технического управления и контроля наземных радиотехнических систем.

Все средства комплекса радиотехнических систем «Вымпел» полностью дублированы на основе реализации принципов скользящего горячего резервирования для выполнения задач по радиотехническим системам с вероятностью:

- для навигации — 0,9995,

- для посадки — 0,9998,

- для радиолокационного контроля движения — 0,9996.

Для отработки и испытаний комплекса «Вымпел» созданы и использованы:

- полунатурный моделирующий стенд отработки бортовой аппаратуры, имитирующий радиосигналы наземных радиотехнических систем «Вымпел», получаемые при движении орбитального корабля по различным траекториям в различных погодных условиях;

- полунатурный моделирующий стенд для отработки алгоритмов и программ вычислительного комплекса «Вымпел»;

- комплекс-аналог радиотехнических систем «Вымпел» на летно-испытательной базе предприятия-разработчика для отработки системных

характеристик, алгоритмического и программного обеспечения наземной и бортовой аппаратуры и точностных параметров комплекса «Вымпел»;

– комплекс радиотехнических систем автоматической навигации и посадки из состава оборудования «Вымпел», который обеспечил проведение всего цикла горизонтально-летных испытаний на БТС-002 — аналоге орбитального корабля — и летающих лабораториях на Ту-154;

– посадочный радиолокатор из состава комплекса «Вымпел», сопряженный с вычислительным комплексом для отработки системы управления.

В период отработки системных и точностных характеристик комплекса «Вымпел» было выполнено более 4000 заходов на посадку с различными траекториями на самолетах-лабораториях предприятий. Комплекс радиотехнических систем «Вымпел» в целом представляет собой большую систему модульного типа, построенную по иерархическому принципу, при этом каждая из систем, входящих в комплекс, может быть использована самостоятельно.

В результате разработки, отладки, испытаний и обеспечения автоматической посадки орбитального корабля создан большой задел научных, инженерных, технологических путей и решений по дальнейшему совершенствованию не только систем комплекса «Вымпел», но и аналогичных радиотехнических систем и средств, применяемых в народном хозяйстве.

15 ноября 1988 года комплекс радиотехнических систем «Вымпел» обеспечил первую автоматическую посадку ОК с боковым отклонением в момент касания посадочной полосы менее 3,0 м и в момент остановки — 80 см, успешно выполнив все поставленные перед ним задачи.

10.2. Радиотехническая система навигации

Система навигации предназначена для информационного обеспечения автоматического полета ОК с момента его выхода из зоны образования плазмы до входа в зону действия радиотехнической системы автоматической посадки.

Определяемые системой навигационные параметры используются в бортовой цифровой вычислительной системе (БЦВС) для коррекции автономно счисленных координат ОК.

Система навигации состоит из высокоточных базово-радиодальномерных и азимутально-дальномерных систем и включает бортовое и наземное оборудование.

Бортовое оборудование 17М900 базово-радиодальномерной системы (РДС) представляет собой четыре взаимно резервируемых однотипных комплекта измерителей дальности, каждый из которых одновременно измеряет дальности до трех наземных ретрансляторов-дальномеров (РД)

методом «запрос-ответ». В районе аэродрома посадки установлено шесть РД, размещенных таким образом, чтобы обеспечить наибольшую точность определения трех координат ОК (навигационных параметров).

Переключение бортового оборудования РДС на работу с оптимальной тройкой РД производится по ходу полета по командам БЦВС.

На этапе посадки бортовое оборудование РДС измеряет дальность до посадочного РД, установленного в торце посадочной полосы.

Для сохранения надежного радиоконтакта бортового и наземного оборудования РДС при сложных траекторных маневрах и любых кренах и тангажах ОК предусмотрена бортовая антенная система, имеющая близкую к сферической зону обзора и круговой тип поляризации, а РД оснащены антеннами горизонтальной и вертикальной поляризации.

Бортовое оборудование 17М902 азимутально-дальномерной системы является традиционным средством радионавигации летательных аппаратов и взаимодействует с наземным азимутально-дальномерным радиомаяком отечественной системы ближней навигации (РСБН). На аэродроме посадки установлен радиомаяк последней модификации Е-329.

РСБН введена в состав системы навигации в качестве резервного источника навигационной информации при посадке на основной аэродром и в качестве основного источника при посадке на аварийные аэродромы.

Наземные средства навигации контролируются и управляются централизованно аппаратурой технического управления и контроля.

Основные характеристики системы навигации приведены в табл. 10.1.

Таблица 10.1

Технические характеристики системы навигации

1	Зона действия:	
	по дальности	400 км
	по азимуту	360 градусов
	по высоте	40 км
	по углу места	3–90 градусов (РДС) 3–45 градусов (РСБН)
2	Максимальная погрешность измерения	
	по дальности РДС:	
	флуктуационная составляющая	65–105 м
	систематическая составляющая	65–105 м
	по дальности РСБН	(150 + 0,09 % от измеренной дальности) м
	по азимуту РСБН	0,375 градуса
3	Диапазон частот приема-передачи	726–1000,5 МГц
4	Темп измерения	
	РДС	65 Гц
	РСБН	1,66 Гц

