



А. П. Аверьянов,
Л. Г. Азаренко,
Г. Г. Вокин,
Н. А. Кашеев,
Л. А. Мачнева,
В. С. Чаплинский

I

ВВЕДЕНИЕ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКУЮ ТЕХНИКУ



**Аверьянов А. П., Азаренко Л. Г., Вокин Г. Г., Кашеев Н. А.,
Мачнева Л. А., Чаплинский В. С.**

ВВЕДЕНИЕ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКУЮ ТЕХНИКУ

Учебное пособие

ТОМ 1

**ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ. КОСМОДРОМЫ.
НАЗЕМНЫЕ СРЕДСТВА КОНТРОЛЯ
И УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТАМИ
И КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ.
РАКЕТЫ**

*Под общей редакцией
доктора технических наук, профессора,
заслуженного деятеля науки Российской Федерации
Г.Г. Вокина*

Инфра-Инженерия
Москва-Вологда
2018

УДК 629.7.01
ББК 39.6
А 19

ФЗ №436-ФЗ	Издание не подлежит маркировке в соответствии с п. 1 ч. 4 ст. 11
---------------	---

Рецензенты:

доктор технических наук (ВА РВСН имени Петра Великого),
профессор *Чобанян В. А.*;
кандидат технических наук (РГУТиС), доцент *Роганов А. А.*

**Аверьянов А. П., Азаренко Л. Г., Вокин Г. Г., Кашеев Н. А.,
Мачнева Л. А., Чаплинский В. С.**

А 19 Введение в ракетно-космическую технику. Учебное пособие. Том 1. /
А. П. Аверьянов, Л. Г. Азаренко, Г. Г. Вокин, Н. А. Кашеев,
Л. А. Мачнева, В. С. Чаплинский. – М.: Инфра-Инженерия, 2018. –
380с.
ISBN 978-5-9729-0195-1

Подготовлено с целью углубленного и расширенного ознакомления студентов и аспирантов смежных специальностей с прикладными и основополагающими сведениями по существу из всех основных разделов ракетно-космической науки и техники, знание которых крайне необходимо и важно для лиц, готовящихся стать хорошо осведомленными специалистами в области разработок и использования космических систем различного назначения, в том числе систем связи, навигации, телевидения и систем мониторинга, создание которых основано во многом на знании предметных областей информатики, радиотехники, электроники и автоматике.

Для студентов высших учебных заведений, обучающихся по направлению подготовки бакалавров и магистров на факультетах "Авиа- и ракетостроение", "Аэрокосмический", "Информационные и управляющие системы", "Мехатроника и управление". Книга может быть полезной широкому кругу читателей, интересующихся ракетной техникой и космонавтикой.

© Коллектив авторов, 2018

© Издательство «Инфра-Инженерия», 2018

ISBN 978-5-9729-0195-1

ПРЕДИСЛОВИЕ

Ракетно-космическая наука и техника по своему содержанию являются, как известно, научно-техническими областями знаний синтетического характера. Их предметные области, связанные, в первую очередь, с осуществлением полетов в околоземном космическом пространстве и к небесным телам Солнечной системы, опираются на результаты и достижения целого ряда фундаментальных и прикладных наук. К этим наукам, в первую очередь, надо отнести механику, физику, радиоэлектронику, электротехнику, автоматику, астрономию, химию, теплотехнику, физику твердого тела, сопротивление материалов и т.д.

Для студентов, готовящихся стать специалистами в области создания космических систем научного, оборонного или социально-экономического назначения, в основе которых лежит широкое использование упомянутых выше областей науки и техники, а также смежных с ними научно-технических дисциплин, необходимо иметь четкие представления как об условиях работы космических средств целевого назначения, так и о требованиях к их характеристикам со стороны объектов-носителей этих средств – ракет и космических аппаратов – по самым разным аспектам. Эти сведения студенты получают, как правило, при чтении курсов вводного характера, содержание которых носит, как правило, усеченный характер и их до сих пор нельзя считать устоявшимся. На практике же при выполнении конкретных разработок студенты, аспиранты или молодые специалисты сталкиваются с очень широким кругом смежных вопросов, соприкасающихся с предметной областью ракетно-космической техники, которые при чтении учебных курсов по специальности не рассматриваются. Опыт чтения учебных курсов и подготовки специалистов в области космических систем различного назначения привел к выводу о целесообразности подготовки специального учебно-справочного пособия, в котором бы в краткой и доступной форме излагались ключевые сведения, прежде всего, прикладного характера из всех основных и смежных разделов ракетно-космической науки и техники, в чем, как правило, нуждаются будущие специалисты космического профиля как в учебной, так в практической работе. В связи с этим возникла настоятельная необходимость в подготовке соответствующего учебного пособия.

Данное учебное пособие подготовлено силами сотрудников базовой кафедры «Управление и информационные технологии в космических системах» МГОТУ, функционирующей при НИИ космических систем. При подготовке издания учтен опыт чтения вводных и специальных курсов для студентов и аспирантов, а также опыт руководства дипломным проектированием и практическими занятиями. При отборе тематических материалов для данного пособия широко использовались хорошо апробированные и отработанные информационные источники отечественных и зарубежных научно-технических изданий и периодической печати.

СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АА	- абонентская аппаратура
ААР	- абонентская аппаратура ретрансляции
АМ	- амплитудная модуляция
АМС	- автоматическая межпланетная станция
АС	- антенная система
АСУ	- автоматизированная система управления
АТ	- азотный тетраоксид
АФУ	- антенно-фидерное устройство
БА	- бортовая аппаратура
ББ	- боевой блок
БКУ	- бортовой комплекс управления
БЦ	- баллистический центр
БЦВМ	- бортовая цифровая вычислительная машина
БШВ	- бортовая шкала времени
ВВХ	- вероятностно-временные характеристики
ВК	- вычислительный комплекс
ВОГ	- волоконно-оптический гироскоп
ВТО	- высокоточное оружие
ВЧ	- высокочастотный
ВЭО	- высокоэллиптическая орбита
ГДЛ	- газодинамическая лаборатория
ГИ	- гироскоп
ГИРД	- группа изучения реактивного движения
ГЛОНАСС	- глобальная навигационная спутниковая система
ГОСТ	- государственный стандарт
ГПО	- герметичный приборный отсек
ГСО	- геостационарная орбита
ГСП	- гиросtabilизированная платформа
ГТИ	- генератор тактовых импульсов
ГЦ	- главный центр
ГЦИУ	- Главный центр испытаний и управления
ГЧ	- генератор частоты
ДЗЗ	- дистанционное зондирование Земли
ДМ	- дециметровый
ДН	- двойное назначение
ДНГ	- динамически настраиваемый гироскоп
ДУ	- двигательная установка
ДУ РБ	- двигательная установка разгонного блока
ЕКА	- Европейское космическое агентство
ЕЦП	- единый цифровой поток
ЖРД	- жидкостной ракетный двигатель
ЗИП	- запасные инструменты и приборы
ЗС	- земная станция

ЗУ	- запоминающее устройство
ИБД	- информация банков данных
ИБК	- информационно-вычислительный комплекс
ИИ	- ионизирующее излучение
ИКК	- измерительный комплекс космодрома
ИОК	- информация обобщенного контроля
ИСЗ	- искусственный спутник Земли
ИТНП	- измерение текущих навигационных параметров
ИТО	- информационно-телеметрическое обеспечение
ИТП	- информационно-телеметрические параметры
ИЦН	- информация целевого назначения
КА	- космический аппарат
КАЦ	- координационно-аналитический центр
КБ	- конструкторское бюро
КБТМ	- конструкторское бюро транспортного машиностроения
КВ	- короткие волны
КВБ	- кислородно-водородный блок
КВЦ	- координационно-вычислительный центр
КВЧ	- крайне высокие частоты
КГЧ	- космическая головная часть
КИ	- космическая информация
КИК	- командно-измерительный комплекс
КИМ	- кодово-импульсная модуляция
КИП	- командно-измерительный пункт
КИС	- командно-измерительная система
ККП	- комплекс командных приборов
КНС	- космическая навигационная система
КОС	- квантово-оптическая система
КОСПАС	- космическая система поиска аварийных судов и самолетов
КП	- командный пункт
КПА	- контрольно-проверочная аппаратура
КПИ	- командно-программная информация
КПО	- командно-программное обеспечение
КРК	- космический ракетный комплекс
КРТ	- компоненты ракетного топлива
КС	- космическая система
КСР	- космическая система ретрансляции
ЛИ	- летные испытания
МБР	- межконтинентальная баллистическая ракета
МГХ	- массогабаритные характеристики
МИК	- монтажно-испытательный корпус
МКА	- малый космический аппарат
МКС	- Международная космическая станция

МКСР	- многофункциональная космическая система ретрансляции
ММ	- миллиметровый
МПУ ПИ	- мобильный пункт управления и передачи информации
МТКК	- многоразовый транспортный космический корабль
МТКС	- многоразовая транспортная космическая система
МШВ	- местная шкала времени
НАКУ	- наземный автоматизированный комплекс управления
НАП	- навигационная аппаратура потребителя
НАСА	- национальное агентство по авиации и исследованию космического пространства, США
НБО	- навигационно-баллистическое обеспечение
НДМГ	- несимметричный диметилгидразин
НИИ	- научно-исследовательский институт
НИР	- научно-исследовательская работа
НКА	- навигационный космический аппарат
НКУ	- наземный комплекс управления
НПО	- научно-производственное объединение
НС	- навигационный спутник
НС	- наземная станция
НЧ	- низкочастотный
ОВЧ	- очень высокие частоты
ОГ	- орбитальная группировка
ОКБ	- особое конструкторское бюро
ОКИК	- отдельный командно-измерительный комплекс
ОКР	- опытно-конструкторская работа
ПАВ	- поверхностные акустические волны
ПВК	- пространственно-временные координаты
ПМЗ	- помехозащищенность
ПН	- подвижный наземный; полезная нагрузка
ППИ	- пункт приема информации
ПППИ	- пункт приема и передачи информации
ПРД	- передатчик
ПРМ	- приемник
ПСП	- псевдослучайная последовательность
ПТР	- программный токораспределитель
ПУ	- пусковая установка
ПЭ	- пункт эксплуатации
РБ	- разгонный блок
РДТТ	- ракетный двигатель твердого топлива
РК	- разовая команда
РКК	- ракетно-космический комплекс
РКН	- ракета космического назначения
РКТ	- ракетно-космическая техника
РЛ	- радиолиния

РЛС	- радиолокационная станция
РН	- ракета-носитель
Роскосмос	- Российское космическое агентство
PCY	- радиотехническое средство управления;
РТМС	- радиометрическая система
РТР	- ретранслятор
РЭА	- радиоэлектронная аппаратура
РЭП	- радиоэлектронное подавление
СА-81	- стандартная атмосфера
СВЧ	- сверхвысокая частота
СЕВ	- система единого времени
СК	- стартовый комплекс
СКС	- сборочно-командное судно
СМ	- сантиметровой
СП	- серийное производство
СПГ	- сферический поплавковый гироскоп
СР	- спутник-ретранслятор
СРНС	- спутниковая радионавигационная система
ССПД	- система связи и передачи данных
ССС	- спутниковая система связи
СТИ	- станция траекторных измерений
СТК	- система телеметрического контроля
СУ	- система управления
СЭНН	- социально-экономическое и научное назначение
ТАСС	- телеграфное агентство Советского Союза
ТВ	- телевизионный
ТВИ	- телевизионная информация
ТК	- технический комплекс
ТЛФ	- телефонный
ТМИ	- телеметрическая информация
ТМП	- телеметрируемые параметры
ТТЗ	- тактико-техническое задание
ТТТ	- тактико-технические требования
ТТХ	- тактико-технические характеристики
УВК	- управляющий вычислительный комплекс
УВЧ	- ультравысокие частоты
УКВ	- ультракороткие волны
УПЧ	- усилитель промежуточной частоты
ФАПЧ	- фазовая автоподстройка частоты
ФКА	- Федеральное космическое агентство
ФМ	- фазовая модуляция
ЦРС	- центр ретрансляции сигналов
ЦУ	- центр управления
ЦУП	- центр управления полетом
ЦУРС	- центр управления ретрансляцией и связью

ЦКБЭМ	- Центральное конструкторское бюро экспериментального машиностроения
ЧМ	- частотная модуляция
ЧЭ	- чувствительный элемент
ШПС	- шумоподобный сигнал
ШШС	- широкополосный шумоподобный сигнал
ЭВМ	- электронная вычислительная машина
ЭИИМ	- эффективная изотропно излучаемая мощность
ЭМИ	- электромагнитный импульс
ЭМС	- электромагнитная совместимость
ЭПАС	- экспериментальный полёт «Апполон»- «Союз»
ЭСГ	- электростатический гироскоп
ЭТХ	- эксплуатационно-технические характеристики

ВВЕДЕНИЕ

XX век для человечества оказался самым продуктивным в области развития науки и техники за всю историю существования человеческой цивилизации. Получили существенное развитие не только традиционные науки фундаментального характера, но и возникли новые научные области, научные направления и новые виды техники. Особый прогресс характерен для прикладных исследований и разработок, в результате которых появились неизвестные до XX века такие виды техники, как атомная техника, радиоэлектроника, автоматика, вычислительная техника, биотехнология, авиационная техника, ракетно-космическая техника. При этом следует особо подчеркнуть, что при создании ракетно-космической техники человечество пережило качественную грань в своем развитии. Показательно, что ракетно-космическая техника, как никакой другой вид техники, впитала результаты многих наук и технических достижений. Человек вывел в космос рукотворные аппараты, в том числе и пилотируемые, стал изучать прямыми наблюдениями околоземное пространство, а также Луну, Марс, Венеру и другие небесные тела. В результате симбиоза атомной и ракетной техники создано ракетно-ядерное оружие, которое обеспечило не только безопасность нашей страны, но и удержало многие страны от военных столкновений большого масштаба. Более того, на основе ракетной техники созданы космические системы как оборонного, так и социально-экономического назначения. Эти системы по назначению и используемому научно-техническому арсеналу очень разнообразны, поскольку для своего создания требуют применения результатов целого ряда наук и технических достижений. В связи с этим возникают серьезные трудности в подготовке высококвалифицированных специалистов как в вузах, так и в аспирантурах. Традиционные учебные курсы, читаемые по специальности, как правило, очень слабо взаимосвязаны, в то время как при создании космических систем требуется достаточно широкая эрудиция и необходимо использование системного подхода.

Как для проведения исследований и разработок, так и для эксплуатации космических систем совершенно недостаточно знания отдельных предметных научных областей, например, радиоэлектроники, автоматики или вычислительной техники. Как правило, надо хорошо ориентироваться в вопросах баллистики ракет и космических аппаратов, знать условия работы аппаратуры в космосе или на поверхности небесного тела, учитывать свойства атмосферы Земли, понимать вопросы управления космическими аппаратами, а также владеть методами накопления, хранения и обработки больших массивов информации и т. д. и т. п.

Очевидно, что для подготовки специалистов с требуемыми квалификационными характеристиками, необходимыми для выполнения практических работ в области создания и использования космических систем, надо иметь, как минимум, соответствующие учебные пособия, ориентированные не столько на подготовку узких специалистов по отдельным разделам ракетно-космической науки и техники (такие учебные пособия в профильных вузах

имеются), сколько на подготовку студентов и аспирантов смежных специальностей, производственная работа которых тесно связана с предметной областью ракетно-космической техники. Цель подготовки настоящего учебного пособия состоит в устранении в некоторой степени этого пробела в учебной литературе.

Материалы подготовленного учебного пособия сгруппированы в 2 тома, при этом по условиям издания каждый из томов выпускается в виде отдельной книги. Для ориентировки и удобства пользования в каждом томе помещены предисловие и введение, относящиеся ко всему учебному пособию.

В томе 1 – Общие сведения. Космодромы. Наземные средства контроля и управления ракетами и космическими аппаратами. Ракеты – приведены общие сведения о Солнечной системе, даны классификация и общая характеристика объектов ракетно-космической техники, приведены основные сведения о космодромах и наземных средствах внешнетраекторных измерений, телеметрии, связи и управления ракетами и космическими аппаратами. Приведены краткие исторические сведения о создании ракет, изложены принципы построения ракет и ракет-носителей, приведены сведения по основам баллистики ракет и устройству их двигательных установок, описаны принципы построения систем управления и вспомогательных систем, а также дано описание этапов испытаний и эксплуатации ракетно-космических систем.

В томе 2 – Космические аппараты и их системы. Проектирование и перспективы развития ракетно-космических систем – представлены элементы космической баллистики, описаны пилотируемые и непилотируемые космические аппараты и созданные на их основе системы научного, оборонного и социально-экономического назначения. Отражены этапы и методы системного проектирования ракетно-космических объектов и их систем с учетом вопросов экономической эффективности использования средств ракетно-космической техники, а также с учетом вопросов экологии. В заключение кратко освещаются тенденции развития основных объектов ракетно-космической техники как наземного, так и орбитального сегментов.

ГЛАВА 1. ЗЕМЛЯ И КОСМОС

1.1. Общие астрономические сведения

Определение Вселенной. Вселенная – мир в целом, бесконечный во времени и пространстве и безгранично разнообразный по формам, которые принимает материя в процессе развития. Вселенная существует объективно, независимо от сознания человека. Признание объективности существования мира, материальности всей Вселенной характеризует всякое подлинно научное исследование. Явления, происходящие во Вселенной, развиваются в пространстве и во времени. Пространство и время бесконечны, они не существуют в отрыве от материи [1.1, 1.2., 1.3].

Вселенная содержит бесчисленное множество небесных тел, на многих из них имеются все необходимые условия для возникновения и развития жизни. Планета Земля – лишь одно из тел, входящих в безграничную Вселенную.

Космическое пространство. На практике под космическим пространством часто понимают не Вселенную в целом, а пространство, простирающееся за пределами земной атмосферы.

В космическом пространстве выделяют отдельные области, характеризующиеся различными свойствами: околоземное космическое пространство, межпланетное пространство, межзвездное пространство и т. д. Наряду с этими терминами используются не вполне определенные понятия «ближний» и «дальний» или «открытый» космос, характеризующие высоту полета по отношению к Земле.

Строение Вселенной. Материя во Вселенной распределена неравномерно. Большая ее часть сосредоточена в сравнительно плотных космических телах. Промежутки между ними заполнены сильно разреженной материей. Расстояния между космическими телами обычно чрезвычайно велики по сравнению с их собственными размерами, космические тела группируются в системы.

Метагалактика – совокупность звездных систем (галактик). Наша Галактика – одна из систем, входящих в метагалактику.

Галактика – сложная система звезд, газа и пыли разного возраста, происхождения и состава.

Часть звезд и газа и почти вся пыль сосредоточены в плоскости, наблюдаемой на небе в виде Млечного Пути. Существует сферическая составляющая Галактики из значительного числа звезд, окружающих ядро. Радиус Галактики примерно 14000 парсек (определение парсек смотри в абзаце астрономические единицы). Число звезд в Галактике оценивается числом 10^{11} , общая масса превосходит массу Солнца в 10^{11} раз. Солнце находится на расстоянии 10^5 парсек от центра Галактики.

Звезды, входящие в состав Галактики, часто образуют кратные системы от двойных и тройных до звездных скоплений. Особенностью структуры Галактики являются спиральные ветви, характерные для спиральных галактик.

Среди звезд открыты квазары и пульсары. Квазары обладают гантелевидной структурой. Существует гипотеза, что квазары – ядра зарождающихся галактик. Пульсары – нейтронные звезды, вращающиеся с периодом от 0,03 до 3,7 с, излучающие огромное для их небольших размеров (около 10 км) количество энергии как в радиодиапазоне, так и в рентгеновском и оптическом диапазонах в виде коротких (0,01 с) импульсов, повторяющихся с правильной периодичностью, определяемой вращением.

Астрономические единицы. В теоретической астрономии для измерения расстояний применяются следующие единицы:

1) *астрономическая единица длины* (а. е. д.) – среднее расстояние Земли от Солнца, равное 149,6 млн. км;

2) *парсек* – расстояние, соответствующее годовому параллаксу звезды в 1" (1 парсек = 206265 а. е. д. = 3,26 св. года = $30,8 \cdot 10^{12}$ км);

3) *световой год* – расстояние, проходимое световым лучом в течение 1 года; 1 световой год равен $9,4 \cdot 10^{12}$ км.

Год – единица времени, определяемая периодом обращения Земли вокруг Солнца, соответствующим промежутку времени, в течение которого Солнце видимым образом завершает полный круг по небесной сфере.

Звездный (сидерический) год – время полного оборота Солнца по небесной сфере относительно одной и той же звезды, соответствующее 365,25636 средних солнечных суток. Тропический год – время между двумя последовательными прохождением центра Солнца через точку весеннего равноденствия, соответствующее 365,2422 средних солнечных суток.

Межзвездные органические молекулы. В межзвездном пространстве были обнаружены по характерным спектрам собственного радиоизлучения на определенных частотах органические молекулы. В 1969 г. при исследовании межзвездных радиоспектров были открыты линии муравьиного альдегида. Вслед за формальдегидом в галактическом пространстве обнаружили цианацетилен, древесный спирт, муравьиную кислоту, формалид, уксусный альдегид, ацетонитрил, метанимин и многие другие молекулы. Облака органических молекул в объеме галактики, прежде всего, встречаются там, где концентрация вещества в газопылевом облаке уже достаточно высока. Большая часть молекул (8 из 26 известных) была обнаружена в созвездии Стрельца, вблизи галактического центра, а также в Большой туманности Ориона и др. В сжимающемся облаке созвездия Стрельца насчитывают 10^8 частиц в 1 см^3 . Вероятность столкновений между атомами и радикалами в таком облаке достаточно высока, что может вызвать образование сложных молекул.

Наличие органических молекул в межзвездном пространстве и в районе облаков позволяет выдвинуть новые гипотезы происхождения жизни во Вселенной.

1.2. Солнечная система

Солнечная система состоит из Солнца и обращающихся вокруг него девяти больших планет со спутниками, десятков тысяч малых планет, комет и мелких метеоритных тел. Все большие и малые планеты движутся вокруг Солнца в одном направлении против хода часовой стрелки (для наблюдателя, смотрящего со стороны северного полюса эклиптики). Эклиптика – большой круг небесной сферы, по которому совершается видимое годовое движение Солнца (плоскость движения центра масс Земли относительно центра Солнца). Плоскость эклиптики наклонена к плоскости земного экватора примерно на $23^{\circ}27'$. Орбиты больших планет по форме близки к окружности и мало наклонены друг к другу. Элементы планетных орбит приведены в табл. 1.1.

Притяжение звезд не влияет заметным образом на орбиты планет, так как радиус Солнечной системы примерно в 7000 раз меньше расстояния до ближайшей звезды. Гравитационное взаимодействие планет порождает лишь небольшие возмущения их эллиптического движения.