Окончание табл. 10.1

5	Глубина контроля бортового оборудования		99 %
	наземного оборудования		100 %
6	Кратность резервирования бортового оборудования РДС		4
	бортового оборудования РСБН		1
	наземного оборудования РДС		3
	наземного оборудования РСБН		4
7	Управление резервом		автоматическое
8	Схема размещения наземного оборудования		
	РД	2 шт. в 20 км от центра посадочной полосы; 4 шт. в радиусе 50 км от центра посадочной полосы	
	Е-329	500 м на траверсе центра посадочной полосы	
	аппаратура технического управления и контроля	в ОКДП	
9	Масса бортового оборудования РДС		85,5 кг
	РСБН		40,0 кг
10	Электропотребление бортового оборудования РДС		520 Вт
	РСБН		200 Вт
11	Элементная база	Интегральные микросхемы средней степени интеграции за исключением СВЧ транзисторов бортовых передающих устройств и электровакуумных приборов выходных каскадов наземных передающих устройств	

10.3. Всепогодная радиотехническая система автоматической посадки

Всепогодная радиотехническая система автоматической посадки предназначена для информационного обеспечения автоматического вывода ОК на ось посадочной полосы с высоты 7000 м, снижения по оптимальной траектории, приземления и пробега до полной остановки.

Радиотехническая система автоматической посадки является основным источником навигационной информации на последнем этапе полета ОК. Учитывая, что посадка ОК производится в бездвигательном режиме, успешное выполнение посадки без возможности ухода на второй круг в полной мере зависит от высокой надежности оборудования радиотехни-

ческой системы посадки, в связи с чем как наземное, так и бортовое оборудование имеют широко разветвленное резервирование.

Основная задача радиотехнической системы автоматической посадки — определение трех основных навигационных параметров: азимута относительно оси ВПП, угла места и дальности.

Указанными параметрами корректируются автономно счисленные в бортовой цифровой вычислительной системе (БЦВС) координаты информации, формируемой при заходе ОК на посадку.

В состав радиотехнической системы автоматической посадки «Вымпел» входит бортовое оборудование и наземное оборудование.

Бортовое оборудование 17М901 включает в свой состав три комплекта блоков и устройств, осуществляющих измерение азимута и угла места.

Наземное оборудование 17Н843 включает в свой состав два комплекта радиомаяков, обеспечивающих автоматическую посадку с двух направлений, в том числе:

- два азимутальных радиомаяка;
- два угломестных радиомаяка;
- два ретранслятора дальномеров;
- аппаратуру управления на ОКДП.

Азимутальные и угломестные радиомаяки включают в свой состав два комплекта оборудования (основной и резервный комплекты) и ЗИП.

Ретранслятор дальномеров включает в свой состав три комплекта оборудования. Один комплект работает с антенной вертикальной поляризации, второй — горизонтальной поляризации. Третий комплект является резервным.

Электрооборудование на каждом из радиомаяков имеет 100 %-й резерв и систему гарантированного электропитания.

В основу работы азимутального и угломестного радиомаяков положен принцип излучения высокочастотных сигналов при помощи узконаправленных сканирующих антенн.

При сканировании антенн в излучаемых сигналах передается информация об угловом положении диаграммы направленности радиомаяка путем изменения временного интервала между кодированными импульсными посылками. В бортовом оборудовании производится измерение периода, соответствующего середине принятой огибающей, и определение углового положения ОК. Измерение азимута и угла места происходит последовательно во времени. Угломерное оборудование работает в двухсантиметровом диапазоне волн.

Бортовое дальномерное оборудование при заходе на посадку, посадке и пробеге ОК по посадочной полосе настраивается командами из БЦВС на измерение дальности до посадочного РД всеми четырьмя бортовыми комплектами. При этом темп измерения дальности составляет 195 Гц,

погрешность (как флуктуационная, так и систематическая составляющие) не превышает 65 м.

Основные характеристики системы посадки приведены в табл. 10.2.

Таблица 10.2

Технические характеристики системы посадки

Диапазон частот угломерного оборудования	15,4–15,7 Гц
Максимальная погрешность измерения угловых координат	0,21 град
Азимутальный радиомаяк	
Сектор сканирования в горизонтальной плоскости	± 30°
Дальность действия	25 км
Количество рабочих каналов	20
Частота сканирования	5 Гц
Угломестный радиомаяк	
Сектор сканирования в вертикальной плоскости	(0,5–30) градусов
Дальность действия	25 км
Количество рабочих каналов	20
Частота сканирования	5 Гц
Бортовое оборудование	
Масса	34,5 кг
Электропотребление	280 Вт
Ретранслятор дальномера	
Рабочий сектор в горизонтальной плоскости	плюс/минус 30°
Дальность действия	25 км
Количество рабочих каналов	176

10.4. Система радиолокационного контроля траектории движения ОК и управления воздушным движением

Система предназначена для определения текущего местоположения и параметров движения ОК в зоне радиусом 400 км и высотой 40 км и обеспечивает:

– сбор информации от источников радиолокационной информации, ее вторичную обработку и автоматическое сопровождение ОК и самолетов оптико-телевизионного наблюдения;

– отображение координат и параметров движения ОК, а также воздушной обстановки на этапе привода и посадки на рабочих местах штурманов-операторов региональной группы управления полетом (РГУП) в ОКДП;

10. Комплекс радиотехнических систем навигации, посадки

– передачу, обработку и отображение тех же данных на рабочих местах штурманов-операторов главной оперативной группе управления в ЦУПе;

– формирование и выдачу данных оперативного целеуказания в виде экстраполированных координат ОК четырем системам приема телеметрии, телевидения и УКВ-радиосвязи.

Система состоит из сдвоенного комплекта бортовых радиолокационных ответчиков Управления воздушным движением и следующих наземных средств:

– трассового радиолокационного комплекта ТРЛК-10К;
– радиолокационного комплекса управления воздушным движением 17Н846 в составе:

- аэродромного обзорного радиолокационного комплекса;
 - посадочного радиолокационного комплекса;
 - командно-диспетчерского пункта управления воздушным движением в зоне аэродрома КДП-УВД;
 - командно-диспетчерского пункта аэродрома посадки ОК КДП-А;
 - командно-диспетчерского пункта управления полетом ОК КДП-Ц.
- Основные характеристики приведены в табл. 10.3.

Таблица 10.3

Технические характеристики системы радиолокационного контроля

Радиолокационный ответчик	
Объем передаваемой информации	номер ОК и высота полета
Частота передачи	(1090 ± 3) МГц
Частота приема	(1030 ± 0,2) МГц
Зона обзора антенны:	
в горизонтальной плоскости	± 150°
в вертикально-продольной плоскости	± 30°
в вертикально-поперечной плоскости	± 40°
Дальность действия	400 км
Мощность, потребляемая по цепи питания 27 В	160 Вт
Масса	29 кг
Трассовый радиолокационный комплекс	
Состав:	
два трассовых радиолокатора (участки 42 и 43) командно-диспетчерский пункт КДП-4	
Дальность действия:	
первичного канала	400 км
вторичного канала	400 км
Угол обзора в вертикальной плоскости	45°

Продолжение табл. 10.3

Погрешность определения координат после первичной обработки:	
по азимуту	18 мин
по дальности	300 м
Период обновления информации	10 с
Аэродромный обзорный радиолокационный комплекс	
Состав:	
два обзорных радиолокатора Е-511 аппаратура сопряжения с КДП — АСРЛ-О	
Дальность действия:	
первичного канала ($5000 < H < 12000$)	150 км
вторичного канала	200 км
Угол обзора вертикальной плоскости	40°
Период обновления информации	6 с
Разрешающая способность:	
первичного канала по дальности	500 м
вторичного канала по дальности	900 м
первичного канала по азимуту	2,5°
вторичного канала по азимуту	4,3°
Погрешность определения координат:	
по азимуту	12 мин
по дальности	240 м
Посадочный радиолокационный комплекс Е-516В	
Состав:	
два посадочных радиолокатора аппаратура сопряжения с КДП — АСРЛ-П	
Дальность действия:	
первичного канала	20 км
вторичного канала	40 км
Частота излучения	9030, 8910 МГц
Углы обзора:	
по азимуту	от -17 до +17 градусов
по углу места	от -1 до +20 градусов
Угол наклона поворотной платформы антенного поста	от -0,5 до +11,5 градусов
Период обновления информации	0,7 с
Разрешающая способность:	
первичного канала по дальности	120 м
вторичного канала по дальности	200 м
по азимуту	1,2°
по углу места	0,6°

Продолжение табл. 10.3

Командно-диспетчерский пункт управления воздушным движением в зоне аэродрома	
Зона контроля за движением обзорного тракта: дальность высота	200 км 12 км
Зона контроля за движением посадочного тракта: дальность	40 км
Количество одновременно сопровождаемых объектов: в зоне полетов в зоне посадки	20 3
Количество рабочих мест группы контроля за движением	6
Тип вычислительной машины длина слова	СЦВМ А-10М1 (всего две машины) 16 разрядов
Командно-диспетчерский пункт контроля движения ОК (аэродром)	
Тип основной вычислительной машины длина слова объем программного обеспечения	СЦВМ А-15А (всего четыре машины) 16 разрядов 32К слов
Количество рабочих мест штурманов-операторов РГУП	3
Количество выносных индикаторов	3
Тип индикатора телевизионный	1125 строк
Оснащение рабочего места: индикатор вертикальной обстановки индикатор горизонтальной обстановки	1 1
Количество видов отображения траекторией информации	4
Масштабы отображения информации	800–400–200–100–50– 25–10 км
Количество одновременно сопровождаемых объектов	8
Количество несопровождаемых отметок	1000
Объем регистрируемой на магнитной ленте информации	4000 Кбайт
Количество каналов передачи информации в КДП-Ц	6
Количество каналов выдачи оперативных целеуказаний	4
Командно-диспетчерский пункт центра управления полетом	
Тип основной вычислительной машины	СЦВМ А-15А (всего две машины)

Окончание табл. 10.3

Количество рабочих мест штурманов-операторов ГОГУ	3
Количество выносных цветных индикаторов	2
Количество одновременно сопровождаемых объектов	8
Количество несопровождаемых отметок	1000
Количество каналов приема информации из КДП-А	6

10.5. Система контроля технического состояния радиотехнических систем комплекса

Система контроля технического состояния радиотехнических систем комплекса предназначена для определения технического состояния (работоспособность, правильное функционирование, неисправность, отказ), локализации неисправностей, обеспечения восстановления работоспособности и поддержания технических характеристик систем в пределах допусков, установленных эксплуатационной документацией.

Система контроля технического состояния радиотехнических систем комплекса состоит из встроенных в каждое средство устройств непрерывного функционального и тестового контроля и внешних средств контроля, важнейшими из которых являются:

- комплекс автоматизированного контроля технического состояния бортового оборудования «Флагшток»;
- автоматизированная система летного контроля технического состояния наземных радиотехнических средств АСЛК;
- подвижная автолаборатория ПАЛ контроля технического состояния азимутального и курсового радиомаяков системы посадки.

Комплекс «Флагшток» состоит:

- из автоматизированной КПА бортового оборудования РДС;
- автоматизированной КПА бортового оборудования посадки;
- автоматизированной КПА бортового оборудования РСБН;
- динамических имитаторов для полунатурного моделирующего комплекса ПМК.