Таблица 1.1

Элементы планетных орбит

Планета	Среднее расстояние от Солнца (большая полуось орбиты)		Эксцентриситет орбиты	Наклон плоскости орбиты к эклиптике	Сидерический период обращения планеты вокруг Солнца, год	Средняя скорость движения планеты по орбите, км/с
	а. е. д.	млн. км				
Меркурий	0,3871	57,9	0,2056	$7^{\circ}00'14''$	0,241	47,84
Венера	0,7233	108,1	0,0068	$3^{\circ}23'39''$	0,615	35,01
Земля	1,0000	149,6	0,0167	$0^{\circ}00'00''$	1,000	29,76
Марс	1,5237	227,8	0,0934	$1^{\circ}51'00''$	1,881	24,11
Юпитер	5,2028	777,8	0,0484	$1^{\circ}18'20''$	11,862	13,05
Сатурн	9,5388	1426,1	0,0557	$2^{\circ}29'24''$	29,458	9,64
Уран	19,1910	2869,1	0,0472	$0^{\circ}46'23''$	84,015	6,78
Нептун	30,0707	4495,6	0,0086	$1^{\circ}46'26''$	164,788	5,47
Плутон	39,5560	5947,0	0,2530	$17^{\circ}08'38''$	247,697	4,74

1.2.1. Краткая характеристика Солнца, больших планет и Луны

Солнце – газообразное раскаленное небесное тело шарообразной формы, ближайшая к Земле звезда. В Солнце сосредоточено 99,866% массы солнечной системы. Масса Солнца составляет $1,985 \cdot 10^{33}$ г, средняя плотность – $1,41 \text{ г/см}^3$. Расстояние от Солнца до Земли в течение года изменяется от 147 до 152 млн. км и в среднем равно 149,60 млн. км. Вращение Солнца совершается в плоскости, наклоненной на $7^\circ 15'$ к плоскости земной орбиты. На экваторе период обращения Солнца составляет 25,38 средних солнечных суток, а для полярных областей около 35 суток.

Фотосфера – нижний слой солнечной атмосферы, из которого исходит почти все видимое излучение Солнца, дающее непрерывный спектр. Температура достигает $5700 \text{ }^\circ\text{K}$, временами наблюдаются пятна размерами до 200 000 км и более. Среднее число наблюдаемых в году пятен и средняя площадь, занимаемая ими, изменяются с периодом около 11 лет (с колебаниями от 7,5 до 16 лет). Температура пятен около $4500 \text{ }^\circ\text{K}$ и ниже.

Хромосфера Солнца простирается над обращающим слоем до высоты 14000 км. В хромосфере обнаружены хромосферные протуберанцы, угловые размеры которых составляют около $3'' \times 10''$. Развитие таких выбросов протекает в течение 4...5 мин.

Самые внешние слои атмосферы Солнца, простирающиеся на высоту нескольких радиусов Солнца, называются *солнечной короной*. Наиболее яркие корональные линии приходятся на длины волн 0,3388; 0,5303; 0,6375 и 1,0798 мкм. Корона является мощным источником ультрафиолетового излучения.

На краю диска Солнца наблюдаются *протуберанцы* – образования из светящихся газов. Средняя высота протуберанцев 30000-50000 км, температура 5000-10000 К.

Планеты. Планеты делятся на две группы: планеты земной группы – Земля, Венера, Марс и планеты-гиганты – Юпитер, Сатурн, Уран и Нептун. Значительную часть их массы составляет водород H_2 , метан CH_4 и аммиак NH_3 . Геометрические и механические характеристики планет и Луны приведены в табл.1.2.

Таблица 1.2

Геометрические и механические характеристики планеты и Луны

Планета	Диаметр (экваториальный)		Угловой диаметр (экваториальный), планеты	Сжатие планеты	Объем планеты, объем Земли =1	Масса планеты, масса Земли =1	Средняя плотность планеты		Ускорение свободного падения на поверхности, m/c ²	Скорость убегания*, км/c	Гравитационный параметр, км ³ /c ²	Круговая скорость, км/c
	км	Диаметр Земли=1					г/см ³	Средняя плотность Земли=1				
Меркурий	4840	0,38	4,7-12,9	0	0,055	0,054	5,48	0,99	3,46	4,17	$2,165 \cdot 10^4$	2,94
Венера	12400	0,97	9,9-65,2	0	0,92	0,815	4,86	0,88	8,43	10,78	$3,242 \cdot 10^5$	7,23
Земля	12756	1,00	-	1:298,3	1,00	1,00	5,52	1,00	9,81	11,19	$3,986 \cdot 10^5$	7,91
Марс	6800	0,53	3,5-25,5	1:192	0,15	0,107	3,92	0,71	4,02	5,09	$4,291 \cdot 10^4$	3,60
Юпитер	143640	11,26	30,5- 50,1	1:16	1344,8	318,35	1,31	0,24	27,67	60,19	$1,265 \cdot 10^8$	42,55
Сатурн	120500	9,4	14,7- 20,7	1:10	766,6	95,3	0,68	0,12	12,74	36,28	$3,788 \cdot 10^7$	25,66
Уран	53400	4,2	3,4-4,3	1:18	73,5	14,58	0,09	0,20	9,58	21,32	$5,794 \cdot 10^6$	15,07
Нептун	49600	3,9	2,2-2,4	1:40	59,2	17,26	1,61	0,29	11,22	23,43	$6,860 \cdot 10^6$	16,57
Плутон	13000	<1	0,19- 0,24	?	<1	0,83	>5,0?	0,9?	3,94	10,51	$3,312 \cdot 10^5$	7,43
Луна	3476	0,272	29,40'- 33,67'	1:2500	0,02	0,012	3,33	0,60	1,62	2,33	$4,890 \cdot 10^3$	1,68

Примечание. * Скорость убегания (критическая скорость) – вторая космическая скорость.

1.2.2. Малые планеты (астероиды)

Астероиды – малые планеты, обращающиеся вокруг Солнца главным образом между орбитами Марса и Юпитера. Период обращения вокруг Солнца для большинства астероидов составляет 5...6 лет. Средний наклон орбит астероидов к плоскости эклиптики равен $9,7^\circ$. Всего открыто более 6000 астероидов. Крупных астероидов значительно меньше, чем небольших табл. 1.4 Диаметр открытых астероидов может составлять менее 1 км и доходить до 770 км. Из-за малой яркости астероидов они не видны невооруженным глазом.

Т а б л и ц а 1.3

Число астероидов в зависимости от их диаметра

Диаметр, км	Число астероидов	Диаметр, км	Число астероидов	Диаметр, км	Число астероидов
1-40	668*	81-120	210	200-240	18
		121-160	85		
41-80	539	161-200	30	>241	15

Примечание. * По расчетам С. В. Орлова, число астероидов диаметром до 1 км должно составлять $250 \cdot 10^6$.

1.2.3. Кометы

В Солнечную систему входит около 10^{11} комет. Ежегодно наблюдается до десятка комет, из них 6-7 новых. В зависимости от периода обращения вокруг Солнца кометы делятся на две группы:

- короткопериодические (период 7 лет);
- долгопериодические (период 10^6 лет).

В перигелии некоторые кометы приближаются к Солнцу на расстояние 500000 км и движутся со скоростью около 500 км/с. В афелии их расстояние от Солнца может достигать 200000 а. е. д. или $8 \cdot 10^{13}$ км, при этом скорость комет уменьшится до 1 км/с.

Комета обладает твердым ядром, окруженным массой газа – *комой*, которая состоит из молекул и атомов, выделяющихся из ядра и образующих внешнюю оболочку, а также (под давлением солнечного ветра) хвост кометы. Ядро средней кометы представляет собой шар радиусом до 1 км, содержащий около $4 \cdot 10^{15}$ г вещества (либо в виде глыб метеорного вещества, либо в виде кусков льда из воды, аммиака, метана и т. п. с вмержшими в них частицами метеорного вещества). Общая масса кометы достигает 10^{17} г, что примерно в $60 \cdot 10^9$ раз меньше массы Земли. В среднем комета за одно прохождение через перигелий теряет путем испарения около 1/200 своей массы.

Ежегодно около пяти комет проникают в сферу радиусом 1 а. е. д. вокруг Солнца и, следовательно, имеет возможность столкнуться с Землей. Однако такое событие может произойти лишь 1 раз в 200 млн. лет.

1.2.4. Метеоры

Метеоры делятся на два класса: *метеорные потоки (рои)* и *спорадические метеоры*, не принадлежащие к метеорным потокам.

Орбиты и параметры движения некоторых метеорных роев Солнечной системы известны. Встреча с ними может прогнозироваться. Со спорадическими метеорами встречи случайны.

Метеорное вещество в космическом пространстве представляет собой множество твердых тел от нескольких десятков километров до нескольких десятых долей микрометра в поперечнике.

Максимальная скорость метеора на его почти параболической орбите на расстоянии 1 а. е. д. от Солнца составляет 42 км/с. Если движение метеора обратное, он летит навстречу Земле (орбитальная скорость её примерно 30 км/с) с относительной скоростью 72 км/с. Метеор, имеющий прямое движение, догоняет Землю с относительной скоростью ~ 12 км/с. При таких скоростях входа в атмосферу Земли метеоры в большинстве случаев полностью расплываются, прежде чем достигнут её поверхности.

Метеоры, которые падают на Землю, называют *метеоритами*. Ежегодно на Землю падает около 2000 метеоритов общей массой примерно 200 т. Среднее число падений метеоритов в 1 сек на 1 м^2 поверхности Земли возрастает с уменьшением массы метеоритов.

Метеорные тела бывают каменные и железные. Плотность каменных метеоритов составляет $0,5\text{-}3 \text{ г/см}^3$, железных $0,5\text{-}7,8 \text{ г/см}^3$. Число метеоритных тел тем больше, чем меньше их масса примерно обратно пропорционально массе в квадрате.

На расстоянии 100-300 км над поверхностью Земли имеется область с повышенной плотностью метеорной пыли. Примерно каждые 10 сек на 1 м^2 поверхности Земли приходится одно падение частиц с массой больше 10^{-8} г, на расстояниях $10^3\text{-}10^6$ км плотность потока значительно уменьшается.

1.3. Основные астрофизические сведения о Солнце

1.3.1. Лучистая энергия Солнца. Световое давление

Сила света Солнца составляет около $3 \cdot 10^{27}$ кд (1 свеча=1,005 кандела). Количество тепла, приносимого солнечными лучами за 1 мин на площадку в 1 см^2 , поставленную вне земной атмосферы на расстоянии 1 а. е. д. от Солнца перпендикулярно к падающим лучам (*солнечная постоянная*), примерно равно $0,13 \text{ Вт/см}^2$. Величина спектральной солнечной постоянной H_λ зависит от длины волны [1.3].

В области коротких волн излучение Солнца простирается во время вспышек примерно до 10^{-5} мкм. При этом за пределами земной атмосферы на расстоянии 1 а. е. д. от Солнца плотность потока солнечной энергии может быть определена по формуле:

$$\Phi_{\odot} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} H_{\lambda} d\lambda,$$

где: H_{λ} – спектральная солнечная постоянная.

Солнечные лучи создают световое давление. Вблизи земли оно составляет 4,3 - 4,5 мкПа. В общем случае давление света (в Па) равно

$$P_{св} = 4,4 \cdot 10^{-6} r_e^{-2},$$

где r_e - расстояние до Солнца, а. е. д.

1.3.2. Радиоизлучение Солнца

Различают три компоненты радиоизлучения Солнца:

- радиоизлучение спокойного Солнца - обычное тепловое излучение ионизированной атмосферы Солнца;
- медленно изменяющееся радиоизлучение - связано с появлением на Солнце долгоживущих активных областей;
- спорадическая компонента радиоизлучения Солнца - относительно быстро меняющееся повышение интенсивности, носящее характер всплесков.

Излучение Солнца в диапазоне радиоволн от 4 мм до 10 м характеризуется средней яркостной температурой, плотностью излучения и относительным эффективным радиусом [1.3].

1.3.3. Корпускулярное излучение Солнца

Солнце постоянно выбрасывает потоки заряженных частиц или корпускул, представляющих собой ионы, протоны и электроны. Эти потоки называются солнечным ветром. В спокойные дни скорость солнечного ветра достигает 500 км/с, плотность 10^2 см^{-3} . Во время солнечных вспышек скорость частиц больше 1600 км/с (отдельные частицы летят со скоростью, которая всего в несколько раз меньше скорости света). Такие потоки деформируют магнитосферу и радиационные зоны Земли, вызывая магнитные бури, полярные сияния, нарушение радиосвязи.

1.4. Планета Земля

Земля – третья планета от Солнца. Она движется по эллиптической орбите, в одном из фокусов которой находится Солнце. Период обращения Земли вокруг Солнца – год, который равен 365,25636 средних солнечных суток. Масса всей Земли равна $5,98 \cdot 10^{24}$ кг. Момент инерции Земли относительно оси вращения составляет $81,04 \cdot 10^{43}$ г/см². Угловая скорость вращения Земли вокруг своей оси равна $7,292115 \cdot 10^{-5}$ с⁻¹. Продолжительность суток удлиняется на 0,0014 сек в столетие вследствие замедления вращения Земли.

Некоторые данные о земной поверхности и океанах приведены в табл. 1.4 и 1.5.

Основные данные земных материков и океанов. Наиболее мощное влияние на земные процессы оказывает излучение Солнца. На весь земной шар падает $1,7 \cdot 10^{24}$ эрг/с ($5,4 \cdot 10^{31}$ эрг/год) лучистой энергии Солнца, что соответствует мощности $1,7 \cdot 10^{14}$ кВт. Около 55% этой энергии поглощается атмосферой и почвой, остальная ее часть отражается в мировое пространство.

Корпускулярное и ультрафиолетовое излучение Солнца существенно влияет на состояние земной атмосферы, на распространение радиоволн и на геомагнитные явления.

Таблица 1.4

Основные данные земных материков

Материк	Площадь (включая острова), млн. км ²	Высота над уровнем моря, м		Население, млн. чел.	
		средняя	наибольшая	1973 г.	2005 г.
Европа	10,523	300	5642	660	725
Азия	43,475	950	8848	2250	3917
Африка	30,132	650	5895	375	888
Северная Америка	24,228	700	6193	337	332
Южная Америка	17,757	600	6960	207	558
Австралия и Океания	8,971	400	5029	21	33
Антарктида	13,975	2000	6000	13	
Всего:	149,061			3863	6454

Таблица 1.5

Основные данные океанов

Океан	Площадь, млн. км ²	Наибольшая глубина, м
Тихий	179,679	11022
Атлантический	92,544	8425
Индийский	73,265	7450
Северный Ледовитый	13,919	5449
Всего:	359,407	

1.4.1. Форма и размеры Земли. Сила тяжести

Земля имеет форму геоида – фигуры, которую имел бы в океане средний уровень воды (при отсутствии волн, приливов и течений), а на материках – уровень воды в воображаемых узких каналах, сообщающихся с океаном. Фигура геоида зависит от внутреннего строения Земли и имеет неправильную и сложную форму, но она довольно близка к земному эллипсоиду (сфероиду). Средняя величина отступления геоида от наиболее удачно выбранного эллипсоида не превосходит ± 50 м, а максимальная 100 м. Наиболее обоснованные размеры эллипсоида вычислены в СССР проф. Ф. Н. Красовским, табл. 1.6.

Параметры эллипсоида Красовского

Наименование, ед. измерения	Обозначение	Величина
Большая полуось (радиус экватора), км	a	6378,245000
Малая полуось (0,5 полярной оси), км	b	6356,863019
Сжатие [(a-b)/a]	c	1:298,3
Средний радиус (радиус равновеликого шара), км	R	6371
Длина окружности меридиана, км	L	40008,550
Площадь поверхности, км ²	S	5,10·10 ⁸
Объем, км ³	V	1,083·10 ¹²
Эксцентриситет ($\sqrt{1-(b/a)^2}$)	e	0,081813

Для эллипсоида Красовского, составленного из однородных слоев, нормальное ускорение свободного падения на его поверхности равно:

$$\begin{aligned} &\text{на экваторе } (\varphi' = 0) \quad g_0^{(э)} = 978,049 \text{ см/с}^2; \\ &\text{на полюсе } (\varphi' = 90^\circ) \quad g_0^{(п)} = 983,235 \text{ см/с}^2, \end{aligned}$$

где: φ' – географическая (астрономическая) широта.

На высоте h над данной точкой Земли ускорение равно:

$$g_h = g_0 [r/(r+h)]^2,$$

где: r – расстояние от данной точки земного сфероида до его центра.

1.4.2. Атмосфера Земли

Атмосфера Земли – газообразная оболочка земного шара. Ее масса равна $5,27 \cdot 10^{21}$ г, т. е. составляет менее одной миллионной массы земного шара. В атмосфере различаются несколько слоев. Нижний слой толщиной 10-12 км над умеренными широтами и 16-18 км над тропиками называется тропосферой. Слой атмосферы выше 70-80 км называют ионосферой, а выше 500-1000 км – экзосферой или слоем рассеивания. Экзосфера постепенно переходит в околоземное космическое пространство.

Состав сухого воздуха до высоты 80-100 км остается практически неизменным. Его средний молекулярный вес равен 28,966. Основную часть массы атмосферы (99,99%) составляют газы: азот (75,51%), кислород (23,15%), аргон (1,28%) и углекислый газ (0,046%). Меньше тысячной части процента встречаются неон, гелий, криптон, ксенон, водород, озон.

В атмосфере содержится водяной пар. Упругость водяного пара (парциальное давление) e_0 измеряется в миллибарах (1 мбар = 0,75008 мм рт. ст. = 100 Па).

Абсолютная влажность воздуха a_{00} – количество граммов водяного пара в 1 м³ воздуха. Приблизительно $a_{00} = 216,7 e_0/T$, где T – температура воздуха, °K.

Образующиеся в атмосфере облака различают по высоте нижней кромки. Облака верхнего яруса (выше 6 км) – перистые, перисто-кучевые, перисто-слоистые – состоят из ледяных кристалликов; перламутровые облака

образуются на высотах 22-30 км; серебристые – на высотах 75-92 км. Облака среднего яруса (от 2 до 6 км) – высококучевые, высокослоистые. Облака нижнего яруса (ниже 2 км) – слоисто-кучевые, слоистые, слоисто-дождевые. Облака вертикального развития – кучевые, кучево-дождевые.

Зависимость температуры и плотности стандартной атмосферы от высоты над поверхностью Земли приведена на рис. 1.1 и 1.2.

На высоте 300 км плотность составляет $2,14 \cdot 10^{-10} \text{ кг/м}^3$.

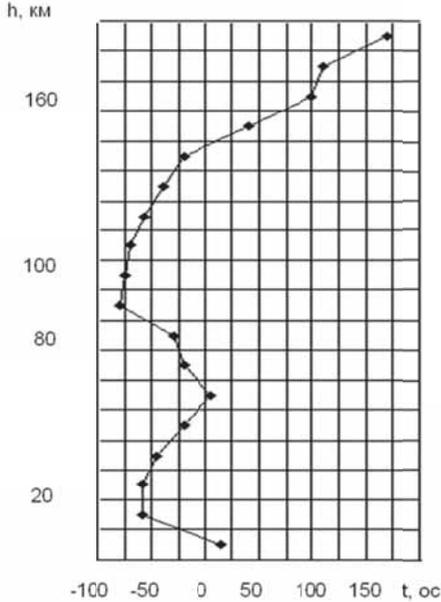


Рис. 1.1. Зависимость температуры стандартной атмосферы от высоты полета

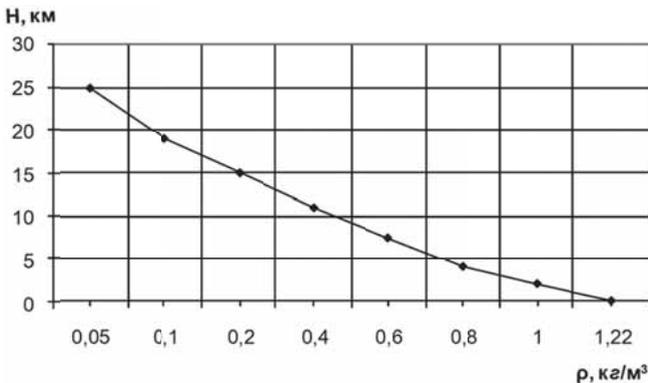


Рис. 1.2. Зависимость плотности стандартной атмосферы от высоты

1.4.3. Магнитное поле Земли

Земля – слабый постоянный магнит, ось которого не совпадает с осью вращения планеты и имеет наклон около 11° . Магнитные полюсы, экватор и широты не совпадают с географическими.

Магнитное поле Земли с грубым приближением может быть представлено в виде магнитного диполя. Большое количество аномалий значительно усложняет реальное геомагнитное поле, особенно на поверхности Земли. Однако на движение заряженных частиц в магнитном поле Земли эти особенности решающего влияния не оказывают.

С некоторых расстояний от поверхности Земли магнитное поле начинает испытывать воздействие межпланетной среды, особенно корпускулярных потоков Солнца – солнечного ветра. С дневной стороны происходит поджатие геомагнитного поля, а с ночной – его растяжение (рис. 1.3). Поле локализуется в определенном пространстве – магнитосфере Земли. В результате взаимодействия с магнитосферой Земли частицы солнечного ветра (300–800 км/с) на расстоянии 12–15 радиусов Земли образуют ударную волну.

Магнитное поле подвержено медленным вековым вариациям. Изменение солнечной активности вызывает быстрые изменения магнитного поля – магнитные бури.

С ночной стороны Земли открыт так называемый магнитный хвост, диаметр которого около $40R_e$ (40 радиусов Земли). Структура хвоста хорошо изучена на расстояниях лишь до орбиты Луны (~60 радиусов Земли).

1.4.4. Радиационные пояса Земли

Радиационные пояса Земли – области пространства, заполненные заряженными частицами, захваченными магнитным полем Земли (геомагнитная ловушка). Условное разделение радиационных поясов на внутренний $L < 3R_e$ и внешний $3R_e \leq L \leq 7R_e$ является очень четким для электронов и протонов больших энергий (электроны > 100 кэВ и протоны > 30 МэВ). Протоны с энергией > 30 МэВ существуют только во внутреннем радиационном поясе.

Радиация, захваченная в области внутреннего радиационного пояса, почти не подвержена временным изменениям. Радиация в области внешнего пояса испытывает разнообразные и значительные временные вариации по интенсивности и по распределению в пространстве.

Радиационные пояса занимают внутренние области магнитосферы (рис. 1.3). За пределами зоны устойчивого захвата существует зона неустойчивого захвата, где захваченная радиация может существовать непродолжительное время. Кроме того, существует область магнитосферы, через которую возможны вторжения частиц солнечного ветра непосредственно из межпланетного пространства. Электроны и протоны занимают всю область, где силовые линии геомагнитного поля замкнуты, т. е. от нескольких сот километров над поверхностью Земли до границы магнитосферы.

Неравномерное распределение радиации в различных географических районах при постоянной высоте связано со структурой реального геомагнитного поля. В районах с аномально слабой напряженностью геомагнитного поля по сравнению с дипольным полем частицы радиационных поясов опускаются наиболее низко к поверхности Земли (например, абсолютный минимум напряженности геомагнитного поля в гигантской отрицательной Южно-Атлантической аномалии в районе бразильского побережья). Здесь протоны внутреннего радиационного пояса могут быть обнаружены на высоте 200-300 км.