Автоматизированная система летного контроля (АСЛК). АСЛК состоит:

- из аппаратуры летного контроля (АЛК-В), размещенной на борту самолета Ту-134БВ;
- автоматизированной системы траекторных измерений навигации (АСТИ-Н), размещенной в точках установки радиодальномеров;

– автоматизированной системы траекторных измерений посадки (АСТИ-П), развернутой перед началом испытаний на курсовых и глиссадных радиомаяках.

АСЛК обеспечивает:

– измерение навигационных параметров систем навигации и посадки, автоматизированную оценку с помощью БЦВМ их точностных характеристик и документирование результатов измерений и обработки;

– наземную оценку параметров системы наблюдения за траекторией движения ОК за счет измерения текущих значений дальностей от АСТИН или радиодальномеров и барометрической высоты полета, вычисления азимута, угла места и дальности до центра посадочной полосы и документирование вычисленных значений.

АСЛК оценивает точностные характеристики с необходимым метрологическим запасом.

Объем летных работ в период 1981–1988 гг. составил:

– 280 полетов, 623 часа, Ил-14;

– 904 полета, 1331 час, Ту-134;

– 450 полетов, 900 часов, Ту-134БВ.

Рекомендации, приведенные в отчетах о летных испытаниях, выполнялись в процессе отработки системы.

Подвижная автолаборатория (ПАЛ). ПАЛ обеспечивает:

– измерение угловой информации, излучаемой угломерными радиомаяками;

– проверку синхронности работы угломерных радиомаяков;

– проверку положения линии курса относительно оси посадочной полосы.

ПАЛ состоит из аппаратуры на шасси автомобиля ГАЗ-66 с кузовом К66Н и прицепа на шасси ИАПЗ-738. В аппаратной размещается контрольно-измерительная аппаратура, вспомогательное оборудование, аппаратура энергоснабжения. На прицепе размещается телескопическая мачта с редуктором и кабельным барабаном.

10.6. Комплекс технического управления и контроля радиотехнических систем навигации, посадки и системы контроля за траекторией движения орбитального корабля

Комплекс технического управления и контроля предназначен для обеспечения работоспособности систем навигации, посадки и контроля за траекторией движения орбитального корабля.

Комплекс обеспечивает:

- дистанционное управление энергоснабжением и электропитанием вышеперечисленных радиотехнических систем;
- надежные характеристики 17Н90 за счет двойного, а в системе навигации — тройного резервирования составных частей изделий;
- непрерывный контроль критических параметров систем с локализацией неисправностей до сменного блока;
- выдачу квитанции готовности систем и наземного оборудования комплекса в целом;
- документирование технического состояния системы посадки орбитального корабля;
- привязку технологического процесса к системе единого времени;
- бесперебойное энергоснабжение системы.

Комплекс включает:

- полностью резервированные средства дистанционного управления системами посадки, навигации, КДП-УВД, КДП-А, ТРЛК-10К и средства местного управления вышеперечисленными системами;
- средства трансляции команд управления и информации о техническом состоянии систем, часть из которых работает через ряд ретрансляционных станций П-158 и К-1920 технологической системы связи, являющейся привлекаемой и не входящей в состав наземного комплекса;
- систему единого времени;
- аппаратуру энергоснабжения от двух независимых источников: газотурбинной электростанции ГТЭ-72 и двух дизель-электрических агрегатов по 500 кВт каждый.

На участках 42, 43, 46, 47, 50, 51 (рис. 10.1) электроснабжение аппаратуры осуществлялось от промышленной сети, а на участках 48, 49 — от дизель-электрических агрегатов по двум фидерам.

Основные характеристики представлены в табл. 10.4.

Таблица 10.4

Технические характеристики систем управления и контроля

Количество контролируемых радиотехнических средств	28
Количество контролируемых параметров	500
Количество рабочих мест боевого расчета управления и контроля	6
Темп обновления информации	0,5 с
Время переключения контролируемых средств на резерв	100 мс
Вероятность выполнения задач за счет скользящего «горячего» резервирования и автоматического переключения на резерв систем:	
навигации	0,9995
посадки	0,9998
радиолокационного контроля	0,9996

10.7. Расположение систем комплекса «Вымпел»

Комплекс радиотехнических систем навигации, посадки, контроля траектории и управления воздушным движением «Вымпел» (17Н90) территориально размещен на космодроме так, как это показано на рис. 10.1.