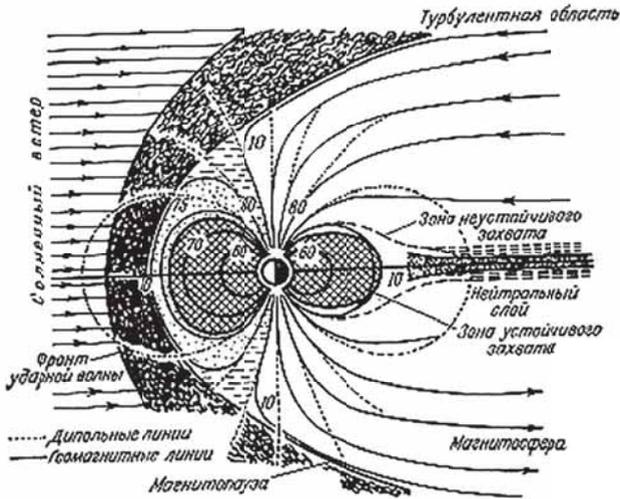


Рис. 1.3. Меридиальный разрез магнитосферы Земли.

Двойной штриховкой даны области существования захваченной радиации.

Расстояния выражены в радиусах Земли

Радиационные пояса условно делят на протонные и электронные. Минимум электронов с энергией 150 кэВ и 1 МэВ расположен на удалении $3R_{\text{З}}$ и совпадает с границей протонов, энергия которых >30 МэВ. На начальной стадии исследования именно по этому минимуму радиационные пояса и были разделены на внутренний и внешний.

Протоны с энергией >110 МэВ располагаются ближе к Земле, чем протоны с энергией >30 МэВ. Наиболее изучен пояс протонов малых энергий (~ 1 МэВ). Характерна высокая стабильность этого пояса.

Потоки электронов внешнего радиационного пояса (100-500 кэВ) имеют максимум на удалении $(4,5-5) R_{\text{З}}$. На удалении $(6-7) R_{\text{З}}$ они убывают. Положение максимума внешнего радиационного пояса хорошо коррелирует с возмущенностью магнитного поля Земли. В начале магнитной бури пояс, как правило, резко перемещается к центру Земли, потоки частиц данной энергии в нем уменьшаются. После окончания магнитной бури пояс возвращается на

прежнее место. Иногда происходит только сжатие радиационного пояса без изменения числа частиц в нем. Большую часть времени пояс находится на удалении (4-5) R_e .

1.5. Ближний и дальний космос

Под космосом понимают космическое пространство со всеми его объектами. Космос включает околоземное, межпланетное, межзвездное и межгалактическое пространство со всеми его объектами.

1.5.1. Луна. Физические характеристики

Луна является спутником Земли. Она всегда обращена к Земле одной стороной, так как сидерический период вращения Луны вокруг оси равен сидерическому периоду обращения ее вокруг Земли. Из-за неравномерного движения Луны по орбите вследствие притяжения Солнца и ближайших планет Солнечной системы, а также приливно-отливных сил взаимодействия с Землей и наклона лунной орбиты к эклиптике с Земли можно наблюдать примерно 59% лунной поверхности. В табл. 1.7 приведены основные физические характеристики Луны.

1.5.2. Поверхность Луны

В зависимости от взаимного положения Луны, Земли и Солнца видны различные освещенные части лунного диска, которые получили название фаз Луны. Основных фаз Луны четыре: новолуние (к Земле обращена неосвещенная часть Луны), первая четверть, полнолуние и последняя четверть.

Области на поверхности Луны, которые выглядят более темными, получили название морей, светлые области именуются материками. В телескоп отчетливо видны большие кольцевые гористые образования – цирки, а также многочисленные крупные кратеры. Самые большие цирки имеют диаметр около 200 км. Поверхность лунных материков покрыта горными вершинами, достигающими высоты 7-8 км. Лунные моря имеют сравнительно гладкую поверхность, местами покрытую складками, бороздами и трещинами. Кроме перечисленных образований на Луне наблюдаются плоскогорья, долины, хребты, сбросы, каменные гряды и холмообразные объекты.

По фотографиям лунной поверхности и панорамам установлено, что преобладающей топографической особенностью лунной поверхности являются многочисленные кратеры. На 100 км^2 поверхности насчитывается более 82500 кратеров диаметром 2-16 м. Число их тем больше, чем меньше размеры. Относительная глубина кратеров, т. е. отношение глубины кратера к его диаметру, колеблется в пределах 0,13-0,22. Большинство кратеров диаметром менее 250-300 м имеют относительно гладкие брустверы, наклон которых достигает 40° .

Физические характеристики Луны

Наименование	Размерность	Значение
Средний угловой диаметр	"/"	31'05"
Синодический период обращения (интервал времени между двумя последовательными новолуниями)	сут:час:мин:сек	29:12:44:03
Скорость движения по орбите	км/с	1
Период вращения вокруг оси	Сут	27,32166
Объем	см ³	2·10 ²⁵
Масса	Г	7,35·10 ²⁵ (1/81,5 массы Земли)
Средняя плотность	г/см ³	3,34
Площадь	км ²	3,8·10 ⁷
Нормальное ускорение свободного падения у поверхности	см/с ²	162
Первая космическая скорость	км/с	1,68
Вторая космическая скорость	км/с	2,36
Максимальная дневная температура поверхности на экваторе	°К	373,6
Минимальная ночная температура	°К	119,7
Освещенность, создаваемая Луной на границе земной атмосферы в фазе полнолуния	Лк	0,32
Альбедо	%	7,3

В местах высадки на Луну американских космонавтов и советских самоходных аппаратов «Луноход» установлено, что поверхностный слой грунта рыхлый, но достаточно прочный. Ноги космонавтов и колеса «Лунохода-1» углублялись до 5 см, опоры лунного корабля «Аполлон-11» углубились тоже до 5 см, однако глубина воронки, образовавшейся в лунном грунте под действием газовой струи двигателя при посадке, составила 30 см. В лунной пыли обнаружены мелкие стекловидные шарики диаметром в десятые доли миллиметра темно-коричневого, желтого и желтовато-коричневого цвета. Некоторые кусочки стекловидного вещества, общее содержание которого в лунной пыли составляет 25-30%, имеют каплеобразную форму.

Химический анализ образцов грунта, доставленных с Луны, показывает, что кристаллические породы поверхности лунных морей одного базальтового типа, но несколько отличающиеся по содержанию некоторых химических элементов. Их состав приближается к составу примитивных базальтов Земли. В состав горных пород Луны входят окислы кремния, титана, алюминия, железа, магния, натрия и других элементов.

Средняя плотность вещества верхнего покрова Луны колеблется в пределах 0,8-1,8 г/см³ для толщины слоя, не превышающего 50 см. При этом более плотные участки грунта не всегда соответствуют материковым районам, что может быть объяснено наличием выходов скальных пород на поверхность некоторых морских районов Луны либо залеганием этих пород на

глубине менее 1 м. Качественная оценка данных радиолокационных измерений в сантиметровом и метровом диапазонах указывает на рост плотности вещества с глубиной (при увеличении глубины от 30 см до 5 м плотность возрастает примерно в 1,5 раза).

Лабораторные исследования лунного грунта, доставленного из Моря Изобилия автоматической станцией «Луна-16», позволили получить представление о его механических свойствах. Образец лунного грунта в основном состоит из мелких минеральных частиц размером 0,08-0,1 мм самой разнообразной формы. Частицы грунта легко слипаются между собой; на поверхности грунта остаются четкие отпечатки. Плотность грунта, доставленного КА «Луна-16», составляет 1,1-1,8 г/см³.

Возраст лунных пород, доставленных американскими космонавтами из районов Моря Спокойствия и Океана Бурь и советской автоматической станцией «Луна-16» из района Моря Изобилия, оценивается в 3,3-3,7 млрд. лет. Один образец породы, доставленный КА «Аполлон-12», имеет возраст 4,6 млрд. лет, что соответствует возрасту Солнечной системы.

С помощью гамма-спектрометра, установленного на КА «Луна-10», были получены данные о радиоактивности лунных пород. Эти данные свидетельствуют о том, что большая часть -излучения лунных пород относится к наведенной радиоактивности, возникшей в результате взаимодействия космических лучей с лунным веществом. По уровню естественной радиоактивности, обусловленной наличием урана, тория и калия-40, лунные породы соответствуют базальтовым породам Земли.

Измерения с помощью КА «Луна-10» позволили выявить слабое, однородное и регулярное магнитное поле, которое может быть собственным полем Луны, межпланетным полем солнечного происхождения и хвостом магнитосферы Земли.

Магнитометр, установленный космонавтами в Океане Бурь, обнаружил магнитное поле в 1000 раз слабее земного.

Можно полагать плотность атмосферы Луны не более $4 \cdot 10^{-5}$ молекул в 1 см³, что соответствует давлению у поверхности не более $15 \cdot 10^{-13}$ мм рт. ст. (плотность атмосферы Земли на уровне моря около $25 \cdot 10^{18}$ молекул в 1 см³).

Под воздействием космического и солнечного излучений атомы лунной атмосферы должны образовывать лунную ионосферу. На орбите искусственного спутника луны «Луна-10» зарегистрированы потоки ионов малых энергий (не менее 30 частиц в 1 см³). Возможно, Луна имеет пояс захваченной радиации, в котором уровень интенсивности частиц в сто тысяч раз меньше, чем в радиационных зонах Земли.

1.5.3. Марс

Марс – четвертая планета по отношению к Солнцу. В небе она видна невооружённым глазом. При наблюдении имеет красный оттенок, что связано с богатым окислами железа составом поверхности почвы.

Изучением Марса занимается специальная наука – ареография (от греч. – Марс). Исследования Марса с помощью космических аппаратов начались в ноябре 1962 г. с запуска советской автоматической межпланетной станции (АМС) «Марс-1». С АМС «Марс-2» на поверхность Марса опустилась капсула, доставившая на планету вымпел с изображением Герба Советского Союза. 2 декабря 1971 г. на поверхность Марса впервые осуществил мягкую посадку спускаемый аппарат, отделившийся от АМС «Марс-3». Орбитальные аппараты станций «Марс-2» и «Марс-3» были выведены на различные околопланетные орбиты вокруг Марса.

Во время противостояний (через каждые 687 земных суток) Марс, Земля и Солнце находятся на одной прямой. Раз в 15-17 лет наступают великие противостояния. При самых благоприятных из них дистанция Земля – Марс сокращается до $56 \cdot 10^6$ км.

Диаметр Марса равен 6800 км, его масса составляет 0,1069 массы Земли. Период вращения Марса вокруг оси (марсианские сутки) составляет 24 ч 37 мин 22,62 с. Марсианский год (период обращения вокруг Солнца) длится 687 земных суток (или 689 марсианских).

Марс очень горист. Преобладают кольцевые горы, морфологически весьма схожие с лунными цирками и кратерами. Крупных кратеров меньше, чем мелких. Поперечники крупных кратеров Марса достигают 500 км. Наряду с этим встречаются огромные ровные пустыни без единого кратера. Например, почти круглая пустыня Хеллос поперечником 1600 км окаймлена двойным валом. Перепады высот на Марсе достигают в экваториальной зоне 14-15 км при средней крутизне склонов 3° . Уровень некоторых материков Марса лежит на 3-3,5 км ниже уровня морей.

Атмосферное давление у поверхности Марса такое же, как на высоте 30-35 км от поверхности Земли. Основа атмосферы Марса – 90% углекислого газа. Температура его замерзания минус 79°C .

Содержание азота, водорода, водяного пара и других газов в атмосфере Марса незначительно. Измерения содержания водяного пара, выполненные на советских станциях «Марс-2» и «Марс-3», показали, что влаги в атмосфере Марса в сотни тысяч раз меньше, чем в земной атмосфере.

Атомарный кислород и водород наблюдаются в верхней атмосфере Марса (до высот 700-1000 км кислород, до 10000-20000 км водород).

В атмосфере Марса нет, как в атмосфере Земли, защитного слоя из озона, поглощающего ультрафиолетовое излучение Солнца с длиной волны менее 0,3 мкм, губительного для животного и растительного мира земного типа. Зафиксировано сильное отражение от поверхности планеты в районе южной полярной шапки солнечной ультрафиолетовой радиации с длиной волны меньше 0,29 мкм.

В центре южной полярной шапки замерзена температура минус 158°C . Полагают, что эта шапка состоит из замерзшей углекислоты – «сухого льда». По-видимому, полярные шапки Марса включают в себя не только углекислоту, но и «водяной» лед и снег. На краях южной полярной шапки толщина слоя белого вещества измеряется многими метрами.

На снимках Марса, сделанных с расстояния $1,5 \cdot 10^6$ км, марсианские каналы видны так же, как и при лучших наблюдениях с Земли. На снимках с 3500- 4000 км на месте широкого и темного канала Агатоделон оказался изогнутый горный кряж длиной 1200 км и шириной 150 км, испещренный кратерами. Сезонные изменения яркости морей и каналов полярных шапок – твердо установленный факт. Волна потемнения в период таяния полярной шапки распространяется от полюса к экватору до умеренных широт противоположного полушария.

Температура самой поверхности Марса меняется в очень широких пределах в зависимости от сезона, времени суток и широты. Суточные колебания температуры достигают $80-100^\circ$.

В области перигентра (ближайшая к Солнцу точка орбиты Марса) с помощью инфракрасного радиометра, установленного на КА типа «Марс», получены данные о температуре поверхности Марса. На участках, где проводились измерения, температура не превышала -15° С. На ночной стороне Марса обнаружена точка, температура которой на $20-25^\circ$ выше температуры окружающей поверхности. Природа этого явления пока неизвестна. Значительные изменения температуры должны приводить к большим перепадам давления и возникновению сильных ветров. По существующим оценкам скорость ветра может достигать $60-80$ м/с, а на отдельных участках из-за особенностей марсианского рельефа до 150 м/с. Мощные ветры вызывают на поверхности Марса длительные пылевые бури. Верхняя граница пылевых облаков находится на $6-8$ км выше среднего уровня поверхности Марса.

Космические корабли обнаружили собственное магнитное поле планеты, которое в несколько сот раз слабее земного.

Определены границы ионосферы Марса. Ее нижняя граница лежит на высоте $80-110$ км. С увеличением высоты электронная концентрация резко возрастает, а затем плавно уменьшается.

Последние измерения подтверждают, что температура у терминатора (границы дня и ночи) составляет минус $80-90^\circ$ С. Отмечено, что некоторые участки поверхности теплее окружающих районов на $10-15^\circ$. Максимальные зарегистрированные дневные температуры в средних широтах южного полушария достигают минус $15-20^\circ$ С.

Проект пилотируемой экспедиции на Марс. В 1971 году советский космический аппарат «Марс-3» совершил первую «мягкую» посадку на поверхность Марса. Впоследствии многие аппараты совершали такие посадки.

Между полетом и посадкой на поверхность планеты автоматического аппарата и пилотируемого корабля имеется значительная разница и возникает ряд проблем [1.7].

Проблема 1. Во-первых, существенно возрастает общий масштаб всей задачи. Масса корабля для полета человека на Марс больше автоматического аппарата почти в 100 раз. Простым увеличением массы топлива и мощности ракетных блоков задачу не решить, так как слишком большой становится начальная масса комплекса перед стартом к Марсу с околоземной орбиты.

Эта величина достигает порядка 1500 тонн и все части этого комплекса надо вывести на околоземную орбиту с помощью ракет-носителей и состыковать.

Во-вторых, проблематично добиться высокой надежности такого ракетного сооружения. Мощные ракеты-носители, выводящие грузы с Земли на околоземные орбиты, широко эксплуатируются, и принципиально возможно собрать межпланетный корабль на околоземной орбите, который сможет стартовать к Марсу. Но добиться высокой надежности в процессе летной отработки, например, соизмеримой с надежностью ракеты «Союз», которой сегодня доверят жизнь космонавтов, представляется сложнейшей задачей.

Есть еще одна особенность межпланетных разгонных ракетных блоков. Многоступенчатый разгонный блок для полета корабля по межпланетной траектории должна собираться и испытываться не на Земле, а на околоземной орбите. Для того, чтобы надежность такого блока, хотя бы приблизилась к надежности современных ракет-носителей, необходимо провести большое количество испытательных пусков.

Проблема 2. На орбитальных станциях экипаж уже работал в течение длительного времени. Космонавт В.В. Поляков провел на станции «Мир» около 1,5 лет. Но полет на Марс будет составлять не 1,5 года, а около 2,5 лет. И для обеспечения такого полета еще нужно провести дополнительные исследования и решить ряд медицинских проблем до того, как экипаж стартует к Марсу.

Проблема 3. Модули орбитальных станций для длительной работы экипажа в условиях космического пространства уже работают на околоземной орбите. Именно они и являются прообразами корабля, в котором экипаж будет работать при полете на межпланетной траектории. Но при работе на модулях орбитальных станций всегда существует возможность доставки на борт необходимых средств системы жизнеобеспечения, приборов и агрегатов различных систем при возможных отказах каких-либо элементов. В случае полета к Марсу необходим большой запас резервных блоков.

Проблема 4. Полеты орбитальных станций проходят на высотах ниже радиационных поясов Земли, и магнитосфера Земли является хорошей защитой экипажа от галактического космического излучения и ионизирующей радиации Солнца при солнечных вспышках. При полете по межпланетной траектории такой защиты уже не будет и на межпланетном корабле, в котором работает экипаж, необходимо создавать специальную защиту от космического излучения и солнечных вспышек, что само по себе является серьезной проблемой.

Проблема 5. Посадка экипажа на поверхность Марса, в принципе, также может проводиться по сценариям, используемым автоматическими аппаратами. Но вес комплекса для посадки экипажа почти на порядок больше, чем вес посадочных автоматических аппаратов. Поэтому здесь также нужны другие технические решения. Например, использование парашютов для спуска больших масс становится проблематичным из-за огромных куполов этих парашютов, ненадежности их раскрытия и разреженности атмосферы.

Кроме того, в составе взлетно-посадочных комплексов должна находиться и взлетная ракета, в которой экипаж должен стартовать с поверхности Марса, что еще более усложняет задачу посадки человека на поверхность Марса. Взлетно-посадочный комплекс - это должна быть новая разработка, не имеющая аналогов.

Проблема 6. Главной проблемой организации экспедиции на Марс является необходимость обеспечения высокой безопасности на всех участках полета. Необходимо, чтобы вероятность благополучного возвращения экипажа после полета на Марс соответствовала принятому стандарту безопасности экипажа, иными словами, эта вероятность не должна быть ниже, чем полет на орбитальную станцию. Обеспечение выполнения этих требований при полете человека на Марс на несколько порядков сложнее. И в этом смысле, обеспечение безопасности экипажа и является одной из основных проблем экспедиции.

Концепция полета человека на Марс. Проектирование межпланетного экспедиционного комплекса заключается в принятии большого числа технических решений с проведением расчетных, экспериментальных и конструктивно-компоновочных работ. Все эти решения зависят друг от друга. Решение в одной области может противоречить решениям в других областях. Для того чтобы снизить вероятность постоянного пересмотра уже принятых решений, на основании анализа их взаимного влияния, процедуры проектирования выстраиваются в определенной иерархии по степени их влияния друг на друга. Прежде всего, формируется общая концепция экспедиции, то есть принимаются, так называемые концептуальные решения, от которых практически зависит вся остальная работа. Тогда уменьшается вероятность того, что придется возвращаться назад и менять уже принятые решения. Хотя, нужно отметить, что полностью исключить такой пересмотр по результатам дальнейшей проработки никогда не удастся.

Критериев, на основании которых принимается то или иное решение, много. Эти критерии характеризуют качество проекта. Разумеется, очень важно, чтобы стоимость проекта была минимальной, безопасность экипажа была бы максимальной, сроки реализации проекта и риск его нереализации минимальны. Желательно, чтобы технические решения проекта можно было бы использовать в других программах и так далее. Все перечисленное, так или иначе, определяет ценность проекта и задача выбора варианта того или иного решения, руководствуясь перечисленными критериями, является многокритериальной задачей. Существует много математических методов решения многокритериальных задач, но все они не позволяют находить строгого решения.

Главным критерием принятия концептуальных решений явился критерий максимальной вероятности благополучного возвращения экипажа. Остальные критерии выступают в виде ограничений: риск нереализации проекта не должен превышать определенную величину, результаты экспедиции должны быть достаточно весомыми и т. д.

Принятие концептуальных решений позволяет сформировать общий облик межпланетного комплекса. К концептуальным решениям относится

выбор типа двигательной установки для межпланетного перелета, сценария и схемы полета, количества членов экипажа, ракеты-носителя для доставки элементов межпланетного экспедиционного комплекса. Остальные технические решения уже принимаются в зависимости от выбранной концепции.

Выбор двигательной установки для межпланетного перелета. Выбор двигательной установки для межпланетного перелета - одно из самых принципиальных решений, которое нужно принять в начале проектирования. Облик всего межпланетного комплекса существенно зависит от этого выбора.

В процессе многолетних исследований были проанализированы самые разные варианты двигателей для межпланетного перелета: жидкостные ракетные, ядерные и электроракетные на солнечной или ядерной энергии.

Жидкостные ракетные двигатели – наиболее отработанный тип двигателей, но их эффективность для межпланетных перелетов весьма низка и начальная масса марсианского корабля будет чрезмерно большой, что существенно удорожает и усложняет проект.

Жидкостные ракетные установки, обеспечивающие полет по межпланетным траекториям, представляют собой тяжелые многоступенчатые ракеты, собираемые на околоземной орбите. И добиться приемлемой надежности таких ракет представляет собой сложнейшую проблему, требующую очень больших средств и большой длительности процесса летной отработки. Этот процесс аналогичен процессу длительной отработки ракет-носителей, доставляющих на околоземную орбиту экипаж.

Ядерные ракетные двигатели дают существенный выигрыш в начальной массе марсианского корабля по сравнению с жидкостными ракетными двигателями. Отработка на Земле двигателей с мощной радиоактивной струей, в принципе, возможна, но это потребует создание дорогих стендов с закрытым выхлопом.

Для использования при межпланетных перелетах комплексов больших масс, наиболее перспективными являются электроракетные двигатели. Это самые экономичные из ракетных двигателей с максимальной скоростью истечения реактивной струи. Их использование обещает обеспечить и высокую надежность, и сравнительно низкую стоимость экспедиции.

Источником энергии для таких двигателей могут быть или ядерные реакторы, или солнечное излучение. Солнечная энергия преобразуется с помощью параболических зеркальных концентраторов в тепло с последующим машинным преобразованием в электричество или используются солнечные батареи с пленочными фотопреобразователями.

Представляется заманчивым отказаться от ядерных реакторов и использовать двигатели на солнечной энергии, которые можно, в том числе, использовать многократно. Но в дальнейшем, при широком освоении планет, все равно придется использовать ядерную энергию и в этом смысле у варианта с ядерным реактором есть определенная перспектива. Поэтому в поле рассмотрения остается и вариант с солнечной электростанцией, и вариант с ядерным реактором.

Выбор сценария экспедиции. При выборе сценария экспедиций необходимо определиться с вопросом: как и когда необходимо развивать на поверхности Марса инфраструктуру поддержки экспедиции? С чего следует начать? С создания в определенном районе Марса соответствующей базы? Первый путь - это достаточно детально исследовать заданный район. На марсианской базе может быть создано производство материалов из ресурсов Марса для использования в системах жизнеобеспечения при длительном пребывании человека на планете и получения топлива для взлета с поверхности Марса. В этом случае посадка экипажа будет осуществляться в район с уже развернутой базой на поверхности.