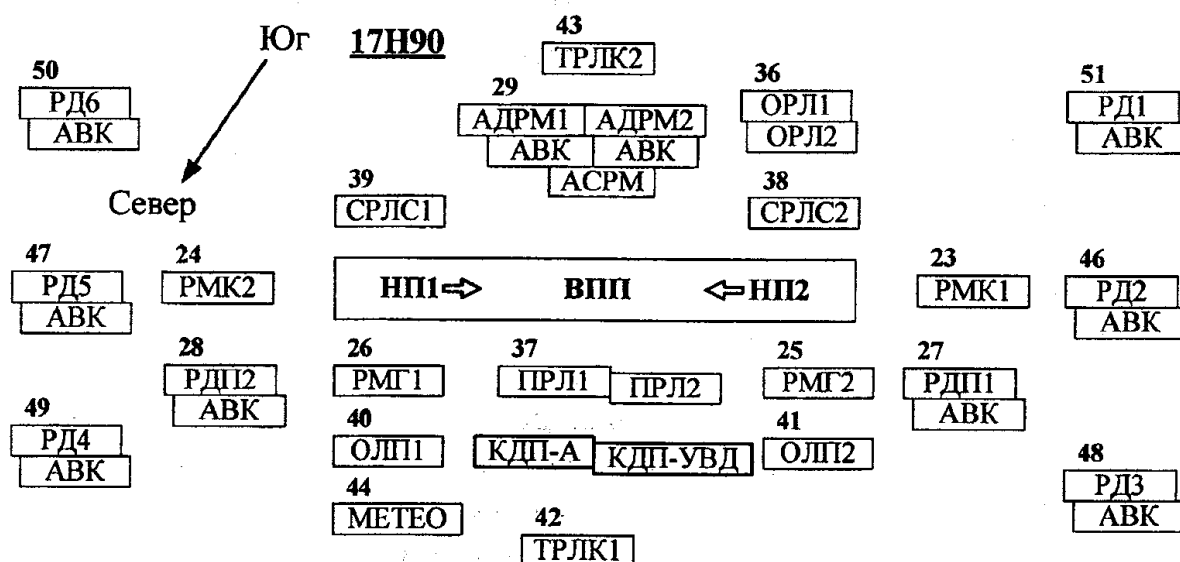


Рис. 10.1. Схема расположения комплекса «Вымпел»

Цифрами на рисунке обозначены номера участков.

Условные обозначения:

АВК — аппаратура выносного контроля;

АДРМ1-2 — азимутально-дальномерные радиомаяки;

АСРМ — аппаратура сопряжения с радиомаяком;

ВПП — взлетно-посадочная полоса;

КДП-А — командно-диспетчерский пункт аэродрома (структура аэродромного хозяйства, РД в КДП-А не заводились, но в перспективе планировались);

КДП-УВД — командно-диспетчерский пункт УВД;

МЕТЕО — метеолокатор;

НП1, НП2 — направления посадки;

ОЛП1-2 — РЛС обзора летного поля; ОРЛ1-2 — обзорные радиолокаторы;

ПРЛ1-2 — посадочные радиолокаторы;

РД1-6 — радиодальномеры-ретрансляторы системы навигации;

РДП1-2 — радиодальномеры-ретрансляторы системы посадки;

РМГ1-2 — радиомаяки глассадные системы посадки;

- РМК1-2 — радиомаяки курсовые системы посадки;
СРЛС1-2 — следящие радиолокаторы (это корабельный вариант РЛС, до 1992 года введены в строй не были);
ТРЛК1-2 — трассовые радиолокаторы;
N — направление на север.

10.8. Посадка орбитального корабля «Буран» на космодром Байконур

После завершения орбитального полета происходит торможение орбитального корабля (ОК) с помощью двигателей орбитального маневрирования (ДОМ) и переход на траекторию схода с орбиты с учетом входа в атмосферу под углом атаки 39° , обеспечивающим допустимый тепловой режим. По достижении условной границы атмосферы на высоте 100 км начинается участок спуска ОК.

С помощью управляющих двигателей (УД) ОК разворачивается по крену таким образом, чтобы уменьшить боковую дальность до взлетно-посадочной полосы (ВПП) посадочного комплекса (ПК). В начале спуска, когда отсутствует управление продольной дальностью полета, ОК движется с постоянным скоростным углом крена, при этом углы атаки, скольжения и крена стабилизируются с помощью 20 УД, размещенных в хвостовой части фюзеляжа (в двух кормовых блоках), а после входа в атмосферу — аэродинамическими органами управления (элеронами, работающими в режиме руля высоты и в режиме элевонов, и балансировочным щитком).

В начале спуска аэродинамические органы управления обеспечивают только балансировку ОК, а при достижении скоростным напором значения $q = 10 \text{ кг/м}^2$ подключаются и к управлению угловым движением, причем по мере возрастания эффективности аэродинамических органов управления и скоростного напора они постепенно берут на себя функции управляющих двигателей. Для минимизации расхода топлива УД отключаются при $q = 50 \text{ кг/м}^2$ в канале крена и при $q = 100 \text{ кг/м}^2$ в продольном канале.

При достижении продольной перегрузкой заданного значения начинается участок спуска с управлением дальностью, при этом на основе прогноза движения ОК отыскивается «попадающая» в район ВПП ПК траектория, на которой прогнозируемая дальность спуска равна оставшейся дальности при выполнении ограничений по нагреву, скоростному напору и перегрузкам.

Специальный алгоритм управления вырабатывает командное значение скоростного угла крена, обеспечивающее движение ОК по траектории, близкой к «попадающей». Для того чтобы не допустить больших ошибок по курсу, при заданном рассогласовании по курсу выдаются команды на смену знака командного значения угла крена, т.е. команды на развороты по крену.

При достижении скорости, соответствующей $M = 12$ ($1M$ — скорость звука), угол атаки постепенно уменьшается с 39° до 10° к концу участка спуска, что позволяет увеличить аэродинамическое качество ОК. Начиная с $M = 10$ для обеспечения необходимой балансировки и увеличения устойчивости движения раскрываются створки воздушного тормоза, угол раскрытия которых до скорости, соответствующей M не менее 0,8, изменяется по заданной программе. При $M = 5$ становится достаточно эффективным руль направления, с помощью которого осуществляется балансировка в боковом канале с переходом при скорости, соответствующей M не более 3, в режим управления. УД рыскания работают на спуске до высоты 20 км — начала участка предпосадочного маневрирования, к моменту которого выполняются ограничения на координаты, величину и направление вектора скорости ОК: корабль должен находиться в кольце на расстоянии 32 ± 13 км, иметь скорость 520 ± 60 м/с. Восточное или западное направление захода на посадку выбирается в зависимости от направления ветра на ВПП, чтобы обеспечить полет ОК на заключительном участке траектории в условиях встречного ветра.

Задачей предпосадочного маневрирования является выведение ОК к началу траектории захода на посадку в ключевую точку (КТ), расположенную на высоте 4 км в вертикальной плоскости, проходящей через ось ВПП, с ориентацией в ней (в плоскости) вектора скорости. Параметры движения ОК в КТ жестко ограничены по координатам, скорости, углу наклона траектории и отклонению от посадочного курса. Их реализация достигается схемой движения, обеспечивающей соответствие между располагаемой энергией ОК и энергией, необходимой для приведения его в КТ. Энергия регулируется изменением длины траектории и программного скоростного напора (управление аэродинамическим качеством), а в дозвуковой области еще и изменением угла раскрытия воздушного тормоза. Управление движением ОК осуществляется формированием в начале участка предпосадочного маневрирования в соответствии с текущим состоянием пространственной опорной траектории ОК (и последующим ее отслеживанием), которая может перестраиваться в ходе полета, если энергетическое состояние ОК не удовлетворяет заданным требованиям.

«След» опорной траектории в горизонтальной плоскости представляет собой систему геометрических линий: спираль отворота — спираль доворота — дуга окружности — финишная прямая, при этом спирали отворота

и доворота соответствуют полету ОК с постоянным углом крена 45° , а спираль отворота реализуется в случае избытка энергии.

В вертикальной плоскости на скоростях, соответствующих M не менее $0,8$, опорная траектория формируется построением программной зависимости высоты, соответствующей номинальному скоростному напору, от оставшейся дальности по «следу» траектории. На режимах при $M < 0,8$ реализуется управление высотой полета относительно заданного состояния в точке окончания предпосадочного маневра (терминальное управление).

Заключительной фазой участка спуска в атмосфере являются заход на посадку и собственно посадка ОК на ВПП с заданными параметрами движения. Заход на посадку и посадка определяются двумя особенностями ОК:

- отсутствием двигателей, обеспечивающих посадку по традиционной самолетной схеме,
- сравнительно малым аэродинамическим качеством ($K_{\max} = 5,6$) на этом участке полета.

В связи с этим для захода на посадку с последующей посадкой ОК на ВПП принята двухглиссадная схема, при которой вся траектория разбивается на четыре участка:

– **первый** (полет по крутой глиссаде с углом наклона $-(17-22)^\circ$), на котором компенсируются ошибки приведения по координатам, скоростям и углам при выходе ОК на крутую глиссаду с последующей стабилизацией относительно жесткой опорной траектории с постоянной заданной приборной скоростью. Этот участок характеризуется режимом равновесного планирования, т.е. полетом с постоянным углом наклона траектории и постоянной скоростью, когда внешние возмущающие воздействия компенсируются изменением эффективного аэродинамического качества увеличением или уменьшением угла раскрытия воздушного тормоза. Так как внешние возмущающие воздействия с равной вероятностью могут быть как встречного, так и попутного характера, то в невозмущенной атмосфере воздушный тормоз находится в положении, соответствующем его средней эффективности. Угол наклона крутой глиссады зависит от посадочной массы ОК и выбирается так, чтобы обеспечивалось парирование внешних возмущающих воздействий заданной интенсивности во всем диапазоне возможных скоростей планирования;

– **второй** (первое выравнивание, высота 500 м), на котором происходят интенсивное торможение и уменьшение скорости снижения ОК до значения, обеспечивающего комфортные условия посадки на ВПП;

– **третий** (полет по пологой глиссаде с углом наклона -2°), где завершаются переходные процессы предыдущего участка и обеспечивается

выход ОК на высоту начала заключительного выравнивания с заданными параметрами движения;

– **четвертый** (заключительное выравнивание, собственно посадка), на котором с высоты 20 м реализуется траектория, строящаяся по экспоненциальному закону, традиционному для самолетной посадки, воздушный тормоз фиксируется в положении, соответствующем началу участка, а требуемые параметры движения в момент касания ВПП при действии возмущающих факторов обеспечиваются изменением геометрических параметров траекторий (эти параметры выбираются такими, чтобы при отсутствии внешних возмущений ОК приземлился на удалении 1000 м от кромки ВПП).

Приземление и пробег ОК происходят по сухой и мокрой бетонной ВПП как в автоматическом, так и в ручном режиме управления при посадочной скорости $V_{\text{пос}} = 300\text{--}330$ км/ч, угле тангажа $10\text{--}13^\circ$, при попутном (до 5 м/с), встречном (до 20 м/с) и боковом (до 15 м/с) ветре. Управление пробегом до опускания передней стойки шасси выполняется в канале тангажа элевонами в режиме руля высоты, в путевом канале — рулем направления, а после опускания носового колеса — управляемой передней стойкой и дифференциальным растормаживанием колес основных стоек шасси.

Алгоритмы управления пробегом ОК сформированы так, что отказ одного из управляющих органов не приводит к потере управляемости и отклонению от ВПП при различных сочетаниях ветровых возмущений и отклонений от оси ВПП. Большой объем статистического моделирования, полеты на аналоге и первый орбитальный полет ОК «Буран» подтвердили эффективность управления на пробеге, обеспечившего отклонение от оси ВПП в конце пробега до 5 м в автоматическом и ручном режимах.

Торможение ОК осуществляется трехкупольным тормозным парашютом и тормозами колес основных стоек шасси, а также воздушным тормозом, используемым в качестве резервного при ручном управлении. Суммарный пробег в зависимости от направления и силы ветра и состояния поверхности ВПП не должен превышать 1800 м.