Второй путь: сначала отправлять экспедицию в определенный район планеты, уже разведанный автоматами. А уже потом, если будет в этом необходимость, формировать определенную марсианскую инфраструктуру для углубленного изучения именно этого конкретного района.

Логика первого пути следующая. Если мы ставим перед собой конечной целью колонизацию Марса, то целесообразно с самого начала создавать на Марсе условия для регулярных полетов человека на Марс. Необходимо в максимальной степени обеспечить длительную работу человека на поверхности с использованием марсианских ресурсов, а также использовать эти ресурсы для производства топлива взлетных ракет. Это существенно удешевит всю программу полетов человека на Марс. Длительное пребывание экипажа на поверхности позволит весьма эффективно построить процесс изучения Марса человеком.

У этого пути есть уязвимые места. Прежде всего, такая программа требует существенно больших средств с самого начала. С самого первого пилотируемого полета мы связываем себя с конкретным районом Марса, в который мы должны осуществить несколько посадок.

Из соображений безопасности экипажа при первых полетах человека на другую планету мы наверняка не пойдем на использование технологии заправки ракет топливом, произведенным на Марсе, для возвращения экипажа на Землю. В первых полетах все равно будут использоваться сценарии с доставкой вместе с экипажем всех средств для работы и благополучного возвращения на Землю. В этом смысле есть ли основания в первоочередном, еще до посадки человека на Марс, развитии средств использования местных ресурсов Марса?

Логика второго пути основана на постепенном развитии программы освоения Марса, которая предусматривает проведение первых полетов без создания в каких-то районах баз для длительной работы экипажа. Эта логика предполагает откладывание решения вопроса о дальнейшей колонизации Марса на некоторое время после получения результатов первых полетов.

На основании анализа всех технических и научных проблем, анализа рисков разного рода принят второй путь: организация первой экспедиции человека на Марс без предварительного создания на его поверхности инфраструктуры использования местных ресурсов.

Механика полета Земли и Марса по своим орбитам вокруг Солнца имеет определенные особенности с точки зрения формирования траекторий перелета корабля с планеты на планету. Для полета с планеты на планету необходимо вполне определенное их взаимное расположение. Но, естественно, это расположение планет для полета с Земли на Марс и обратно - разное.

Поэтому после прилета к Марсу необходим определенный этап ожидания, пока расположение планет станет удобным для возвращения к Земле с точки зрения минимизации количества топлива, необходимого для межпланетного перелета. Время этого ожидания около двух лет. И общее время полета к Марсу и обратно составит, в этом случае, более четырех лет. Для такой длительности пребывания экипажа в околосолнечном пространстве представляется проблематичной защита людей от галактического излучения в течение столь длительного времени: слишком мощной должна быть защита на межпланетном комплексе. Правда, возможно, чтобы весь экипаж провел период ожидания на поверхности Марса, где в качестве защиты от галактического излучения может быть использован грунт планеты. Но в этом случае, сложный экспедиционный комплекс, в котором экипаж должен возвращаться к Земле, на долгое время будет находиться без присмотра со стороны экипажа, что по опыту работ с орбитальными станциями весьма и весьма нежелательно.

Кроме того, надо иметь в виду, что обеспечение длительной работы экипажа на Марсе в первом полете на Марс значительно увеличивает стоимость и сложность первой экспедиции. Это связано с усложнением сценария полета: покидание межпланетного комплекса всем составом экипажа на два года, введение обязательных процедур размещения жилых объемов при длительном нахождении на Марсе внутри марсианского грунта. Все это снижает общую вероятность благополучного исхода первой экспедиции. Такие сценарии возможны только в последующих полетах, когда на поверхности Марса уже будут развернуты базы для длительного проживания экипажа.

Существует возможность полетов к Марсу и обратно по неоптимальным траекториям без участка ожидания около Марса. На это требуется дополнительное топливо, зато не требуются дополнительных средств для обеспечения жизни в течение более длительного времени, включая дополнительную защиту экипажа от галактического излучения.

Затраты топлива по такой схеме полета существенно выше, чем по траекториям с участком ожидания оптимального момента старта от Марса. Но проблемы, возникающие на участке ожидания, слишком серьезны, чтобы остановиться на этом варианте в первых полетах на Марс. Поэтому был принят сценарий без участка ожидания, с максимально возможным сокращением времени нахождения межпланетного комплекса на околомарсианской орбите.

Посадка на поверхность Марса возможна сразу с траектории Земля-Марс. Но такой сценарий может быть использован только при полете «в один конец». Для корабля с возвращением обратно на Землю может рассматриваться только посадка на поверхность с промежуточной орбиты, на которой необходимо оставить комплекс для возвращения к Земле. Поэтому любой комплекс для полета на Марс с последующим возвращением экипажа должен

включать три части: комплекс для проживания во время полета по траектории Земля-Марс-Земля, специальный комплекс, в котором экипаж или его часть спускается на поверхность Марса и взлетает с нее, и энергодвигательный комплекс для межпланетного перелета.

Возможны различные схемы полета межпланетного комплекса, включая многокорабельные, когда, например, корабль с экипажем и взлетно-посадочный комплекс доставляются на орбиту Марса раздельно и стыкуются друг с другом уже на околомарсианской орбите. Все эти сценарии приводят к усложнению программы и, как следствие, снижению безопасности экипажа. Поэтому принята за основу однокорабельная схема, когда в составе единого межпланетного комплекса на околомарсианскую орбиту с помощью двигательной установки направляется и корабль с экипажем и взлетно-посадочный комплекс.

Выбор количества членов экипажа. Количество членов экипажа существенно влияет на конструктивные решения по элементам комплекса. Чем меньше количество членов экипажа, тем проще решаются различные технические проблемы: конфигурация кораблей, их стоимость, выход из различных нештатных ситуаций, обеспечение радиационной защиты экипажа и так далее. Но при большем количестве членов экипажа увеличивается возможность расширить номенклатуру специальностей персонала на борту экспедиционного комплекса и на взлетно-посадочном комплексе. Для определения количества членов экипажа необходим комплексный анализ всех полетных ситуаций и технических решений по экспедиционному комплексу.

Как показали проработки по орбитальному кораблю, например, при количестве членов экипажа шесть человек, становятся проблематичными технические решения по использованию рабочего тела двигателей для защиты от космической ионизирующей радиации, которые вполне могут использоваться для защиты экипажа из четырех человек.

Какое же число членов экипажа является минимальным? В соответствии с рассматриваемыми сценариями полета есть ответственный этап, когда экипаж должен разделиться на два коллектива: один должен спуститься на поверхность Марса, другой останется в основной части корабля и будет проводить исследования с околомарсианской орбиты. Необходимо признать, что в составе каждого коллектива не должен оставаться один человек. Это необходимо по разным причинам: и по чисто психологическим, и с точки зрения взаимопомощи в различных ситуациях, в том числе при неожиданной болезни. Минимальный коллектив – два человека, таким образом, минимальный коллектив всей экспедиции – четыре человека. Такая численность экипажа может быть достаточной для первых экспедиций (при условии совмещения специальностей членами экипажа).

При развитии программы исследования Марса, после появления на его поверхности базы, может потребоваться увеличение количества членов экипажа для работы на поверхности планеты. Увеличение численности экипажа потребует специальных мероприятий, в том числе, по доработке конструкции корабля и средствам защиты экипажа от космического ионизирующего излучения.

Выбор грузоподъемности ракеты-носителя для доставки частей межпланетного комплекса на орбиту. Масса и габариты полезного груза ракеты-носителя для доставки на околоземную орбиту элементов межпланетного комплекса существенно определяют облик этого комплекса.

Если исходить из начальной массы межпланетного комплекса, равной около 500 тонн, то для сборки комплекса желательно иметь ракету-носитель грузоподъемностью от 50 до 200 тонн. Чем больше грузоподъемность, тем меньше запусков ракет-носителей требуется для доставки на орбиту частей межпланетного комплекса, но при этом возрастает риск потери материальной части в случае аварии носителя.

С точки зрения доставки частей межпланетного комплекса не существует в настоящее время строгого обоснования требуемой массы полезного груза ракеты-носителя в указанном выше диапазоне. Для выбора грузоподъемности ракеты-носителя нужна оценка стоимости и реализуемости различных вариантов ракет.

Поэтому принято решение пойти другим путем: не связывать реализуемость программы полета человека на Марс с разработкой новой ракеты-носителя тяжелого и сверхтяжелого класса, а использовать те ракеты, которые к этому времени будут находиться в эксплуатации, включая «Протон» и «Ангару». Именно это решение и определяет конфигурацию отсеков и всех элементов межпланетного комплекса.

Использование «Протона», «Ангары» или их модификаций не является лучшим вариантом для доставки элементов комплекса на околоземную орбиту, но этот вариант возможен. Проще и дешевле провести специальные мероприятия по обеспечению высокой частоты запусков этих носителей, чем разрабатывать новую ракету-носитель.

Состав экспедиционного комплекса. Состав экспедиционного комплекса определен исходя из выбранного сценария полета на Марс (рис.1.4).

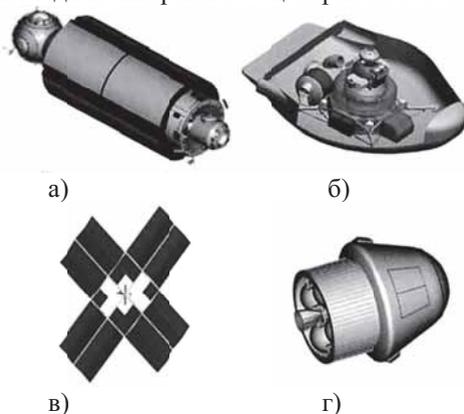


Рис. 1.4. Состав межпланетного комплекса Земля-Марс-Земля:
 а) межпланетный орбитальный корабль; б) взлетно-посадочный комплекс;
 в) буксир межпланетного перелёта; г) корабль возвращения к Земле

1. Прежде всего, в составе комплекса должен быть корабль, в котором будет работать экипаж при полете на межпланетной траектории. Здесь же должно быть размещено все основное оборудование комплекса, которое обязательно должен обслуживать экипаж, так как возможность профилактики и ремонта со стороны экипажа является обязательным фактором обеспечения необходимой надежности всего комплекса. Этот корабль называется межпланетным орбитальным кораблем (МОК).

2. В состав комплекса входит также взлетно-посадочный комплекс (ВПК), на котором часть экипажа совершает посадку и взлет с поверхности Марса. Для взлета с поверхности Марса в составе взлетно-посадочного комплекса должна быть специальная взлетная ракета.

3. Для обеспечения полета комплекса по межпланетной траектории в его составе должна находиться энергодвигательная установка, которая выполняет функции межорбитального буксира.

4. Для обеспечения возможности возвращения экипажа на низкую околоземную орбиту, отдельно от всего межпланетного комплекса, в составе комплекса предусмотрен корабль возвращения к Земле (КВЗ).

Обеспечение безопасности экипажа. Полет человека на Марс включает несколько фаз. В обеспечении всего полета участвует большое число систем и агрегатов. Организация экспедиции значительно более сложна по сравнению, например, с полетом на орбитальной станции. Тем не менее, требования по безопасности экипажа остаются неизменными. Поэтому сама задача обеспечения безопасности при полете человека на Марс усложняется многократно по сравнению с пилотируемыми полетами на орбитальной станции или, например, на Луну.

В общем виде можно говорить о разных видах безопасности экипажа: радиационной, биологической, медицинской, метеоритной, технической, пожарной, химической. Каждая из опасностей, в принципе, может привести к летальному исходу для экипажа.

Источников радиационной опасности три: галактическое излучение, солнечные вспышки и излучение радиационных поясов Земли на начальной и конечной фазах полета.

На корабле предусматривается специальная радиационная защита экипажа в полете. Жилой модуль, где экипаж работает, защищен баками с рабочим телом двигательной установки, приборным оборудованием и специальными запасами воды. Поверхностная плотность защиты от 230 до 70 г/см². Такой уровень защиты достаточен для межпланетного полета в течение 2,5 лет.

В случае если к моменту организации первой экспедиции на Марс, будет доказано наличие на этой планете каких-либо форм жизни, следует учитывать и биологическую опасность. Эта опасность рассматривается в двух аспектах: опасность для членов экипажа и опасность для населения Земли. Для снижения этих опасностей необходимы специальные мероприятия при возвращении экипажа на межпланетный корабль после работы на поверхности, исключающие попадание в атмосферу корабля марсианских частиц. Для исключения опасности для Земли возможных марсианских форм

жизни необходимы карантинные мероприятия после возвращения корабля к Земле. До тех пор, пока не будет доказано отсутствие биологической жизни на Марсе, прямая посадка экипажа на Землю без карантинных мероприятий на околоземной орбите недопустима, слишком велика цена, которую придется заплатить за игнорирование этой опасности.

Медицинская безопасность обеспечивается за счет отбора экипажа, включения в состав экипажа профессионального космонавта-врача, соответствующая медицинская подготовка других членов экипажа, наличия на борту соответствующих средств обеспечения медицинской безопасности, в том числе, возможность проведения некоторых хирургических операций.

Подход к метеоритной безопасности аналогичен подходу на орбитальных станциях. Этот подход предусматривает наличие: метеоритной защиты корпуса, секционирования гермоотсеков, средств контроля герметичности и предупреждения разгерметизации, средств ремонта и восстановления герметичности отсеков. В отличие от орбитальных станций, на межпланетных трассах практически отсутствуют техногенные осколки, представляющие главную опасность для орбитальных станций.

Наиболее грозной являются опасности, связанные с надежностью технических средств. Дело в том, что, в отличие от орбитальных станций, успех практически каждой операции марсианской экспедиции напрямую влияет на сохранение жизни экипажа. Ситуация примерно такая же, как и при полете на Луну. Но количество операций и их масштаб по сравнению с лунной программой делают эту проблему для экспедиции на Марс качественно иной.

Безопасность межпланетного перелета зависит от надежности двигательной установки и работоспособности межпланетного орбитального корабля. Многомодульное построение солнечного буксира дает основание считать работу двигательной установки весьма надежной. В самом деле: каждый модуль энергоустановки работает независимо, и отказ одного, двух и более из них слабо влияет на успех межпланетного перелета и, следовательно, на безопасность экипажа при межпланетном перелете. Остаётся, правда, так называемый, человеческий фактор: нарушение регламента выполнения отдельных операций, а также ошибки экипажа или наземного персонала при вычислении траектории, но существуют специальные мероприятия по существенному снижению вероятности этих ошибок.

Надежность функционирования межпланетного орбитального корабля (МОК) также обеспечивается за счет глубокого резервирования его систем и агрегатов. Прообразом МОК являются служебные модули орбитальной станции. С точки зрения безопасности, главным отличием МОК от служебного модуля станции является то, что экипаж станции в любой момент в течение нескольких минут может покинуть станцию, на транспортном корабле, находящемся у ее причалов. При межпланетном полете такой возможности нет.

В течение многих лет эксплуатации станция снабжается всем необходимым, в том числе, для ремонта. Посещения станции транспортными кораблями происходят через 3-4 месяца. Здесь такой возможности не будет в течение около 2,5 лет.

Но в течение почти 30 лет эксплуатации станций «Салют» и «Мир» не было ни одного случая, когда понадобилась бы срочная эвакуация экипажа из-за технических неполадок. Иными словами, уровня блочного и функционального резервирования на 20-тонном модуле было достаточно, чтобы исключить ситуацию, угрожающую безопасности экипажа. И частоты транспортных операций раз в 3-4 месяца было достаточно для проведения ремонтных и восстановительных работ, чтобы продолжать полет.

На 60-тонном МОКе для марсианской экспедиции необходимо обеспечить такой уровень блочного и функционального резервирования, чтобы расширить временной интервал необходимости «посылок» с Земли с 3-4 месяцев до 2,5 лет. Так как на МОК есть возможность широкого резервирования систем и агрегатов, добиться того, чтобы сам межпланетный перелет был не менее безопасным, чем полет на орбитальной станции, вполне реально.

Но главным фактором безопасности экипажа на участке посадки и взлета является тщательная отработка его функционирования, в том числе, в реальных марсианских условиях еще до полета экипажа.

В монографии [1.7] делаются следующие выводы.

1. Полет человека на Марс является одним из ближайших этапов развития земной цивилизации. Исследование Солнечной системы - естественный процесс познания мира.

2. В последние десятилетия с помощью беспилотных межпланетных аппаратов сделан важный шаг по изучению Марса:

- доказано наличие значительных запасов воды на планете, что является принципиальным моментом с точки зрения освоения Марса;
- проведено картографирование поверхности Марса;
- исследована атмосфера Марса, в составе которой, в частности, обнаружено значимое содержание метана, происхождение которого неизвестно.

Все эти результаты говорят о возможности существования жизни на Марсе и позволяют перейти к подготовке пилотируемого полета на Марс.

3. Участие человека в процессе исследования Марса не только позволит более эффективно и углубленно проводить изучение Марса, но и создать реальные предпосылки для начала освоения этой планеты, которая является наиболее перспективной из всех других планет для обживания человеком. Обнаружение воды и метана открывает возможности использования местных ресурсов для освоения Марса.

4. Россия уже прошла большой путь в подготовке полета человека на Марс: на российских долговременных орбитальных станциях проведены длительные полеты человека и отработан ряд систем и агрегатов будущего межпланетного экспедиционного комплекса.

1.5.4. Венера

Венера – вторая от Солнца планета. Ее среднее расстояние от Солнца 108,2 млн. км, эксцентриситет 0,0068, наклон орбиты к плоскости эклиптики $3^{\circ}23,7'$. Средняя линейная орбитальная скорость 35 км/с. Полный оборот во-

круг Солнца происходит за 224,7 дня. Диаметр Венеры вместе с облачным покровом составляет 0,970 диаметра Земли, масса 0,815 земной ($4,87 \cdot 10^{27}$ г), средняя плотность $4,86 \text{ г/см}^3$. Физические характеристики Венеры исследовались радиоастрономическими методами и непосредственными измерениями с советских АМС типа «Венера».

В результате полета станций «Венера» были проведены непосредственные измерения температуры атмосферы Венеры. Значение температуры у поверхности составляет 747 ± 20 °К. Вычисления распределения давления по высоте разными методами приводят к значениям, равным соответственно 86 и 97 кгс/см². Наиболее вероятное значение давления у поверхности составляет $90 \pm 1,5$ кгс/см², а на высоте 50-60 км приближается к сильному сжатию (10^{-5} кгс/см²).

Ионная концентрация n_i в ночной ионосфере нигде не превышала $5 \cdot 10^4 \text{ см}^{-3}$. В дневной атмосфере максимум электронной концентрации составляет $5 \cdot 10^5 - 6 \cdot 10^5 \text{ см}^{-3}$ на расстоянии 6190 км от центра планеты (~140 км над поверхностью).

Максимумы ионизации в ионосфере Венеры расположены гораздо выше, чем в земной ионосфере. Внешняя граница тепловой плазмы в ионосфере Венеры находится гораздо ниже, чем в земной (на высоте ~500-600 км от поверхности с дневной стороны, в то время как в земной ионосфере она находится на высоте ~20 000 км), что связано главным образом с отсутствием у Венеры собственного магнитного поля.

Нижняя граница венерианских облаков, образованных за счет конденсации паров воды, расположена на высоте 59-61 км от поверхности планеты, а их наиболее вероятная толщина составляет 8-10 км. Эта модель не исключает возможного наличия в атмосфере конденсатов иной природы и, в частности, слоистую структуру облачности на Венере.

В атмосфере Венеры среднее содержание углекислого газа составляет 95–97% (по объему). Содержание азота в атмосфере Венеры не более 2%. Содержание инертных газов очень мало. Все измерения указывают на возможность присутствия лишь очень малых количеств кислорода в атмосфере Венеры (~0,1%). Данные прямых измерений указывают, что в атмосфере Венеры есть вода. С увеличением давления содержание влаги уменьшается. При давлении 2-0,6 кгс/см² содержание паров воды составляет 6-11 мг/л.

Таким образом, атмосфера Венеры состоит преимущественно из углекислого газа. Не исключена возможность нахождения в атмосфере Венеры СО, Н, НСl и, возможно, других газов, однако в очень малых количествах.

Образование больших количеств СО₂ в атмосфере Венеры – следствие близости планеты к Солнцу, высокой равновесной температуры и давления, при которых идет интенсивная эрозия пород с образованием СО₂.

Анализ химического состава верхних слоев атмосферы Венеры с помощью спектральной аппаратуры, установленной на высотных самолетах, позволил сделать вывод, что они на $\frac{3}{4}$ состоят из серной кислоты.

Эта гипотеза объясняет интенсивное свечение Венеры в вечернем небе.

С помощью измерительной аппаратуры, установленной на борту АМС «Венера-8», была определена нижняя граница облаков и измерена освещенность на поверхности Венеры (400-500 лк при высоте Солнца 4,5°). Оказалось, что солнечный свет, хотя и сильно рассеянный, достигает поверхности Венеры и что там существуют условия для фотосъемки.

22 и 25 октября 1975 г. на поверхность Венеры совершили мягкую посадку спускаемые аппараты станций «Венера-9» и «Венера-10», снабженные панорамными телевизионными камерами. Место посадки было выбрано так, что Солнце располагалось в момент съемки достаточно высоко. В этом же эксперименте были созданы два первых искусственных спутника Венеры, находящихся на различных орбитах и используемых не только для научных исследований, но и для ретрансляции сигналов. Получены два четких изображения поверхности Венеры в экваториальной области на расстоянии 2200 км друг от друга. Оба участка покрыты светлыми камнями, расположенными в один ряд на более темной поверхности. Каменистая корка на поверхности, способная растрескиваться, возможно, за счет каких-то тепловых процессов или воздействия агрессивных веществ из атмосферы, является одной из характерных картин ландшафта Венеры. Наличие теней от камней на полученных снимках свидетельствует о том, что на Венере возможны разрывы облаков и солнечная погода. Научные исследования планеты продолжаются, и можно ожидать новой интересной информации, новых ценных результатов.

1.6. Космос, Земля, Человек.

Ограниченные возможности Земли и Человека

1.6.1. Об ограниченности ресурсов Земли и возможностей Человека

До начала изложения существа вопроса сразу же следует подчеркнуть, что результаты космических исследований не только серьезно расширили представления землян о пространстве в окрестностях Земли и ближайших планет Солнечной системы, но и способствовали расширению возможностей Человека применительно к деятельности на Земле. Они также серьезно повлияли как на формирование мировоззрения людей, так и на представления о роли, месте и образе деятельности и жизни Человека на Земле в настоящем и в обозримом будущем. Одновременно космические исследования и результаты исследований в области фундаментальных естественных наук продемонстрировали не только определенные возможности Человека в познании законов окружающего Мира (Природы, Космоса, Социума), но и выявили, по крайней мере, в рамках наших представлений, те принципиальные ограничения, с которыми Человек сталкивается или встретится в относительно недалеком будущем в своей деятельности по изучению микромира, макромира и мегамира.