На рис. 10.2 приведена схема предпосадочных маневров с учетом сильного бокового ветра при автоматической посадке ОК «Буран» на ВПП полосу космодрома Байконур 15 ноября 1988 года.

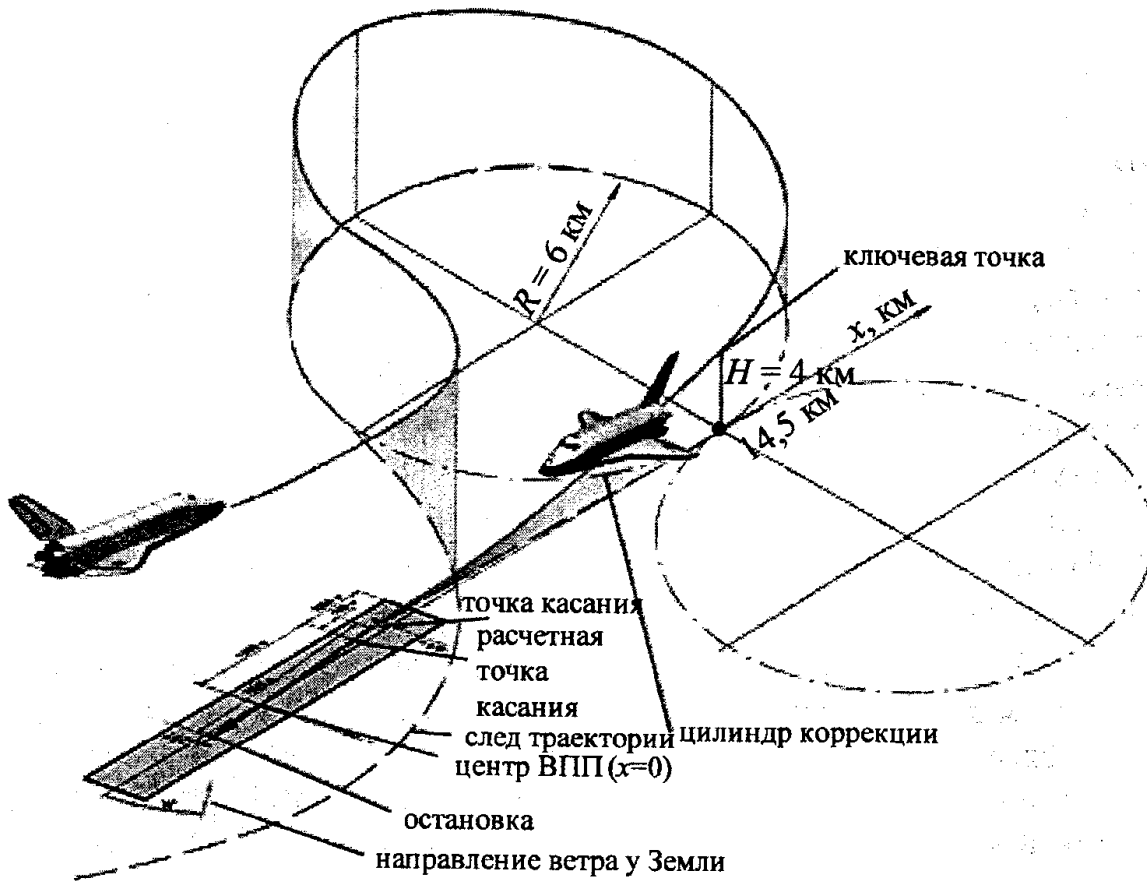


Рис. 10.2. Схема предпосадочного маневрирования

Литература

1. Космические радиотехнические комплексы / С.И. Бычков [и др.]. – М. : Сов. радио, 1967.
2. Радиосистемы управления : учеб. для вузов / В.А. Вейцель [и др.] ; под ред. В.А. Вейцеля. – М. : Дрофа, 2005.
3. Кащеев Н.А. Радиотехнические средства управления космическими аппаратами : учеб. пособие / Н.А. Кащеев. – М. : Моск. гос. ин-т радиотехники, электроники и автоматики, 2005.
4. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей / А.П. Разыграев. – М. : Машиностроение, 1977.
5. Радиоуправление реактивными снарядами и космическими аппаратами / Л.С. Гуткин [и др.]. – М. : Сов. радио, 1968.
6. Космические траекторные измерения / под ред. П.А. Агаджанова. – М. : Сов. радио, 1969.
7. Дудко Б.П. Радионавигация : учеб. пособие / Б.П. Дудко. – Томск : Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, 2003.
8. Энергетические характеристики космических радиолиний / под ред. О.А. Зенкевича. – М. : Сов. радио, 1972.
9. Лебедев А.А. Встреча на орбите / А.А. Лебедев, В.Б. Соколов. – М. : Машиностроение, 1969.
10. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В.С. Шебшаевич [и др.]. – М. : Радио и связь, 1993.
11. Ярлыков М.С. Статистическая теория радионавигации / М.С. Ярлыков. – М. : Радио и связь, 1985.