Речь идет, в первую очередь, о далеко не неограниченных возможностях Человека. Это мнение не является результатом, так скажем, пессимистичного настроения, а представляет собой по возможности реальный взгляд

на действительное положение вещей. Как показывает беспристрастный анализ, Земля является не только колыбелью человечества, но она останется для него, скорее всего, и жилищем на все времена его существования. Прежние мечты о переселении на другие планеты или в другие Миры к настоящему времени утратили реальность. На примере эксплуатации пилотируемых космических станций можно видеть, какую наземную инфраструктуру надо иметь и сколько средств надо тратить, чтобы обеспечить жизнедеятельность небольшого экипажа. Что же касается осуществления полетов к Луне или Марсу и создания там баз, то требуемые затраты и ресурсы неизмеримо возрастут, которые станут посильны только сообществу стран, хотя и есть у ряда космических держав свои амбициозные планы. Можно полагать, что если и будут эти планы реализовываться, то во имя земных интересов, потому что именно при решении сверхзадач отыскиваются новые научно-технические решения, разрабатываются новые технологии и получаются новые материалы, так нужные для земных дел. Трудно даже предположить, что упомянутые базы будут всерьез чем-то снабжать Землю. Надо сказать, что полеты к Луне, на Луну и к планетам Солнечной системы, не в обиду будет сказано, не так уж многое и прояснили: признаков жизни нигде не найдено, да применительно к тем условиям можно было ожидать её только с большой долей фантазии; новых химических элементов небесных тел не объяснено, как это заявлялось и т. д. и т. п. Да это и не удивительно, по космическим масштабам Солнечная система – это, как говорится, одна капля в океане, так что ожидать тут большого разнообразия химических элементов и веществ не приходится. При этом, однако, не подлежит сомнению полезность прикладных аспектов использования результатов космических исследований применительно к организации глобальных сетей связи, телевидения, дистанционного зондирования Земли, а также к созданию оборонных систем.

Это мы коснулись некоторых экономических и познавательных аспектов, свидетельствующих об ограниченных возможностях изучения и освоения Космоса Человеком. Но существует целый ряд принципиальных ограничений, которые препятствуют проникновению в макромир, вглубь вещества или в дальний Космос.

Во-первых, существуют ограничения в энергетике и в получении материалов с желаемыми характеристиками. Например, мы не можем разогнать частицы в ускорителях до скорости света, если подключим даже все электростанции Земли. Мы не можем создать таких мощных генераторов для радиолокаторов, чтобы получить отраженные сигналы от других ближайших звездных систем. Имеют место ограничения при создании мощных ракетных двигателей в силу конечных значений теплотворной способности топлива и конечной прочности материалов. Не предвидится создание материалов невероятной большой прочности с исчезающе малой плотностью, что необходимо было бы, например, для создания космических лифтов. К этому перечню уместно добавить общепринятые постулаты: скорость света и скорость гра-

витационного дальнего действия конечны. При этом известные релятивистские эффекты также не увеличивают наши возможности.

Во-вторых, имеет место множество принципиальных ограничений, связанных с нижними порогами, например, чувствительности приборов. В метрологии известны: минимальные размеры частиц, которые мы можем рассмотреть в оптический или электронный микроскоп; минимальная энергия излучения оптического или радиодиапазона, которую можем зафиксировать над уровнем теплового шума; минимальные погрешности измерений массы и времени, параметров движения тел, расстояний, различных физических и химических величин и т. д.

Известно, что каждый измерительный прибор, предназначенный для измерения некоторой физической величины, всегда имеет по разным причинам зону нечувствительности или порог чувствительности, в том числе и с учётом глубокого охлаждения приёмников. Это означает, что сведения об этом параметре ниже порога чувствительности мы знать не можем, т. е. мы встречаемся с пределами познания. Порог в результате совершенствования приборов может отодвигаться, но ликвидировать его невозможно по причинам принципиального характера, например, в случае, когда мы достигаем уровня теплового шума. А это уже граница наших знаний. Практически, например, это может быть следующая ситуация: от рукотворного космического аппарата, посланного, скажем за пределы Солнечной системы, мы не можем принять информационные сигналы, потому что он обладает ограниченной энергетикой, а у нас радиоприемник имеет порог чувствительности. В то же время, мы можем принимать в широком диапазоне радиоизлучения, идущие от звезд или звездных систем, потому что мощность этих источников чрезвычайно велика. При этом прямых измерений в области этих источников провести мы не можем, а это уже один из потолков наших познавательных возможностей.

Уместно отметить также, что применительно к микромиру действует фундаментальный принцип неопределенности, согласно которому имеет место следующая ситуация: если мы знаем координаты микрочастицы с некоторой приемлемой точностью, то скорость её мы можем знать только с большой ошибкой и наоборот. Это тоже источник ограниченности наших познаний.

В-третьих, нельзя не упомянуть, что тормозит наши познания также то обстоятельство, что до сих пор мы не знаем природу физических полей: электрических, магнитных, гравитационных, электромагнитных и т. д. Человек научился измерять их параметры, а также некоторые из полей даже генерировать, нашёл способы практического использования ряда физических полей. В связи с этим с познавательной точки зрения возникает такая ситуация: нам уже менее интересен пройденный этап измерения параметров полей и количественные законы взаимодействия полей, становится интересным другой вопрос: почему поля так взаимодействуют друг с другом, например, поля одноименных и разноименных зарядов или магнитов? Ответов на эти вопросы нет, нет даже сколько-нибудь убедительных гипотез, а это опять ограни-

ченность наших возможностей. Это мы имели в виду поля макротел. Что же касается микромира, то о полях межмолекулярных, межатомных и внутриядерных известно вообще мало. Не намного лучше обстоит дело и с изучением биологических полей, хотя это уже и макромир. Чтобы не усугублять ситуацию, отметим лишь, что в настоящее время физиками-теоретиками и астрофизиками активно обсуждаются вопросы существования гипотетической «черной материи», масса которой во Вселенной во много раз больше той, которую мы наблюдаем; о присутствии гипотетической «темной энергии», составляющей 75% веса Вселенной; о существовании эфира или целого ряда гипотетических элементарных частиц и т. д. и т. п. Что главное, эти феномены непосредственно мы не наблюдаем, а вводятся они, главным образом, для того, чтобы результаты расчетов с использованием математических моделей соответствующих процессов приблизить к экспериментальным наблюдениям явлений, происходящих во Вселенной. Трудно сказать, проясняет ли это в достаточной степени картину Мира по существу. О существовании упомянутых феноменов ученые пытаются судить по наблюдаемым последствиям их влияния, как правило, космического масштаба. Но являются ли последствия причиной влияния именно названных феноменов, сказать точно никто не решится. Ясность могли бы внести результаты экспериментов. Однако, в этом отношении следует заметить, что поскольку возможности проведения земных лабораторных экспериментов по разгадке строения материи в значительной степени исчерпаны, то попытки различного рода измерений и наблюдений перенесены в космическую «лабораторию» Природы. Но как провести прямые эксперименты, чтобы как-то зафиксировать упомянутые феномены — не ясно. Пока все ограничивается в основном выдвиганием гипотез, как будто объясняющих космические наблюдения, при этом гипотезы со временем часто меняются или являются по существу альтернативными. Существование упомянутых феноменов или причинно-следственных связей только логическим путем невозможно ни доказать, ни опровергнуть. Нужны достоверные экспериментальные данные о том, что мы до сих пор не можем увидеть или зафиксировать-засвидетельствовать. В данном случае мы опять, видимо, сталкиваемся с границами нашего познания, по крайней мере, в настоящее время. Действительно, не та ли в данном случае ситуация, когда Человек выходит на границы Непознаваемого. Уместно поэтому вспомнить известную крылатую фразу: «Чем больше Человек знает, тем меньше он понимает». Можно сказать, что эта дилемма всегда достаточно остро стояла перед Человеком и она намного глубже, чем может это показаться на первый взгляд. И касается это, в частности, как картины Мира, так и Социума.

В-четвертых, продолжительность жизни Человека и ресурс аппаратуры космических аппаратов ограничены, что служит естественным препятствием для сверхдальних перелетов даже в пределах Солнечной системы, не говоря уже о других мирах.

В этом отношении уместным будет привести для наглядности результаты общеизвестных ориентировочных оценок [1.5]. Так, например, продолжительность экспедиции экипажа в составе 4-6 человек к Марсу может со-

ставить не менее 2,5 лет, вес межпланетного корабля, собираемого из составных частей на околоземной орбите высотой порядка 500 км и стартующего к Марсу с орбиты, достигает 500-600 тонн (в зависимости от используемых двигательных установок и выбранных траекторий полета), количество ракет-носителей тяжелого класса (например, типа «Протон»), необходимых для доставки на околоземную орбиту составных частей межпланетного корабля, может достигать 40-50 штук и более. При этом следует подчеркнуть, что на Марсе как атмосфера, так и температурный режим для жизни человека совершенно непригодны, присутствовать на этой планете можно либо в скафандре, либо в соответствующих капсулах. В дополнение следует сказать, что отсчет продолжительности полетов автоматических космических аппаратов до таких планет Солнечной системы, как Юпитер и Сатурн, начинает исчисляться уже с десяти лет и более. И это при всем при том, что для реализации таких экспедиций и полетов должна быть обеспечена высочайшая надежность как техники, так и особенно людей.

Даже приведенные обстоятельства дают основание заключить о приоритетности широкого использования в практике космической деятельности в основном беспилотных космических аппаратов-роботов [1.2].

В-пятых, Человек, как и многие живые существа, способен существовать в очень ограниченном физико-химическом диапазоне среды, а именно: только при определенном составе атмосферы, давлении, температуре, химическом составе пищи и т. д.

В-шестых, Человек обладает пятью органами чувств, которые имеют пороги чувствительности и диапазоны. Например, из всего диапазона физических излучений мы видим только в спектре длин волн 0,4-0,7 микрон, при этом что интересно: именно для этого диапазона атмосфера Земли достаточно прозрачна, а мощность излучения Солнца максимальна. Надо сказать, что это обстоятельство представляет интерес само по себе и побуждает к отдельным размышлениям. Слышим мы в только диапазоне единицы герц–20 тысяч герц. Аналогично имеют ограниченную чувствительность и другие наши органы чувств. Конечно, в результате своей деятельности Человек сначала усилил с помощью механических машин свои мускулы, затем с помощью различных измерительных приборов-преобразователей расширил возможности органов чувств и достиг фундаментальных порогов их чувствительности. Наконец, Человек создал вычислительные средства, усилив в связи с этим свои интеллектуальные способности. Надо подчеркнуть, что подняв или снизив пороги возможного в трех упомянутых направлениях, снять их не удастся по принципиальным причинам, о которых частично уже было сказано или это очевидно без особой аргументации.

Приводя эти соображения, мы опираемся на естественно-научные представления, подтверждаемые практикой и устойчивым их воспроизведением и не разделяем при этом мифологических представлений об одновременном сотворении Мира и Человека, существовании параллельных миров и бестелесных духов и т. п., что основано, как правило, на незнании глубинных процессов и свойств нашей психики и существовании биологических полей.

Как свидетельствуют факты, только опираясь на естественно-научные представления о Мире, а не на постулаты, догмы и домыслы разного рода оккультных и близких к ним учений, Человек может идти продуктивным путем к реальным желаемым научно-техническим достижениям.

Человек, как говорят, звучит гордо. Но нельзя требовать от него невозможное. Человек может развить свои физические и умственные возможности, но, естественно, только до определенных пределов. Как представляется, возможности Человека сформировались применительно к среде обитания. Может Человек нашей эпохи в результате эволюции через миллионы лет станет качественно другим, а нынешний Человек со своими возможностями будет, не в обиду ему будет сказано, соответствовать братьям нашим меньшим. Ведь мы не можем себе представить, чтобы такие высокоорганизованные живые существа, как пчелы, дельфины, собаки и обезьяны, могли познавать абстрактные законы Природы. То, что необходимо им для своего существования, им известно по опыту. Естественный отбор сделал свое дело: выжили те особи, которые нашли свою нишу в окружающем мире, где они могут существовать. Можно сказать, что окружающая среда формирует возможности, в том числе, и умственные. Известно, что человеческие дети, выросшие среди зверей или без должного внимания, когда формируется личность и организм, уже никогда не могут стать полноценными членами социума.

Окружающая среда не только влияет на формирование в конечном итоге живого существа, но она создала условия для возникновения жизни. Имея в виду ход мыслей великого В.И. Вернадского об образовании ноосферы на Земле, можно полагать, что возникновение и существование жизни являются свойствами материи, присущи материи, как присуще, например, материи свойство движения. Жизнь могла возникнуть в благоприятной физико-химической среде, которая удачно сложилась в условиях Земли, в результате случайной самоорганизации устойчивых эмерджентных структур из имеющихся химических элементов и веществ, которые случайно усложняясь и оставаясь устойчивыми достигли такой сложности, что их можно относить к живым существам, полагая, что живым мы называем структуры, обладающие рядом специфических функций-свойств, например, такими функциями-свойствами, как обмен с внешней средой, повторением себе подобных на базе генных структур и т. д. Другими словами самовозникновение и самоподдержание структур в исключительно специфических благоприятных условиях, которые обладают функциями живых существ, является таким же неотъемлемым свойством материи, как и движение. Но, надо подчеркнуть, что реализоваться такие возможности могут исключительно, видимо, редко, в частности, случилось это, скорее всего, только на Земле из всей Солнечной системы. Прогресс в живой Природе можно объяснить только самоорганизацией устойчивых в определенной среде структур; неустойчивые, неприспособленные, как принято говорить, не выживают. В этом, видимо, и состоит естественный отбор и эволюционное формирование живых организмов вплоть до высокоорганизованных. К сказанному уместно добавить, что мы уже выжили и не удивляемся устойчивым структурам атомов в неорганических

и органических химических соединениях, не удивляемся правильным и невероятно красивым, например, кристаллам из атомов химических элементов и молекул химических веществ. Поэтому появление устойчивых достаточно сложных структур, обладающих определенными функциями, в том числе и упомянутыми выше, является естественным примером постоянного, а может быть, и скачкообразного наращивания сложности построения структур. Только такие структуры, судя по всему, появились, видимо, на более поздней стадии эволюции Земли и формирования на базе простейших структур и химических соединений все более и более сложных структур, достаточно устойчивых применительно к своей среде существования.

Ради полноты надо отметить, что некоторыми учеными неоднократно высказывались гипотезы о возможностях существования живых организмов, имеющих другую, в отличие от земной, физико-химическую основу построения. Речь идёт, в частности, о возможности существования органических веществ и живых существ, в основе которых лежит не углерод, а, например, кремний, при этом существовать эти вещества и существа могут, якобы, в условиях, существенно отличающихся от земных. Однако, учитывая свойства химических элементов таблицы Менделеева и веществ, образованных при соединении их, трудно представить и тем более невозможно объяснить возможность образования и существования не то что живых, а органических соединений в условиях чрезвычайно низких или высоких температур, вакуума или высоких давлений, а также при отсутствии среды, типа воды, в которой могут вещества легко растворяться и перемещаться. Физико-химические условия на планетах Солнечной системы, как известно, существенно отличаются от земных: там многие вещества находятся в таких агрегатных состояниях, которые не могут способствовать появлению органических и тем более живых структур. Что же касается планет других звезд, то можно только предполагать, что там может существовать жизнь. Однако если она там и есть, то пока даже не просматриваются возможности её дистанционного обнаружения на таких огромных астрономических расстояниях. Это тоже следует относить к ограничениям возможностей Человека, хотя поиски разумных существ во вселенной никто и никогда не остановит, если это только будет, например, экономически посылно осуществлять. Следует отметить, что реальность высказываемых иногда предположений о возможности занесения жизни на Землю из дальнего Космоса в высшей степени проблематична, учитывая невероятно тяжёлые физические условия в открытом Космосе, а также во время движения тел в атмосфере при падении на Землю.

В дополнение к сказанному следует добавить, что по мнению биологов-дарвинистов, в процессе существования живых существ мутации генного аппарата, возникающие под действием, например, радиации или химических веществ, вызывали относительно скачкообразные изменения организмов. В связи с этим возникает вопрос: каков механизм информационного управления формированием тех или иных органов и частей тела эмбрионов со стороны генов – это загадка загадок Природы. Такой же загадкой остается возникновение самой генной структуры, в которой информационно содержится весь

образ и строение организма. Суждено ли и достижимо ли вообще Человеку расшифровать эти великие Тайны продуктов самоорганизации – флоры и фауны Земли? Никто не может сказать ни «да», ни «нет». Ответ могут дать только научные поиски. Опять же никто не может сказать когда это может произойти. Не останется ли это вообще великой для Человека загадкой самоорганизации Природы навсегда, не останется ли это никогда не взятой крепостью науки, не будет ли это ещё одна из границ его познаний, хотя и предпринимаются в настоящее время серьезные попытки синтезировать искусственную бактерию как живой организм. Человек уже научился из одной клетки, принадлежащей живому организму, в которой есть, естественно, генный аппарат, выращивать весь организм, создав для этого соответствующую питательную среду. В данном случае имеются ввиду выращенные таким образом в искусственной среде лягушка, овца и другие живые существа. Но сможет ли Человек создать когда-нибудь живую структуру, повторив, например, Природу, вопрос остается открытым. Или это еще одна из границ возможностей Человека? В дополнение возникает ещё один вопрос: может ли вообще высший продукт Природы – Человек познать одну из великих Тайн самоорганизации Природы, то есть разгадать сокровенную тайну о самом себе?

Таким образом, в результате скачкообразных изменений организмов в сочетании с медленными эволюционными изменениями, инициируемых средой существования, возникали при этом и такие особи живых существ, которые в результате длительного естественного отбора оказывались наиболее устойчивыми и приспособленными к выживанию в окружающих условиях. При резком изменении условий на Земле по каким-то причинам, например, космического характера процесс приспособления повторялся. За время существования Земли в течение нескольких миллиардов лет процесс этот мог повторяться многократно и соответственно флора и фауна видоизменялись. В итоге Природа породила существа в лице Человека, которые уже могут объяснить или, точнее, подошли к объяснению эволюции Земли и не только Земли, а также всего того, что вообще окружает Человека.

В данном случае, может быть и не стоило бы затрагивать эти вопросы, если бы в космических исследованиях не уделялось столько внимания поиску следов жизни на других небесных телах. Скорее всего такие уникальные условия, в которых самопроизвольно случайным образом в течение многих миллионов лет выстраивались эмерджентные устойчивые структуры из веществ, возникли в Солнечной системе только на нашей родной планете. Надо отметить, что до сих пор Человеку не удалось получить живое существо, хотя к настоящему времени и разгадан механизм возникновения органических веществ из неорганических под воздействием солнечных лучей и хлорофилла.

В-седьмых, со времен начала полетов космических аппаратов особенно ясно стало понятным, что Земля-то наша не такая уж и большая, да и клады она содержит не бездонные, а ограниченные. Развитие транспортных средств всех видов и крупных производств только усилили это понимание, ибо реализация крупных научно-технических и производственных проек-

тов сверхдержавами или сообществами стран приобрела планетарные масштабы. Серьезное неблагоприятное влияние изобретений Человека в ряде областей деятельности на Природу стало очевидным. Большие масштабы такого влияния могут быть пагубными для человечества. В частности, стало понятно, что выяснять спорные отношения на «ядерных» саблях или с применением биологического оружия уже нельзя, ибо победителей не будет, это – самоубийство. Широкомасштабная производственная деятельность без учета требований экологии также, хотя и медленно, может вести к отрицательным, во многих случаях, необратимым отрицательным последствиям.

В последние десятилетия выяснилось и активно обсуждаются вопросы, связанные с ограниченными запасами на Земле полезных ископаемых, включая нефть и газ. У многих стран остались скудные запасы, у других – относительно много, но, по оценкам, хватит их только на ближайшие столетия. Конечно, речь пока не идет о разработках на дне океанов, но что главное, границы невозобновляемых источников благополучия человечества уже видны. В связи с этим в будущем доступ к кладовым Земли – это арена, мягко говоря, непростых отношений между народами и государствами.

Уже сегодня становится понятным, что у человечества, если оно не поменяет ориентиров жизни, не будет будущего, у него нет больших врагов, чем оно само в лице своих апассионарных и агрессивных лидеров или групп личностей отдельных государств. Со стороны человечеству никто не может оказать помощь. Чтобы выживать, оно должно само о себе позаботиться. Известно, по оценкам, что Земля может прокормить 50 млрд. человек. В связи с этим возникли человеконенавистнические и антигуманные проекты типа проекта по сохранению «золотого миллиарда» людей. Люди Земли не могут по определению стремиться к такому уровню потребления, как, например, в США: в настоящее время США потребляет половину всей вырабатываемой на Земле электроэнергии.

Таким образом, можно считать, что ограниченные возможности Земли накладывают серьезные ограничения на организацию производственной и социальной жизни людей, в том числе и на реализацию космической деятельности. В связи с этим уместно напомнить, что со времен известного решения Французской академии наук имеет место прецедент, в соответствии с которым предложения о построении «вечного двигателя» в науке и технике всерьез не рассматриваются. Не исключено, что могут быть приняты аналогичные принципиальные решения и по другим вопросам в связи с существованием упомянутых ограничений фундаментального характера.

Человек многого достиг на Земле, но в то же время перед силами Природы он мал и слаб. Уместно привести слова Ю.А.Гагарина о том, что, рассматривая Землю с орбиты, у него возникали эмоциональные мысли о том, что как же мал человек, что его кипучая деятельность, выяснение различных отношений между людьми, накопление богатств и т. д. – все это мелко и похоже на «мышиную возню». И в справедливости этих мыслей есть большой резон, ибо в умы людей стучатся актуальные мысли о необходимо-

сти изменения ориентиров, ценностей и приоритетов человеческого сообщества Земли ради сохранения жизни землян.

1.6.2. Об актуальности перехода к космическому мышлению

Прочитав высказанные соображения, на первый взгляд, может возникнуть мнение: а не пессимистическое ли это какое-то философствование? Однако при более углубленном рассмотрении можно заключить, что речь идет о формировании реального взгляда на действительное положение вещей. Речь идет о далеко не неограниченных возможностях Человека и нашей Родины – Земли. Из этих достаточно общих соображений можно сделать не только выводы практического характера применительно к космической деятельности, но и далеко идущие выводы по организации жизнедеятельности человеческого сообщества. Сказанное – это не призыв к пессимизму типа: сиди и ничего не делай, все равно все не познать. Наоборот, надо ставить сверхзадачи, творить, чтобы использовать все человеческие умственные, физические и физиологические возможности, но не ставить задач недостижимых и абсурдных типа: человек должен уметь летать как птица, получить вещество с близкой к нулевой плотности, получать энергию из гравитационного поля, получать знания напрямую из Космоса и т. п. Может это и случится, но это находится за гранью наших знаний и естественнонаучных представлений. Человечество как и отдельные люди должны ставить реально достижимые цели, иначе могут быть впустую затрачены и так ограниченные средства, силы, а возникшие, как следствие, неверие, пессимизм и разного рода срывы сил не прибавляют и хорошего с собой ничего не несут.

Из всех этих соображений можно сделать один общий вывод: настало время человечеству глубоко осмыслить свою миссию на Земле и сформировать новые правила построения своей жизнедеятельности. Правила эти могут быть представлены в таком ёмком понятии, как **космическое мышление**. Конечно, в настоящее время можно говорить только о начале формирования и начале наполнения его конкретным содержанием.

В тезисном варианте, с учетом высказанных соображений, можно назвать некоторые элементы космического мышления:

- Земля – наш вечный и единственный дом в обозримом окружающем Мире;
- мы - земляне находимся все на одной небольшой по космическим масштабам планете. У всех наций, народов и государств есть только одно пространство для жизни – планета Земля – одна на всех и Космос тоже один на всех со всеми вытекающими отсюда последствиями;
- людям надо жить умеренно, разумно и не излишествовать в потреблении;
- цель жизни людям надо видеть в духовном, интеллектуальном и физическом развитии и в гармоничном сосуществовании со своими родными, близкими и чужими людьми, а также с Природой;

- Человек, сам существуя и наслаждаясь радостью жизни, должен гуманно давать жить другим людям и живым существам, а также способствовать этому;
- все государства и народы Земли – члены одной большой семьи или одного земного государства;
- люди внутри государств или государства между собой должны жить, не исключая священных прав личной свободы и прав собственности отдельных людей и государств, одной большой земной общиной;
- людям планеты надлежит заботиться не только о себе и о своей планете, но им надо заботиться в меру своих сил о Природе и Космосе, руководствуясь универсальным принципом «не навреди», потому что отрицательное влияние деятельности Человека может касаться не только Земли, околоземного пространства, но и более дальнего Космоса;
- околоземное пространство и небесные тела должны быть доступны для исследования и использования в одинаковой степени всем государствам Земли, исключая при этом возможности получения каких-либо привилегий отдельными лицами, группами лиц, отдельными государствами или группами государств;
- все спорные вопросы должны разрешаться в рамках законов и на основе мирного урегулирования разногласий между отдельными людьми или государствами;
- законы отдельных государств и межгосударственные соглашения должны соответствовать духу и положениям космического мышления.

На первый взгляд может показаться, что перечисленные положения есть просто добрые положения с долей эмоций. Пусть в известной мере это будет так, однако, есть все основания полагать, что, по историческим меркам скоро, поднятые вопросы остро встанут в повестку дня практической деятельности людей и государств.

В заключение следует подчеркнуть, что все эти постулаты космического мышления, сформулированные в первом приближении, направлены, при условии их реализации, прежде всего, на выживание человечества, на создание благоприятной окружающей среды для жизни Человека, на устойчивое социально-экономическое развитие человеческого общества, чтобы человечество на зрелом этапе своего развития могло сказать: «На Земле все хорошо, будет хорошо и дальше», пока не случится, например, какая-нибудь непредвиденная и неустраняемая вселенская катастрофа или не закончатся запасы горючего на Солнце.

Как нам представляется, на базе упомянутых положений по инициативе, например, Международной академии астронавтики, Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского или других организаций может быть сформирован, своего рода, Кодекс (Манифест) космического мышления, который Организацией объединенных наций или отдельными государствами может быть использован в качестве основы для выработки соответствующих юридических соглашений, договоров, норм и законодательных актов.

1.7. Основные тенденции развития космонавтики

4 октября 1957 года и 12 апреля 1961 года стали началом новой сферы деятельности человечества: исследование и использование человечеством космического пространства. Эта историческая необходимость была подготовлена всеми предыдущими этапами жизни на Земле. Рост народонаселения наряду с ограниченностью энергетических и сырьевых ресурсов Земли, угроза катастрофического столкновения космического тела с Землей, экологические проблемы как результаты деятельности человека, стихийные бедствия, включая землетрясения, тайфуны, цунами, выдвигают новые проблемы, решение которых по своей масштабности и задачам становится непосильно отдельной стране. Падение на Землю астероида или столкновение с астероидом с пагубными для людей последствиями не исключены. В сущности, вопрос времени, когда это произойдет. Таким образом, для человечества существует опасность, которую до недавнего времени можно было только прогнозировать, но нельзя было предотвратить. Теперь положение резко изменилось – существуют реальные средства, позволяющие избежать столкновения. Это космические средства мониторинга космического пространства, средства увода или отклонения падающих космических тел, включая баллистические ракеты с мощным термоядерным зарядом. Современный уровень ракетной техники позволяет осуществить доставку «взрывного устройства» для уничтожения или увода практически любого опасного космического тела [1.6].

Вывод на орбиту вокруг Земли Советским Союзом 4 октября 1957 г. искусственного спутника положил начало космической гонке. На начальном ее этапе, проходившем в условиях «холодной» войны, главные побудительные причины, задававшие тон в этом марафоне, носили политический и военный характер. Престиж и безопасность государства – вот основные цели, ради которых ведущие космические державы не жалели финансовых средств. Интенсивность запусков к середине 1960-х гг. достигла рекордной величины. Так, число КА, запущенных в 1966 г. зарубежными странами, составило 101 аппарат. Переход от использования отдельных КА, запускаемых время от времени, к постоянно функционирующим на орбитах системам произошел очень быстро и носил лавинообразный характер (рис. 1.5.) [1.4].

Наступивший к началу 1970-х гг. спад интенсивности в выведении КА явился следствием того, что основные космические системы (разведка, навигация, связь, метеорология, предупреждение о ракетном нападении) к этому времени были уже развернуты, началась их штатная эксплуатация и эволюционный процесс совершенствования. Снижению числа выводимых КА способствовали также технологические достижения, позволившие значительно увеличить их сроки активного функционирования. При этом активность в космической деятельности не уменьшилась. К космосу приобщались все новые страны, что особенно ярко проявилось в обеспечивающей наибольшие выгоды области космической деятельности – спутниковой связи.

В настоящее время космической деятельностью в той или иной степени занимаются все ведущие страны мира и многие из числа развивающихся

стран. При этом следует учитывать, что диапазон степени участия в космической деятельности различных стран очень велик – от использования отдельных каналов связи до полномасштабного и всестороннего применения космических средств для решения широкого круга гражданских и военных задач. Причем, если единичные задачи (в частности, связь) решаются огромным количеством государств (до 170 – 180), то многосторонней космической деятельностью, охватывающей военные, хозяйственные, научные, социальные и другие сферы жизни, имеют возможность заниматься лишь несколько государств. Около 30 стран имеют государственные космические программы и реализуют их в конкретных средствах.

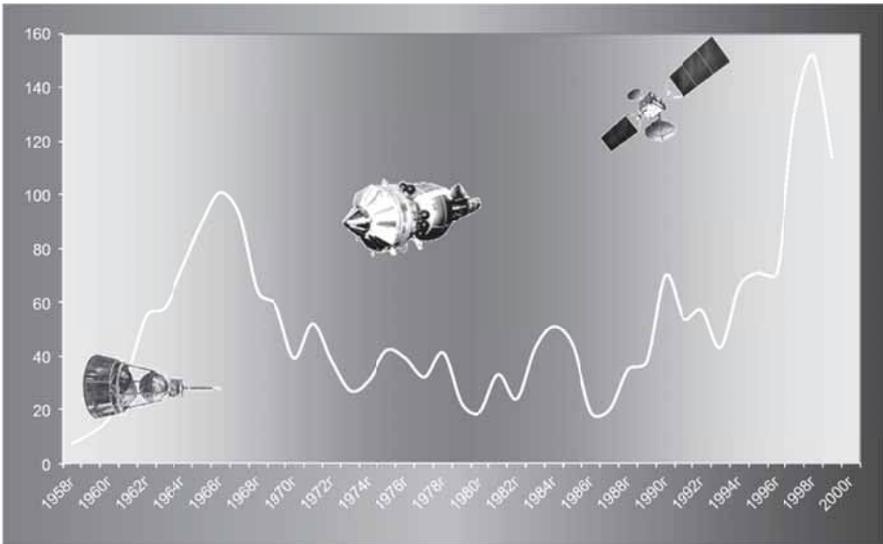


Рис. 1.5. Количество КА, запускаемых зарубежными странами

Только 5 зарубежных государств, кроме России, имеют все необходимые условия для широкомасштабной космической деятельности – это США, Франция, Япония, Китай и Индия. Только эти государства (плюс Израиль) располагают средствами для запуска полезных нагрузок в космос (носителями и полигонами запуска).

19 стран обладают производственной и научной базой, позволяющей им разрабатывать и производить собственные КА. Следует отметить, что большинство из них способны создавать только небольшие КА экспериментального назначения. Так, из 23 стран, имеющих собственные космические средства связи, 17 используют КА, разработанные иностранными фирмами.

Большинство стран использует космические средства для решения гражданских задач. При этом многие из них имеют возможности использовать космические средства для обеспечения военных нужд. Это относится к данным, получаемым от КА исследования природных ресурсов Земли,

доступ к которым имеют уже десятки стран и уровень информативности которых постоянно возрастает. Космические средства связи и метеообеспечения являются не менее доступными для десятков стран и также могут использоваться для обеспечения военной деятельности.

Развитие космонавтики после 2000 г. идет по пути интеграции государств в области исследования и использования космического пространства, объединения их научного, технического и производственного потенциалов для решения глобальных задач. Здесь следует отметить решение таких задач, как открытие нетрадиционных источников энергии и способов передачи этой энергии из космоса; получение новых материалов; создание системы безопасности под эгидой ООН для защиты Земли от столкновений с астероидами и метеоритами, включая удаление радиационных отходов, прогноз стихийных бедствий (таких как землетрясения, цунами), контроль чрезвычайных ситуаций; разработка новых биопрепаратов и лекарств и многих других задач.

Эта интеграция в десятки раз экономит временные и материальные ресурсы государств при решении указанных и других задач развития цивилизации на Земле. Конечно, задачи будут решаться и в интересах каждой страны в целях повышения благосостояния ее народа и обеспечения безопасности. Здесь основную роль будут играть национальные космические программы.

Космическая деятельность осуществляется и будет осуществляться на основе государственной поддержки, однако значительное место в национальных программах займут проекты, реализуемые на государственно-коммерческой и коммерческой основе. В России отбор таких проектов будет осуществляться на конкурсной основе.

Космическая деятельность в мире - это динамически развивающийся процесс. Если в начале 60-х гг. XX века всего два государства (СССР и США) активно занимались космической деятельностью, то к 1999 году это число составило около 130 стран.

Во многих странах, занимающихся космической деятельностью, далеко не решены национальные, социальные и экономические проблемы, но эти страны выделяют на космическую деятельность значительные бюджетные средства, так как видят в космонавтике источник научно-технического и технологического прогресса в различных областях экономики. Поэтому современное развитие земной цивилизации тесно связано с дальнейшим освоением и использованием космического пространства всем человечеством. Соответственно мировой космический рынок также является динамически развивающимся. Это подтверждается ростом выводимой массы полезной нагрузки, которая к 2020 г. возрастет примерно в 10 раз. По прогнозам, до 2020 г. мировые затраты на космическую деятельность в мирных целях возрастут в 5-7 раз, а затраты на запуски спутников связи увеличатся более чем в 3 раза и составят примерно 30 миллиардов долларов.

Особое значение космонавтика имеет для России. Ее географическое положение, размещение ресурсов и народнохозяйственных объектов таково,

что ни одна социально-экономическая, научная и оборонная программа не может быть эффективно реализована без использования космической техники.

Космическая деятельность России является одним из ключевых звеньев, способных обеспечить качественное обновление науки и техники, сформировать достойный образ жизни ее граждан. Применение космических средств в интересах обеспечения обороны страны существенно повышает эффективность Вооруженных сил России. Космическая деятельность России осуществляется в соответствии с Законом РФ «О космической деятельности», действующим с 1993 г. и уточненным в 1996 г. Конкретные работы определяются Федеральной космической программой России, утвержденной Правительством РФ.

К основным направлениям развития отечественной космонавтики на ближайшие 10 лет относятся:

- поддержание и развитие сложившегося уровня обеспечения обороны и различных отраслей экономики страны космической связью и телевидением, навигацией, метеоданными, данными дистанционного зондирования Земли, экологического контроля окружающей среды и контроля чрезвычайных ситуаций;
- обеспечение постоянного присутствия человека в околоземном космическом пространстве, включая международное сотрудничество на ее основе;
- создание научного, технического и технологического заделов для перспективной космической техники, обеспечение их конкурентоспособности на мировом рынке космических услуг;
- успешное выполнение национальных и международных программ изучения планет, околоземного космического пространства, Солнца и солнечно-земных связей, астрофизических исследований в различных спектральных диапазонах электромагнитного излучения, а также других программ по расширению фундаментальных знаний о Солнечной системе и Вселенной;
- развитие средств выведения (в том числе многоразовых), наземных средств и систем, обеспечивающих полное использование технических возможностей применяемых и создаваемых вновь космических комплексов;
- реализация международных обязательств России, эксплуатация международной космической станции;
- внедрение и использование достижений космонавтики в различных областях экономики и социальной сферы страны;
- расширение международного сотрудничества, участие совместно с другими странами в решении глобальных задач развития цивилизации на Земле.

Определяющей мировой тенденцией в первом десятилетии XXI века является расширение международных кооперационных связей в области космической деятельности. Наиболее значимым международным проектом, объединившим усилия 15 стран мира, стал проект создания и использования международной космической станции. Россия является одним из основных

участников этого проекта. В нем Россия решает национальные задачи пилотируемой космонавтики и проводит научно-прикладные исследования. По оценкам экспертов, эксплуатация международной космической станции может осуществляться до 2020 года.

США, страны Европы, Китай активизируют работы по подготовке пилотируемых полетов к Луне, Марсу, а в дальнейшем и освоение этих космических тел.

Фундаментальные космические исследования направлены на изучение планет и Солнца, открытие новых источников энергии, создание системы предупреждения о космических катастрофах, поиск внеземных форм жизни.

ГЛАВА 2. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ОБЪЕКТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

2.1. Основные объекты ракетно-космической техники

Объекты ракетно-космической техники – это сложные технические комплексы. Объектами ракетно-космической техники являются орбитальные средства, средства выведения, средства подготовки и управления ракетами космического назначения и орбитальными средствами, средства посадки составных частей ракет космического назначения, а также средства, обеспечивающие их эксплуатацию [2.1].

Космический комплекс – это совокупность функционально взаимосвязанных орбитальных и земных технических средств, предназначенная для самостоятельного решения задач в космическом пространстве. Космический комплекс может включать в свой состав космические аппараты, средства подготовки, выведения на орбиту, управления космическими аппаратами и их посадки, сооружения и обеспечивающие средства.

Космический ракетный комплекс – это комплекс, включающий ракету-носитель, совокупность технических средств, сооружений и коммуникаций, предназначенную для проведения заданной технологии работ с ракетой-носителем, по их подготовке к пуску, содержанию в установленных готовностях, пуску и управлению на активном участке траектории полета ракеты космического назначения.

Основными составными частями космического ракетного комплекса являются ракеты-носители, технический комплекс, стартовый комплекс, автоматическая система управления подготовки пуска, комплекс средств информационного обеспечения.

Ракета космического назначения – это совокупность ракеты-носителя с космической головной частью.

Ракета-носитель – это часть ракеты космического назначения, предназначенная для выведения космической головной части на заданную траекторию или орбиту.

В большинстве случаев ракеты-носители являются многоступенчатыми, включающие несколько ракетных блоков и полезный груз. В качестве полезного груза могут быть космический аппарат (КА) или искусственный спутник Земли (ИСЗ).

Многоступенчатая ракета функционально состоит из нескольких последовательно работающих одноступенчатых ракет. В состав каждой одноступенчатой ракеты входят ракетная часть и масса ракеты-носителя, являющаяся для нее условной массой полезного груза.

Под ступенью понимают часть составной ракеты, функционирующую на определенном участке траектории полета.

Под ракетной частью ступени понимают ту ее часть, которая обеспечивает полет ракеты-носителя. В состав ракетной части могут входить один или несколько автономных ракетных блоков.

Ракетный блок – это автономная часть составной ракеты, включающая топливный отсек с топливом, двигательную установку, органы управления, аппаратуру и бортовую кабельную сеть системы управления, корпус хвостового и переходного отсеков, элементы системы разделения и др.

Головной блок РН включает в себя полезный груз и обтекатель. Обтекатель является пассивным конструктивным элементом, который при выходе из плотных слоев атмосферы сбрасывается.

Космический аппарат. Техническое устройство, предназначенное для функционирования в космическом пространстве с целью решения задач в соответствии с назначением космического комплекса.

Пилотируемый космический аппарат. Космический аппарат, конструктивное исполнение которого предусматривает наличие обитаемого отсека и возможность управления движением и функционированием аппарата космонавтом, находящимся на его борту.

На рис. 2.1, 2.2. приведен состав ракетно-космической системы [2.2].



Рис. 2.1. Основные объекты ракетно-космической системы:

РКК – ракетно-космический комплекс;

ЦУП – центр управления полетами;

РН – ракета-носитель;

ПН – полезная нагрузка (космические аппараты, межорбитальные блоки)

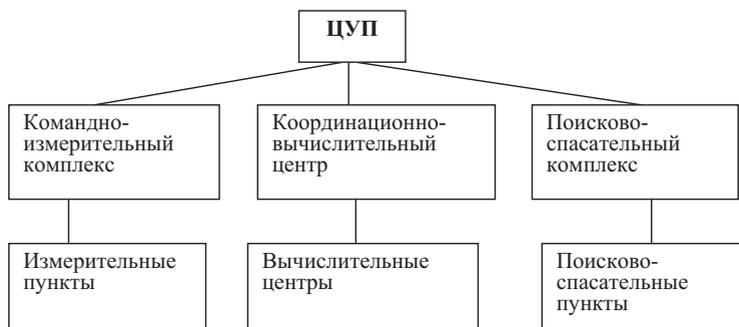


Рис. 2.2. Центр управления полетами

2.2. Ракеты: от фейерверков и сигнальных ракет до ракет-носителей ядерных зарядов и космических аппаратов

Создание ракет как летательных аппаратов имеет длительную историю. Принцип движения с помощью прямой реакции известен был очень давно. Известны ракетные пороховые двигатели, которые применялись в Китае для увеселительных мероприятий. Это было около пяти тысяч лет назад. Имя изобретателя пороха и первой ракеты остается нам неизвестным. Имеются литературные источники, которые свидетельствуют о том, что в X...XIII веках в Европе применение пороха и ракет уже было широко известно. Использовались боевые пороховые «огненные стрелы». Они имели большое рассеивание. Но успехи артиллерии отодвинули ракеты на второй план [2.3.].

В России при Петре I вопросам применения пороховых ракет было уделено серьезное внимание. Была разработана и применялась сигнальная ракета «образца 1717 г.». Однако до 20-х годов XIX столетия ракеты не нашли широкого применения. Причина этому в основном большие успехи русских артиллеристов в области изготовления и боевого применения орудий. Но работы над совершенствованием боевых ракет продолжались. В то же время изобретатели мечтали о полете человека с помощью ракет. Идея полета человека при помощи реактивной силы была предложена изобретателями конца XIX века.

С конца 80-х годов XIX века и до сегодняшних дней можно выделить четыре этапа в области работ реактивного движения и реактивной техники.

Первый этап, 1881...1920 гг. На первом этапе в области реактивного движения работали энтузиасты-одиночки в России, Германии, США. Велась разработка проектов и теоретических вопросов.

Второй этап, 1921...1945 гг. На втором этапе коллективная работа групп ученых. Создаются общества изучения межпланетных сообщений в России, Германии, США. На этом этапе обобщаются результаты теоретических работ и создаются экспериментальные образцы ракет, а к 1944 г. была создана ракета «Фау».

Третий этап, 1946...1956 гг. На третьем этапе, после Второй мировой войны, в ракетно-космическую деятельность были привлечены большие промышленные ресурсы, созданы специальные лаборатории, приступили к подготовке профессиональных кадров для работы в ракетно-космической области.

Четвертый этап, после 1956 г. На четвертом этапе осуществлялось широкое освоение космического пространства, так в 1957 г. был запущен ИСЗ, а в 1961 г. осуществлен полет Гагарина Юрия Алексеевича.

Длительность этапа сокращалась примерно в 1,5...2 раза по сравнению с предыдущим этапом. Так, длительность 1-го этапа составляет 40 лет, 2-го – около 25 лет, 3-го – около 10 лет. В настоящее время создание новых образцов ракет-носителей, осуществляется примерно через 5...7 лет. Ниже приведено основное содержание этапов.

В 1881 г. талантливым русским изобретателем Н.И. Кибальчицем был разработан первый в мире проект ракетного летательного аппарата для полета человека. Он предусматривал использование порохового двигателя, программный режим горения, обеспечение устойчивости аппарата и т. д. Примерно в те же годы проблемами межпланетных полетов заинтересовался великий русский ученый Константин Эдуардович Циолковский. Особенно важной была работа К.Э. Циолковского по теории реактивного движения – «Свободное пространство», 1883 г. Он пришел к выводу, что движение телу можно сообщить реакцией отбрасываемых частей от него, и получил основное уравнение движения ракеты в среде без действия внешних сил. К.Э. Циолковский также исследовал влияние на полет ракеты силы земного тяготения и сил сопротивления атмосферы. Им впервые в истории дана оценка запасов топлива, необходимых для преодоления сил земного тяготения и сил сопротивления атмосферы, проведен расчет наивыгоднейшего подъема ракетного снаряда, проходящего через слой воздуха переменной плотности, решена задача о необходимом запасе топлива для возвращения ракеты на Землю. Работы Циолковского содержат и практические указания по конструированию и изготовлению отдельных систем ракеты, выбору топлива. В 1919 г. Циолковский пришел к выводу, что для достижения космических скоростей необходимо использовать составные ракеты и дал математическое обоснование этому факту.

Русский ученый Иван Всеволодович Мещерский в своих трудах «Динамика точки переменной массы» (1897 г.) и «Уравнения движения точки переменной массы в общем случае» (1904 г.) разработал и изложил основные уравнения ракетодинамики.

В 1909 г. немецкий ученый Герберт Оберт в своей первой работе об обитаемых космических кораблях описал ракету на твердом топливе с автоматической регулировкой проходного сечения сопла двигателя для предотвращения чрезмерного повышения давления в камере сгорания.

В 1920 г. американский ученый Р. Годдарт опубликовал результаты своих теоретических и экспериментальных исследований по ракетной технике в книге «Метод достижения очень больших высот».

Работы энтузиастов-одиночек в области ракетной техники в конечном итоге не могли привести к развитию ракетостроения как нового направления науки и техники.

В 1921 г. в Москве создается первая советская ракетная научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация – Газодинамическая лаборатория, в которой были разработаны реактивные снаряды на бездымном порохе и жидкостной ракетный двигатель с тягой до 300 кг, а также первый в мире электрический ракетный двигатель.

В 1924 г. было образовано в Москве общество изучения межпланетных сообщений. В него объединились многие талантливые инженеры и конструкторы.

Продолжатель работ К.Э. Циолковского советский инженер и изобретатель Фридрих Артурович Цандер в 1930...1931 гг. испытал реактивный двигатель, работавший на сжатом воздухе с бензином, а в 1933 г. испытал двигатель на жидком кислороде с бензином. В 1932 г. в книге «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов» он изложил теоретические исследования различных аспектов построения космических ракет.

В 1931 г. создаются Московская и Ленинградская группы изучения ракетного движения. Проводятся работы по жидкостным ракетным двигателям в этих группах. В 1933 г. на базе Московской и Ленинградской групп был создан Реактивный НИИ, результатом деятельности которого было создание ряда экспериментальных баллистических и крылатых ракет и двигателей к ним. В 1933...1934 гг. были проведены успешные пуски жидкостной ракеты ГИРД-09 на высоты до 1,5 км, созданной под руководством советского ученого и конструктора Сергея Павловича Королева по проекту Михаила Клавдиевича Тихонравова.