Оглавление

Введение	3
1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОСМОНАВТИКЕ И КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЭЛЕКТРОНИКЕ	
1.1. Краткие сведения о космонавтике	7
1.2. История отечественной космонавтики	9
1.3. Краткие сведения о космосе	15
1.4. Двигатели для космического пространства	25
1.5. Многоступенчатые ракеты-носители	33
1.6. Характеристики некоторых типов КА	38
2. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ. НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ КОСМИЧЕСКОЙ БАЛЛИСТИКИ	
2.1. Виды и назначение космических аппаратов и их классификация	52
2.2. Системы координат, используемые при определении положения КА	54
2.3. Математическое описание траектории полета КА	60
2.4. Свободный полет космических аппаратов	62
2.5. Траектории баллистических ракет	68
2.5.1. Траектория запуска и движения БР	68
2.5.2. Точность попадания в цель	72
2.6. Орбиты ИСЗ	76
2.7. Траектории КА среднего космоса	79
2.8. Траектории КА дальнего космоса	79
2.9. Коррекция заданной траектории КА	82
2.10. Прогнозирование орбит и траекторий	83
3. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ РТС	
3.1. Общие сведения о космических РТС	86
3.2. Особенности радиосистем КА	88
3.3. Развитие радиотехнических систем управления КА	89
3.4. Радиосистемы баллистических ракет и выведения ИСЗ	94
3.4.1. Состав радиосистемы	94
3.4.2. Требования к радиосистемам выведения	95
3.5. Радиосистемы управления полетом ИСЗ	99
3.6. Радиосистемы управления полетом КА среднего и дальнего космоса	105
4. ВХОДНОЙ СИГНАЛ В КОСМИЧЕСКИХ РАДИОЛИНИЯХ	
4.1. Особенности входных сигналов космических радиолиний	107
4.2. Свойства атмосферы	108
4.3. Выбор диапазона частот	110
4.4. Расчет энергетических характеристик космических радиолиний ...	112
4.5. Влияние условий распространения радиоволн в атмосфере на точность измерительных радиолиний	124

4.5.1. Погрешности измерения дальности	124
4.5.2. Погрешности измерения углов	127
4.5.3. Погрешности измерения радиальной скорости.....	129
4.6. Влияние плазмы, окружающей КА	133
5. ИЗМЕРЕНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ВЕЛИЧИН И ИХ ПРОИЗВОДНЫХ	
5.1. Особенности измерительных радиолиний	135
5.2. Измерение расстояния.....	137
5.3. Измерение радиальной скорости.....	146
5.4. Измерение углов	156
5.5. Измерение угловых скоростей	161
6. ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ В ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ РАДИОСИСТЕМАХ	
6.1. Основные задачи обработки информации в космических радиосистемах	168
6.2. Основы методики статистической обработки результатов навигационных измерений	170
6.3. Определение параметров орбиты КА при обработке информации методом наименьших квадратов	176
6.4. Характеристики ЭВМ, применяемых в космических системах.....	181
7. КОМАНДНЫЕ И ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИЕ РАДИОЛИНИИ	
7.1. Основные виды радиокоманд и командных радиолиний. Требования к командным радиолиниям	184
7.2. Аналоговые командные радиолинии	187
7.3. Принципы цифровой передачи радиокоманд	189
7.4. Проверочная обратная связь.....	194
7.5. Командная радиолиния управления БР	196
7.6. Передача телеметрической информации.....	198
7.6.1. Классификация телеметрических радиолиний	198
7.6.2. Телеметрические линии с временным разделением каналов.....	200
7.6.3. Телеметрические линии с частотным разделением каналов.....	203
7.6.4. Телеметрические радиолинии с кодовым разделением каналов.....	204
7.6.5. Современное построение телеметрических радиолиний	207
8. СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КА. ВСТРЕЧА НА ОРБИТЕ И ПОСАДКА	
8.1. Ориентация КА	209
8.2. Типы систем ориентации	210
8.3. Методы пассивной стабилизации полета КА.....	212
8.4. Методы активной стабилизации	213
8.5. Встреча на орбите	220

8.6. Спуск и мягкая посадка. Особенности спуска в атмосфере планет	224
9. СПУТНИКОВЫЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ	
9.1. Принципы построения спутниковых радионавигационных систем.....	228
9.2. Методы радионавигационных определений	233
9.3. Системы первого поколения.....	237
9.4. Система второго поколения ГЛОНАСС.....	239
9.4.1. Назначение системы	239
9.4.2. Подсистема космических аппаратов.....	240
9.4.3. Структура навигационных сигналов.....	240
9.4.4. Состав и структура навигационных сообщений.....	243
9.5. Система второго поколения NAVSTAR.....	245
9.5.1. Назначение системы	245
9.5.2. Подсистема космических аппаратов.....	245
9.5.3. Структура навигационных сигналов.....	246
9.5.4. Состав и структура навигационных сообщений.....	248
9.6. Аппаратура потребителя систем второго поколения.....	251
9.7. Погрешности определения координат.....	259
9.8. Дифференциальный режим работы СРНС.....	262
9.9. Перспективы развития спутниковых навигационных систем.....	265
10. КОМПЛЕКС РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ, ПОСАДКИ, КОНТРОЛЯ ТРАЕКТОРИИ И УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМОДРОМА БАЙКОНУР	
10.1. Общие положения.....	268
10.2. Радиотехническая система навигации.....	270
10.3. Всепогодная радиотехническая система автоматической посадки.....	272
10.4. Система радиолокационного контроля траектории движения ОК и управления воздушным движением.....	274
10.5. Система контроля технического состояния радиотехнических систем комплекса.....	278
10.6. Комплекс технического управления и контроля радиотехнических систем навигации, посадки и системы контроля за траекторией движения орбитального корабля.....	279
10.7. Расположение систем комплекса «Вымпел»	281
10.8. Посадка орбитального корабля «Буран» на космодром Байконур.....	282
Литература.....	287