В 1927 г. было образовано Немецкое общество межпланетных сообщений по разработке и испытаниям ракет с жидкостными ракетными двигателями. В 1930 г. при испытании ракеты присутствовал молодой техник-студент Берлинского университета Вернер фон Браун. После успешного испытания этой ракеты командование германской армии пожертвовало 1200\$ на дальнейшие разработки. С приходом к власти в Германии нацистов сведения в печати о работе этого общества перестали появляться. В 1934 г. были осуществлены два успешных пуска ракет с ЖРД, достигших высоты 2,5 км, разработанных немецким ученым Вернером фон Брауном.

В 1930 г. было создано Американское ракетное общество, занимавшееся проблемами управляемых ракет и космических полетов. Они разработали ряд жидкостных ракетных двигателей и баллистических ракет и осуществили их успешные пуски.

В 1933 г. было создано Британское межпланетное общество. Этим обществом был разработан проект космического корабля с экипажем из 3-х человек, предназначенного для экспедиции на Луну.

Работы, проводимые в обществах энтузиастов ракетной техники, расширили рамки исследований, однако мало продвинули вперед изыскания в области космических полетов. Дальнейшая интенсификация работ по созда-

нию ракет-носителей требовала привлечения больших промышленных ресурсов, создания новых лабораторий, оборудования, подготовки и привлечения профессиональных кадров. И, тем не менее, имеющиеся успехи в развитии ракетной техники были уже таковы, что привлекли внимание военных кругов.

Немецкое управление вооружения заинтересовалось возможностью создания систем оружия с ракетными двигателями. С 1935 г. германские ракетчики работали под руководством военных, работы были засекречены. В 1936 г. был создан исследовательский центр под названием «Пенемюнде», где создавалась ракета «Фау» с дальностью полета 270 км. Первая ракета с жидкостным ракетным двигателем имела индекс А-4, другое название «V-2», была сконструирована и испытана на земле в 1938 г. В 1943 г. состоялись первые успешные летные испытания этой ракеты. Киноплёнки испытаний были показаны руководству рейха. После этого был создан подземный завод-концлагерь по производству ракет «V-2», на котором работали 40 тысяч узников. Выпускали до 300 ракет в месяц.

5 августа 1944 г. из Москвы к линии фронта вылетел военный самолет с советскими специалистами, в их числе был подполковник М.К. Тихонравов. Вскоре место полигона было занято советскими войсками. На месте найдено незначительное количество деталей и частей ракет. В лесу найдены камера двигателя с соплом, бак ракеты, воздушные и газовые рули, детали системы управления. Все это советские специалисты тщательно изучали и восстанавливали документацию по ракете.

8 сентября 1944 г. немцами были запущены первые две ракеты по Лондону, а 27 марта 1945 г. была запущена последняя «V-2». В результате обстрела Лондона ракетами «V-2» 40 тыс. жителей погибли.

В то же время в Германии разрабатывалась более мощная ракета А9/А10: двухступенчатая, дальность полета 4800 км, которая могла бы поразить территорию США с побережья Франции. В «исторической справке» по ракете А9/А10 указывалось, что в проекте использовались основополагающие идеи русских ученых Циолковского и Кондратюка.

Командование союзных войск было заинтересовано в получении данных для создания стратегического оружия. Армии США и СССР двигались навстречу друг другу к местечку Пенемюнде. Ракетную базу захватили американцы. 135 ведущих ученых Пенемюнде во главе с фон Брауном оказались в США, также было вывезено около сотни ракет «V-2».

После Второй мировой войны в ракетно-космическую деятельность были привлечены большие промышленные ресурсы. В СССР развитие ракетной техники стало делом государственной важности. Постановлением Правительства от 13.05.1946 г. был создан ряд НИИ, КБ, испытательных организаций и заводов по производству ракет.

Проводилось изучение материальной части и документации по ракете А-4. В Тюрингии, где шло производство серийных ракет «V-2», был организован институт «Нордхаузен», укомплектованный советскими и немецкими специалистами. Институту была поставлена задача комплексного освоения

ракеты А-4, произвести сборку ракет из трофейной материальной части. Собрано было 29 ракет, восстановлена конструкторская документация, инструкции по эксплуатации. Кроме того, было укомплектовано оборудования еще на 10 ракет и отправлено в СССР для изучения и запуска ракет и обучения личного состава. В марте 1947 г. институт «Нордхаузен» прекратил свое существование. Специалисты возвратились в СССР.

Михаил Клавдиевич Тихонравов пришел к выводу о возможности создания ракеты на основе использования агрегатов от «V-2» для полета на высоту до 200 километров двух космонавтов. В этом проекте впервые были предложены решения, нашедшие позднее применение в космических аппаратах: парашютная система спуска, тормозной ракетный двигатель мягкой посадки, система разделения с применением пироболтов, безкатапультная герметическая кабина с системой обеспечения жизнедеятельности, система стабилизации кабины за пределами плотных слоев атмосферы с применением сопел малой тяги. Однако в силу различных причин проект не был реализован.

Первая советская баллистическая ракета, копия «V-2», была запущена на полигоне Капустин Яр в октябре 1947 г. На базе ракеты А-4 была создана ракета Р-1 из отечественных материалов. Успешный запуск ракеты Р-1 состоялся 10 октября 1948 г. В последующем были созданы ракеты Р-2...Р-11, которые испытывались на полигоне Капустин Яр. Помимо военного назначения баллистические ракеты использовались для исследовательских целей: запуск животных с возвращением их на Землю и исследования атмосферы. На рис. 2.3 показаны внешний вид и устройство ракет Р-1, Р-2, Р-5, Р-11 [2.4].

Большой размах получают работы по исследованию околоземного космического пространства и планет Солнечной системы с помощью исследовательских, метеорологических, навигационных, геодезических и др. ИСЗ, космических аппаратов, обитаемых орбитальных и автоматических межпланетных станций.

«Надо прямо сказать, что весь космос родился на базе разработок военной техники, – вспоминает Борис Евсеевич Черток. Вся энергия была направлена на то, чтобы создать боевые баллистические ракеты дальнего действия. Параллельно с этим специалисты думали о завоевании космоса. Это был С.П. Королев. Как только была создана тяжелая МБР «семерка», полетел наш спутник. На базе военной техники был совершен прорыв в космос».

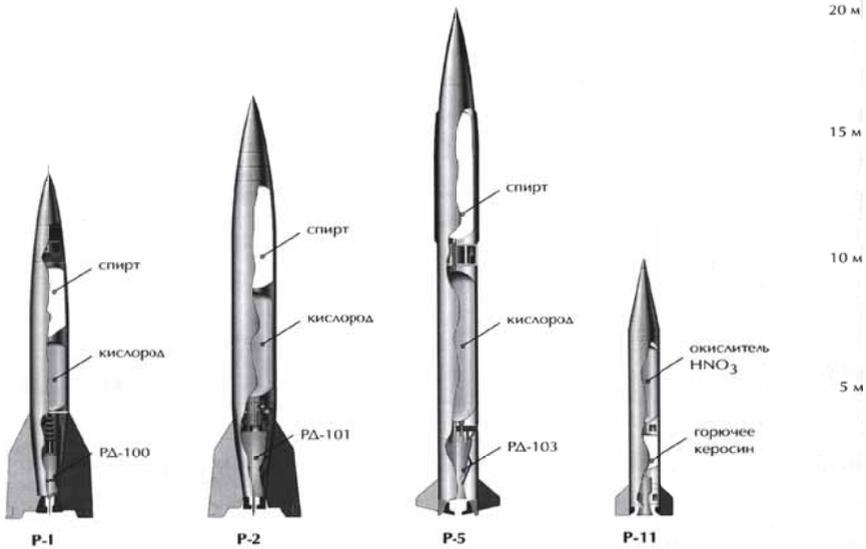


Рис. 2.3. Внешний вид и устройство первых советских ракет

Октябрь 1957 г. является началом космической эры в истории человечества. В Советском Союзе был создан и выведен на орбиту первый ИСЗ. Ракетно-космическая система для запуска спутника была создана под руководством С.П. Королева. Внешний вид ракет Р-7 и «Спутник» приведен на рис.2.3 Достижения в космосе связаны с именами выдающихся ученых: академик Сергей Павлович Королев – главный конструктор ракетно-космических систем, академик Валентин Петрович Глушко – главный конструктор ракетных двигателей.



Рис. 2.4. Внешний вид ракет Р-7 и «Спутник»

Под руководством С.П. Королева были созданы многие баллистические ракеты, ракеты-носители и ИСЗ, пилотируемые космические корабли и автоматические межпланетные станции.

Под руководством В.П. Глушко созданы мощные ЖРД, установленные на РН, стартовавших в космос. Первый американский спутник был выведен на орбиту ракетой «Юпитер-4», созданную под руководством фон Брауна.

Дальнейшие работы проводились в направлении улучшения тактико-технических характеристик ракет: повышения веса полезного груза, надежности и живучести.

Космонавтика – сравнительно новая область человеческой деятельности. Кроме СССР и США собственные космические программы разработаны Великобританией, Францией, ФРГ, Индией, Японией, Китаем и другими странами. Космические программы осуществляются в рамках двух- и многосторонних соглашений. Современная космонавтика открывает возможности перехода от исследований космического пространства к организации космического производства и его использованию на благо человечества.

Создание полигона Капустин Яр. Для отработки отдельных систем, испытаний и проведения пусков ракет нужен был испытательный полигон. В мае 1946 г. вышло постановление Правительства СССР о создании полигона Капустин Яр в Астраханской области. В августе 1947 г. была создана бригада особого назначения, которая прибыла в местечко Капустин Яр Астраханской области. В короткое время были созданы стенды для отработки ракетных двигателей и органов управления ракетой. Полигон создавался поэтапно, сначала были возведены деревянные строения. Затем создавался полигон Министерства обороны для проведения натурных испытаний. В октябре 1947 г. были проведены первые испытания ракеты А-4 на стенде полигона.

На полигоне Капустин Яр 18 октября 1947 г. проведен первый пуск ракеты А-4. Запущено 11 ракет, из них 5 успешно.

На полигоне были проведены летные испытания ракет Р-1, Р-2, Р-11, которые были приняты на вооружение. Полигон позволял решить задачи испытаний при дальности полета ракеты до 1,5 тыс. км, так как отделяемые части еще падали в отведенной зоне. Но для многоступенчатой межконтинентальной ракеты Р-7 с дальностью полета около 8 тыс. км этой зоны было мало. Нужны были большие зоны для падения отделяемых частей ракет. В связи с этим было принято решение о создании нового полигона.

Создание космодрома «Байконур». Были проведены изыскания по размещению нового полигона. Выбор пал на местечко в Казахстане вблизи Тюра-Тама. Недалеко проходила железная дорога Москва-Ташкент, рядом была река Сыр-Дарья, вода которой использовалась как технологическая, так и питьевая. Вблизи не было населенных пунктов. Это местечко ближе расположено к экватору, чем полигон Капустин Яр, что выгодно для запуска МБР в восточном направлении, так как используется вращение Земли для разгона стартующей ракеты. 12 февраля 1955 г. было принято постановление Правительства о создании нового полигона вблизи Тюра-Тама для летно-конструкторских испытаний и запусков спутников Земли [2.3].

Был создан комплекс связанных между собой объектов для подготовки и пуска ракет с космическими аппаратами. Построены монтажно-испытательные корпуса для сборки и горизонтальных испытаний ракет и космических аппаратов, заправочные станции для ракет-носителей и космических аппаратов, хранилища для компонентов топлива, заводы для производства кислорода, азота и гелия. Созданы сооружения командно-измерительного комплекса, контролирующего полет ракет и космических аппаратов. Построены системы энергоснабжения и радиосвязи, мощный вы-

числительный центр, жилой городок, аэродром. В 1956 г. на полигон прибыла первая ракета Р-7 для отладочных работ.

На технической позиции проводились механосборочные работы с ракетой, проверка герметичности всех магистралей, проверка удобства обслуживания систем ракеты, агрегатов наземного оборудования, отработка технической документации и обучение личного состава.

На стартовой позиции выполнялись следующие работы: транспортирование ракеты, подъём её в вертикальное положение и установка на пусковое устройство, вертикализация и прицеливание, подключение всех пневмо- и гидрокommunikаций, заправка ракеты компонентами топлива и газами, проведение всех предстартовых операций отстрел гидро- и пневмоколодок от ракеты, а также, при необходимости, слив компонентов топлива и эвакуация ракеты со стартовой позиции.

В 1957 г. были построены основные сооружения и начаты испытания боевой межконтинентальной ракеты Р-7. Затем с помощью модифицированной ракеты Р-7 был произведен 1-ый запуск ИСЗ, осуществлен 1-ый полет человека в космос, запуск первых межпланетных станций.

На полигоне были построены наземные и шахтные стартовые комплексы для проведения пусков ракет различных типов. Кроме ракеты Р-7 испытывались и запускались также лунный носитель, баллистические ракеты конструктора М. К. Янгеля, тяжелый носитель «Протон» конструктора В. Н. Челомея, боевые ампулизованные ракеты, многоразовая космическая система «Энергия»-«Буран».

Инфраструктура, социально-культурные и социально-бытовые объекты космодрома имеют большую степень износа. В связи с распадом Советского Союза космодром «Байконур» оказался под юрисдикцией Республики Казахстан. Россия вынуждена космодром арендовать.

Космодром «Плесецк». В 1960-е годы стремительно развивалась космонавтика, создавались новые ракеты-носители и космические корабли. Резко возросла интенсивность пусков ракет. Потребности народного хозяйства достигали до 100 пусков в год. Такой интенсивности пусков космодром «Байконур» уже не смог обеспечить. Было принято решение о создании в нашей стране третьего космодрома в районе поселка Плесецк Архангельской области.

Космодром «Плесецк» начал создаваться в 1963г. как испытательный полигон ракетно-космической техники. С космодрома производятся пуски ракет-носителей легкого и среднего классов военного, научного и народнохозяйственного назначения: «Космос», «Циклон», «Союз», «Молния», а также ведутся работы по обеспечению пусков семейства ракет-носителей «Ангара» легкого, среднего и тяжелого классов.

Космодром стал местом международного сотрудничества в изучении и освоении космоса. В совместных международных программах принимают участие Россия, Индия, США, Франция, Швеция и другие страны.

2.3. Космические аппараты: от простейшего спутника до космических станций, комплексов и систем

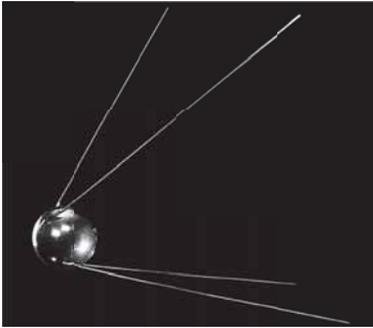


Рис. 2.5. Первый искусственный спутник Земли

День запуска в Советском Союзе 4 октября 1957 года искусственного спутника Земли стал Днем начала космической эры всего человечества (рис. 2.5). Событий такого масштаба и уровня по содержанию и влиянию на жизнь людей и государств в истории человечества немного, их можно пересчитать буквально по пальцам: первое кругосветное путешествие, открытие законов механики, изобретение паровой машины, открытие клеточного строения живых существ, полет аппарата тяжелее воздуха, открытие законов электричества, открытие радиоактивности, изобретение радио, от-

крытия в генетике, открытия и изобретения в ядерной физике, создание вычислительных машин, первый полет человека в космос и т. д. Все эти выдающиеся события, конечно, по-разному влияли на науку, культуру, технику и социальную жизнь, причем, далеко не сразу после их свершения. В частности, предсказание И. Ньютона о возможности полета тела вокруг Земли, вытекающее из законов механики и гравитационного тяготения и сделанное в середине 17 века, ждало своего свершения почти 300 лет. И реализовано оно было усилиями ученых, инженеров и рабочих Советского Союза. Упомянутые события и даты – это звездные часы человечества, их помнят и будут помнить будущие поколения сотни, а, может быть, и тысячи лет, хотя имена авторов и участников событий уже не будут на слуху, они останутся на скрижалях истории в научных фолиантах и архивах.

Запуск первого ИСЗ вызвал небывалый политический резонанс во всем мире, особенно в стране авторов «холодной войны». В нашей стране это была самая большая всенародная радость после Победы 1945 года. В мире резко возрос престиж Советского Союза, страна переходила в разряд супердержав. Многие страны заинтересовались вопросами организации научных исследований и постановкой образования в Советском Союзе, потому что понятно было, что такое достижение случайным быть не могло.

Надо сказать, что сообщение ТАСС об успешном испытании в августе месяце 1957 года межконтинентальной баллистической ракеты большого резонанса не вызвало, по крайней, в средствах массовой информации. Запуск же ИСЗ был высоко оценен мировой научной общественностью, а сторонникам «холодной войны» серьезно остудил горячие головы.

Не без оснований можно сказать, что первый ИСЗ – это не самоцель, а как, своего рода, попутный результат успехов в разработке боевых баллистических ракет дальнего действия. Первые наши ракеты Р-1, Р-2, Р-5 были сделаны по аналогии с немецкими и были ракетами, в общем-то, средней

дальности. Для доставки зарядов на межконтинентальную дальность тяги двигателей не хватало, ибо тяга однокамерного двигателя составляла всего около 25т. Первым, кто предложил достигнуть межконтинентальных дальностей ракет с использованием существующих двигателей, был М. К. Тихонравов. Им и его соратниками была обоснована, так называемая, «пакетная схема» из однотипных ракет.

С. П. Королев, учитывая потенциальные возможности и наработки группы М. К. Тихонравова, заказал НИИ-4 научно-исследовательскую тему по исследованию возможностей создания дальних баллистических ракет на базе пакетных схем. В конце 1951 года были представлены три тома отчета с обоснованием возможностей создания межконтинентальных ракет на базе использования в пакетной схеме ракет разработки ОКБ-1. Глядя далеко вперед и в развитие полученных результатов, С. П. Королев в сентябре 1953 года дал НИИ-4 новую работу на выполнение научной темы: «Исследования по вопросу создания искусственного спутника Земли». Результаты этой темы, были настолько впечатляющими, что они послужили основой для обращения С. П. Королева в правительство в мае 1954 года с письмом «О возможности разработки искусственного спутника Земли», к которому прилагалась докладная записка М. К. Тихонравова «Об искусственном спутнике Земли». В письме отмечалось, в частности, что ИСЗ может быть запущен с помощью разрабатываемой в ОКБ-1 новой ракеты (имелась в виду ракета Р-7) в ближайшие годы.

К чести политического руководства обращение С. П. Королева в правительство о запуске первого ИСЗ нашло полную поддержку. Более того, в связи с таким благоприятным резонансом в мире и в стране после запуска первого ИСЗ было поручено запустить срочно второй ИСЗ через месяц – к празднику Октября. И он был успешно запущен 3 ноября 1957 г. с собакой «Лайкой» на борту. Позже были успешно запущены спутники весом уже не 83,6 кг, а более тяжелые с большим набором аппаратуры и с более сложными задачами. Но первый ИСЗ – «ПС-простейший спутник» – останется навсегда первым, ибо он проложил дорогу в космос.

О направлениях совершенствования КА. На основе анализа накопленного к настоящему времени опыта и достигнутых результатов в соответствующих областях науки и техники и выявленных при этом научно-технических возможностях можно заключить, что среди ожидаемых и перспективных путей совершенствования КА, не привязываясь строго к временным рамкам календаря, в качестве ключевых и принципиальных можно выделить следующие приводимые ниже направления их развития [2.5].

1. Расширение сфер, повышение уровня и углубление автоматизации всех процессов и функций на основе широкого применения в технических и эргатических системах КА элементов искусственного интеллекта с использованием программно-аппаратных вычислительных комплексов и робототехнических средств. В данном случае речь идет о расширении функций, возлагаемых на автоматические КА, и об освобождении космонавтов от многих рутинных функций на пилотируемых КА. Реализация задач возможна на базе широкого использования новых информационных технологий, в том числе баз данных,

диалоговых экспертных систем, интерфейсов на естественном языке, информационно-справочных систем, эффективных алгоритмов обработки и преобразования информации, методов нечеткой логики и принятия решений и т. д. Для создания исполнительных органов, реализующих отработку функций, возлагаемых на КА, может быть использован большой имеющийся потенциал методов и средств робототехники. При использовании КА такого типа роль человека-оператора как на Земле, так и в Космосе не только не уменьшается, а, наоборот, возрастает в связи с интеллектуализацией элементов наземного и космического сегментов эргатических систем и выполнением очень высокопрофессиональных функций, которые можно возложить только на опытного оператора или космонавта. Управлять КА такого рода, в том числе управлять положением центра масс и относительно центра масс, становится проще, но требования к профессиональным качествам человека-оператора резко возрастают. При этом в связи с широким внедрением на КА рационально сбалансированной автоматизации существенно возрастают требования к надежности и долговечности всех элементов наземного и космического элементов эргатических систем, а также серьезно актуализируется вопрос об экономически и технически рациональном распределении функций между бортовыми и наземными системами, между человеком-оператором и автоматами как на борту КА, так и на Земле. Следует подчеркнуть, что глубокая автоматизация процессов и аппаратуры КА должна осуществляться с учетом принципов самодиагностики аппаратуры и самовосстановления возможно большего числа и видов её неисправностей.

2. Расширение функциональных возможностей КА путем снабжения их локальными нано-, микро- и малыми спутниками, способными многократно отделяться от несущего (базового) КА-матки и возвращаться, а также двигаться по траекториям, будучи связанными с КА фалом, на расстояниях, определяемых требованиями выполняемых задач, при этом упомянутые локальные спутники (ЛС) энергетическое и информационное обеспечение (снабжение) получают от базового КА. Необходимость в использовании ЛС возникает в связи с потребностями проведения более высокоточных измерений и съемок, а также технологических и биологических экспериментов с исключением многочисленных влияний КА, имея в виду влияние гравитационных масс, паразитных радиоизлучений, электрических и магнитных полей, разного рода засветок экранов, иллюминаторов и т. п. Как показывает анализ, целевые ЛС будут намного более миниатюрными по сравнению с автономными малыми КА такого же назначения, при этом все проводимые эксперименты и измерения будут более «чистыми».

3. Расширение возможностей инерциального автономного управления КА без расхода рабочего тела путем использования аэродинамических, солнечных и магнитных элеронов-парусов-ласт. В связи с возрастанием требований к точности управления движением центра масс КА и относительно центра масс возникает необходимость в непрерывном управлении. Хорошо известны преимущества и недостатки импульсного и непрерывного управления движением центра масс и относительно центра масс. Однако отсутствие органов управления, не требующих расхода рабочего тела, не позволяет реализовать

непрерывное управление. В качестве управляющих органов на низких и средних орбитах имеются принципиальные возможности использовать аэродинамические и магнитные органы управления, построенные на принципах взаимодействия своеобразных элеронов-ласт с остаточной атмосферой или с магнитным полем Земли. На высоких орбитах целесообразно использовать управляемые солнечные паруса и магнитные элероны-ласты. Реализация исполнительных органов таких видов связана с широким использованием легких трансформируемых конструкций, при этом для эффективной компенсации отклонений параметров движения от программных их значений рабочие площади этих органов управления должны намного превосходить площади Миделя КА. Следует подчеркнуть, что для реализации упомянутых систем инерциальной навигации КА требуются датчики линейных и угловых параметров движения (в частности, акселерометры и гиromетры) повышенной точности, которая на несколько порядков превосходит точность аналогичных датчиков, используемых, например, на ракетах-носителях или самолетах. Очевидно, что создание таких датчиков является серьезной научно-технической проблемой.

4. Микроминиатюризация элементов конструкции и аппаратных средств КА на основе широкого использования нано - и ресурсосберегающих технологий.

5. Расширение возможностей КА и их систем для удовлетворения потребностей отдельных людей и локальных территорий в части обеспечения возможностей оказания услуг в области глобальной навигации, связи, мониторинга и наблюдения земной поверхности. В данном случае речь идет о том, чтобы в перспективе КА становились средствами выполнения сервисных функций, а не были бы только средствами, служащими интересам обороны, социально-экономической сферы государства или крупных территорий.

2.4. Ракетно-космические системы научного, социально-экономического и оборонного назначения

2.4.1. Народнохозяйственные искусственные спутники Земли

Спутники связи. Народнохозяйственное использование ИСЗ началось с создания систем спутниковой связи. Расширение диапазона несущих частот в сторону ультракоротких радиоволн, принимаемых лишь в зоне прямой видимости, привело к необходимости создания дорогостоящих радиобашен и сети ретрансляционных станций. При удалении абонентов систем связи и телевидения на расстояние более 500 км становится экономически более выгодна космическая связь по сравнению с кабельными и радиорелейными линиями связи. Применение для этих целей ИСЗ позволяет охватить радиосвязью огромные районы Земли площадью в миллионы квадратных километров. По данным зарубежных специалистов, спутники связи сравнительно быстро окупали расходы на космические исследования. Для этой цели в нашей стране использовались спутники связи "Молния" и "Радуга". Стационарные спутники, находящиеся на орбите высотой 35 800 км в плоскости экватора, оказыва-

ются неподвижными по отношению к поверхности Земли, т. е. они висают над одной точкой земной поверхности и обеспечивают тем самым устойчивую связь. Повышение мощности ретранслируемого спутником сигнала позволяет создать систему прямого телевизионного вещания. Микроминиатюризация связной и обслуживающей аппаратуры, совершенствование бортовых систем ИСЗ позволяют существенно снизить массу ИСЗ до 50 кг и ставить вопрос о создании сети низкоорбитальных ИСЗ, состоящей из десятков аппаратов, которые обеспечат покрытие сигналом всей поверхности Земли [2.6].

Первым отечественным спутником связи был спутник "Молния-1", выведенный на высокоэллиптическую орбиту (23.04.65), впоследствии в состав многоканальной спутниковой системы входили "Молния-2", "Молния - 3", "Радуга", "Горизонт", "Экран" (рис. 2.6), а в настоящее время - "Экран-М", «Гонец», "Ямал-100", "Экспресс", "Галс" и др. Спутники-ретрансляторы выводились на эллиптические или геостационарные орбиты, охват телевидением населения СССР был доведен до 95 %.

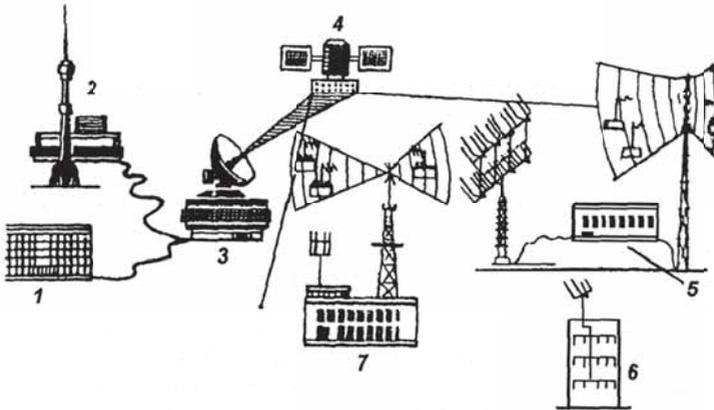


Рис. 2.6. Схема системы "Экран":

- 1 - центр радиовещания; 2- Останкинский телевизионный центр;
- 3 - передающая станция; 4 - ИСЗ "Экран";
- 5 - антенны профессионального приема ТВ-сигнала;
- 6- антенны коллективного приема ТВ-сигнала с распределением по зонной сети;
- 7 - антенны коллективного приема ТВ-сигнала с подачей на маломощный радиотелевизионный ретранслятор

Вывод спутника на стационарную орбиту с минимальными энергетическими затратами осуществляется по двух- или трехимпульсному переходу: ИСЗ выводится на опорную орбиту высотой около 200 км и наклоном, соответствующим полигону запуска Байконура, а затем даются два или три импульса, которые обеспечивают переход спутника сначала на высокоэллиптическую орбиту с перигеем и апогеем в плоскости экватора, получение или доведение высоты апогея до высоты геостационарной орбиты и последующее формирование стационарной круговой орбиты с нулевым наклоном.

Новые связные КА будут отличаться увеличенным сроком службы - до 10... 15 лет, вместо 5...7. "Аппаратная начинка" реализована с использованием новых полупроводниковых микросхем и микроэлектроники новейшего поколения.

Метеорологические спутники. Метеорологические спутники последовательно передают на Землю изображения облачного покрова, по которым специалисты определяют направления и скорости ветров, зарождение циклонов и ураганов.

Глобальность действия, высокая эффективность и оперативность передаваемой на Землю информации из космоса позволяет спутникам за время одного витка (1,5 ч) получать метеоданные, которые по объему в 100 раз превышают поступающие от всех наземных метеостанций.

С помощью метеорологических ИСЗ проводятся измерения теплового излучения Земли и солнечной активности, которые в сочетании с информацией от шаров-зондов и наземных метеостанций позволяют предсказывать погоду в краткосрочном и долгосрочном аспектах. Для этой цели используются в России ИСЗ "Метеор", в США - "Тирос", "Нимбус", "Эсса".

Начало реализации программы "Метеор-природа" относится к 1974г. В начале 1980-х годов был запущен новый ИСЗ "Метеор-природа" с более совершенной аппаратурой и имеющий больший ресурс. В течение нескольких лет он проводил многозональную телевизионную съемку Земли в 10 поддиапазонах спектра(0,4...2,4мкм) с разрешением 30...800 м при полосах съемки от 30 до 2000 км.

Геодезические и картографические ИСЗ. Начало космической геодезии в нашей стране относится к 1962 г., когда были запущены первые аппараты серии "Космос".

Применение геодезических спутников позволяет с высокой степенью точности определять относительное положение континентов и объектов, удаленных на тысячи километров, исследовать движение полюсов. Эти спутники предназначены для составления точных карт местности, взаимной привязки различных объектов, а также для уточнения формы Земли и поля тяготения. Первый в нашей стране геодезический спутник "ГЕО-ИК" был запущен в 1981 г. Спутники этой серии создавались в НПО ПМ им. академика Михаила Решетнева (близ Красноярска в городе Железногорске). НПО ПМ создает почти 70 % всех российских спутников различного назначения. За 20 лет запущено 14 КА серии "ГЕО-ИК", которые успешно отработали свою программу.

Одними из первых геодезических спутников США были спутники "Анна" и "Секор", которые использовались в качестве подвижных объектов для наблюдения с наземных станций и построения на этой основе триангуляционной системы. Космическая триангуляция основана на одновременном наблюдении спутника с нескольких точек поверхности Земли.

Спутник "Анна" имел массу 160 кг и выводился на орбиту высотой около 1000 км. На спутнике был установлен световой маяк, четыре импульсные ксеноновые газоразрядные лампы с силой света по $8 \cdot 10^6$ свечей. Команды на создание вспышек подавались с Земли; вспышки проводились сериями

по пяти с интервалом 5,6 с и продолжительностью 1 мкс. Точность момента вспышки составляла 0,5 мкс. Вспышки фотографировались на фоне звездного неба одновременно с четырех наземных пунктов и по полученным фотографиям определялись геоцентрические координаты спутника. Обработка данных позволяла произвести взаимную привязку наземных пунктов: из четырех наземных станций три располагались в точках с известными координатами, а четвертый - в точке, координаты которой требовалось определить. Кроме оптических методов для решения задачи может использоваться радиометрический метод (доплеровский метод).

Навигационные ИСЗ. Навигационные ИСЗ служат для навигации самолетов и морских кораблей.

С 1978 г. после запуска нескольких ИСЗ серии "Космос" на орбиты, близкие к полярным, начала функционировать система "Цикада", которая обеспечивала решение навигационных задач для морских судов. Она в любое время суток независимо от погоды совместно с наземными контрольно-измерительными центрами и аппаратурой "Шхуна", размещаемой на судах, позволяет определять координаты плавучих средств со среднеквадратической ошибкой 80...100 м. При этом экономится 7...8 % ходового времени за счет выбора оптимальных судовых маршрутов. В настоящее время функционирует глобальная спутниковая система (ГЛОНАСС) полный состав, которой должен включать 24 ИСЗ.

ИСЗ дистанционного зондирования Земли. Эти искусственные спутники Земли используются в океанографии для получения информации о явлениях в океанах и морях. Контролируется температура воды и атмосферы, ветры, волнение и испарение воды, глубина шельфовых зон, расположение плавучих льдов и айсбергов, миграция рыбных косяков и многое другое, что имеет большое научное и хозяйственное значение.

Важную роль играют исследования природных ресурсов и мониторинг окружающей среды. Гидрологические исследования, проводимые с помощью ИСЗ, позволяют систематически наблюдать за реками, озерами, ледниками, выявляя режимы их функционирования, что необходимо для гидротехнического строительства, мелиорации, ирригации, судоходства, сельского хозяйства. Это особенно значимо, учитывая пространства нашей страны. Геологическое строение и закономерности размещения различных пород, дополняемые фотометрическими исследованиями земной поверхности в различных лучах, магнитными и гравиметрическими исследованиями эффективно изучается с помощью ИСЗ. Это имеет важное научное и прикладное значение, облегчая поиск полезных ископаемых. Оперативный обзор огромных площадей позволяет оценивать состояние сельскохозяйственных угодий, лесов, изучать и обнаруживать поражения вредителями и лесные пожары, а также в целом состояние окружающей среды.

Космические средства при высокой информативности наблюдений и полного обновления данных в течение нескольких недель позволяют исследовать природные явления в динамике, что особенно важно для сельского хозяйства, для наблюдения за возникновением и развитием ураганов, циклонов,

пожаров и наводнений, контроля загрязнений окружающей среды городов и целых промышленных районов. С 1979 г. обеспечивается с помощью космической техники ("Космос-1176") наблюдение за процессами в Мировом океане (Программа "Океан"), которая была продолжена серией спутников "Космос-1500" и других с целью контроля ледовой обстановки, изучения течений, приливов и отливов, контроля загрязненности акваторий нефтепродуктами и другими промышленными отходами. В различные годы эксплуатировались спутники системы "Ресурс" для оперативного получения многозональными съемочными камерами и бортовыми радиолокационными станциями информации о состоянии суши, океана и окружающей среды.

Информация со спутников о природных ресурсах Земли, океанографические и другие сведения с высокой оперативностью обрабатываются в Госцентре "Природа", НПО "Планета", "ВНИИЦ "Агроресурсы" и других научных центрах. В результате стало возможным решение до 300 научных природоведческих и природопользовательских задач и своевременная передача более 1000 организациям - потребителям этих данных.

2.4.2. Научно-исследовательские космические аппараты

Основное назначение исследовательских космических аппаратов состоит в проведении различных научных исследований космического пространства, верхних слоев атмосферы, Земли и других небесных тел с помощью, установленной на них научной аппаратуры. Исследовательские космические аппараты значительно различаются по весу, размерам, конструкции, составом оборудования и приборного оснащения. До 4 октября 1967 года запущено около 300 исследовательских ИСЗ. Их вес находится в диапазоне от нескольких килограммов до 10 т, а высота полета от 150 км до 400 тыс. км (в апогее). Результаты научных измерений передаются с исследовательского спутника на Землю в большинстве случаев с помощью радиотелеметрических систем. Используется также приземление спускаемого аппарата с научным оборудованием и подопытными животными (например, ИСЗ «Космос-110»). К числу исследовательских спутников относятся советские спутники серии «Космос», «Электрон», «Протон» и др., а американские спутники серии «Эксплорер», «ОГО» и др. В ряде случаев научные приборы устанавливаются также и на ИСЗ, имеющих другое основное назначение. На рис. 2.7. представлен внешний вид исследовательского спутника «ОГО-2» (США) с размещенными на нем бортовыми системами [2.7].

Получаемые данные с помощью космических аппаратов чрезвычайно важны для понимания глубинных космических процессов и их влияния на Землю. Возможность внеатмосферных наблюдений чрезвычайно важна для астрономических исследований. Земная атмосфера, состоящая из азота, кислорода и других газов, сильно поглощает излучение звезд, и наземные телескопы могут наблюдать его в узких спектральных окнах прозрачности. Между тем звезды излучают в очень широком электромагнитном диапазоне. Излучение горячих звезд имеет максимум в ультрафиолетовой области спектра,

а в видимой области излучается лишь ничтожная часть. Понимание многих процессов возбуждения атомов в звездах и туманностях было часто гипотетическим из-за отсутствия данных об излучении звезд в этом диапазоне [2.3].

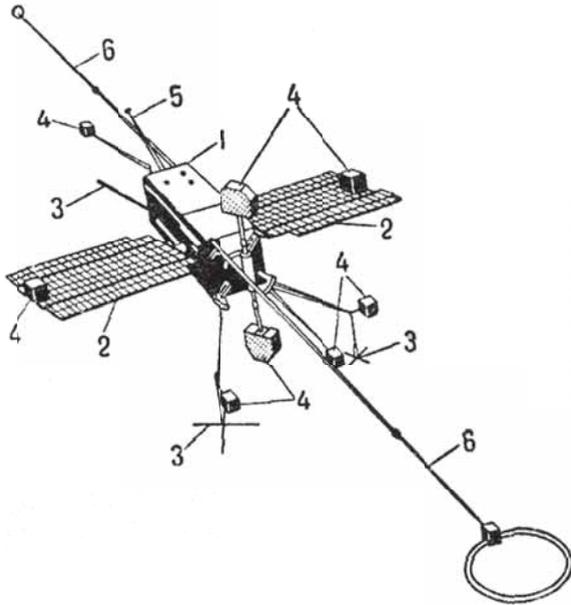


Рис. 2.7. Исследовательский – спутник «ОГО-2»:

- 1 – корпус с основными бортовыми системами; 2 – солнечные батареи; 3 – антенны;**
4 – контейнеры с научными приборами;
5 – стержень с соплами системы ориентации;
6 – стержни для выноса отдельных датчиков (длиной 6,7 м)

Магнитное поле является одной из важных характеристик планет. Его взаимодействие с потоком заряженных частиц, летящих от Солнца, приводит к появлению таких ярких природных явлений, как полярное сияние, магнитные бури и др. Поэтому исследование магнитного поля планеты как с практической, так и с чисто научной точки зрения является весьма актуальным.

Полеты космических аппаратов к телам Солнечной системы обусловили мощный прорыв в развитии исследований.

Раньше планеты изучали только астрономы, теперь в этом активно участвуют также геологи, геохимики, геофизики и специалисты из многих иных областей. Формируется новый комплекс наук, включающий в себя физику планетных недр, геологию и геохимию Солнечной системы, физику и химию планетных атмосфер, физику магнитосфер и комет, космогонию, астробиологию. Он смыкается с комплексом наук о Земле и планетной астрономией, а также с такими, казалось бы, далекими областями, как теории звездообразования и происхождение жизни.

Космические лучи, являясь потоком атомных ядер разных элементов, в буквальном смысле слова привносятся на Землю «кусочки вещества» разных физических объектов галактического и внегалактического происхождения.

Физика космических лучей – фундаментальная наука, породившая ряд новых направлений исследований. Их область по мере развития работ в космосе расширяется.

Так, благодаря открытиям, сделанным при изучении взаимодействия космических лучей с атомными ядрами вещества, возникла физика частиц высоких энергий. Теперь это самостоятельная область науки. С появлением КА исследование космических лучей вскоре породило физику околоземного космического пространства, тесно связанную с геофизикой и физикой магнитосферы.

2.4.3. Искусственные спутники Земли оборонного назначения

Исключительно велико оборонное значение (искусственных спутников Земли) ИСЗ, которые используются как разведчики-инспекторы, фиксирующие строительство военных объектов, перемещение больших скоплений войсковых соединений, старт ракет, а в будущем возможно их применение и для инспекции космических объектов.

В 1982 г. США объявили о создании системы противоракетной обороны с элементами космического базирования, на которых предполагалось установить лучевое (лазерное) и кинетическое оружие для поражения ракет противника. Впоследствии было заключено соглашение о запрещении использования космического пространства в военных целях, кроме инспекции.

Боевые орбитальные группировки, тенденции развития. Основным направлением развития космических средств решения боевых задач в космосе и из космоса являются малые космические аппараты (МКА), получивших название «Микро Электро Механические Системы» (МЭМС). Они создаются на основе интеграции бортовых электромеханических и электронных компонентов КА на основе использования кристаллов кремния, объемом не более 10 см^3 и массой до 20 г. [2.8].

Основными причинами перехода от создания крупных универсальных спутников к МКА являются:

- низкая стоимость, позволяющая создавать спутники при умеренных затратах, что особенно важно для систем военного назначения и коммерческих систем связи и др.;
- малый срок создания (1...2 года);
- возможность наращивания системы при резком изменении военно-политической обстановки.

Уже в 1989 г. существовал проект создания на основе технологии МЭМС орбитального перехватчика.

Предварительные оценки специалистов по ожидаемым характеристикам такого перехватчика показали, что они могут быть следующими:

- диаметр – 0,1 м;
- длина – 0,2 м;

- масса – не более 10 кг;
- запас характеристической скорости 1...2 км/с;
- дальность обнаружения ракеты по факелу до 3000 км;
- дальность обнаружения космической цели при фазовом угле Солнца 0...45 градусов – 1,5...2 тыс. км. Внешний вид перехватчика приведен на рис. 2.8.

Реализация такого перехватчика возможна при условии, что будут созданы приборы навигации, ориентации и наведения массой не более 100...150 г. С учетом массы разгонных блоков, обеспечивающих выведения перехватчика на траекторию перехвата, суммарная масса такого перехватчика могла бы составить 3...5 кг.



Рис. 2.8. Космический перехватчик США:
 вес до 5 кг (с разгонным блоком до 10 кг),
 дальность обнаружения цели
 до 3000 км

Чрезвычайно малые габариты перехватчика на основе технологии МЭМС и его низкая стоимость (около 100 тыс. долларов с учетом выведения) делают возможным скрытое накопление подобных перехватчиков и их одномоментное развертывание.

Не исключено, что с выведением на геостационарную орбиту в 1997 г., трех наноспутников «DITSV», заявленных как исследовательские, в США начата отработка прототипа подобного перехватчика, причем выведение этих МКА на геостационарную орбиту полностью исключает

контроль характера испытаний средствами контроля космического пространства России.

Очевидно, что аналогичные перехватчики могут быть применены в противоспутниковой борьбе, а также в качестве индивидуальных средств защиты крупных КА и космических станций.

По зарубежным источникам малые космические аппараты можно классифицировать следующим образом: миниспутники 500...100 кг, микроспутники 99...10 кг, наноспутники 9...1 кг, пикоспутники 0,9...0,1 кг, фентоспутники менее 0,1кг.

Интерес к запускам малых спутников до 2001 г. проявили 28 стран. С 1990 г. по 2001 г. запущено 363 спутника: США – 167, Россия – 109, Германия – 13, Великобритания – 9, Япония, Франция, Италия по 6 спутников, Китай, Израиль по 4 спутника, другие страны по одному спутнику.

Малые спутники позволяют создать дешевую и эффективную систему контроля пусков ракет. При массе спутника в 1 кг эта система становится практически неуязвимой для современных противоспутниковых средств.

С использованием технологий МЭМС будут создаваться космические системы разведки, связи, навигации и другие обеспечивающие средства [3].

Работу множества микроспутников предполагается развернуть так, что они будут выполнять функции системы, растянувшейся на многие сотни тысяч километров с общей низкой плотностью, решающей задачи не только обеспечения действий группировок войск во всех сферах, но и ведение военных действий в космосе, из космоса и через космос.

Так, например, космическая разведывательная система малых спутников МЭМС будет в состоянии выдавать войскам, действующим в кризисных регионах, через 10...15 минут с момента выдачи задания информацию из любого интересующего их района.

Космическая система противоракетных средств обеспечит надежное поражение не только ракетно-ядерных средств стратегического назначения, но и поражение ракет оперативного назначения на активном участке траектории их полета.

По планам США развертывание боевых космических систем противоракетной обороны предусматривалось начать в 2002 году. Видимо эти планы успешно реализуются. Поэтому в конце 2001 года США в одностороннем порядке вышли из договора по ПРО 1972 г. и тем самым получили возможность развернуть космический эшелон обеспечивающих и боевых космических систем, что положило начало нарушению международного договора 1963 г., из которого они фактически вышли в одностороннем порядке и тем самым открыли путь к широкому развертыванию боевых космических средств не только для США, но и для других государств.

Космическая система поиска аварийных судов и самолетов (КОСПАС - САРСАТ). Весьма важную функцию космическая техника выполняет в поиске и спасении попавших в бедствие людей, судов, самолетов. Первым эту функцию начал выполнять ИСЗ "Космос-1383" (1982 г.) в соответствии с советско-американским соглашением о мирном использовании космического пространства. В 1984 г. с помощью "Космос-1500" были получены оперативные данные для руководства Севморпути, что помогло вывести из ледового плена караван судов, а на следующий год в Антарктиде был спасен ледокол "Сомов", так как со спутника была получена информация о трещинах льда и возможных путях проходов для движения к чистым ото льда водам. Радиолокатор спутника позволил определить сроки и площади весеннего паводка во многих районах страны, провести гляциологические исследования высокогорий, исследовать поймы рек.

КОСПАС предназначена для определения с помощью ИСЗ координат радиобуев, установленных на судах и самолетах. Система включает также пункты приема информации и центр управления. Ошибка в определении координат объектов, терпящих бедствие, составляет не более 3 км. В США, Франции и Канаде эксплуатируется аналогичная система САПСАТ. Единая мировая система КОСПАС – САРСАТ, в которой участвует и Россия, работает с 70 радиобуями.

ГЛАВА 3. КОСМОДРОМЫ

3.1. Исторические сведения о создании космодромов

Космодром – это оборудованная в инженерном отношении территория, на которой размещены функционально увязанные между собой сооружения и технические средства, обеспечивающие прием с заводов-изготовителей и хранение элементов ракетно-космической техники, подготовку средств выведения и космических аппаратов и их пуск.

Основными технологическими объектами космодрома являются: стартовые и технические комплексы, заправочно-нейтрализационные станции, хранилища различного назначения, посадочные комплексы многообразных средств выведения, районы падения отделяющихся средств, командно-измерительные комплексы. Кроме того, космодромы имеют ряд вспомогательных объектов: заводы по производству компонентов ракетных топлив, аэродромы, железнодорожные, автомобильные и другие инженерные коммуникации, вычислительный центр, жилые городки с объектами социально-бытового назначения [3.8].

В СССР история космодромов начиналась с простейшей пусковой установки. 17 августа 1933 г. под руководством Сергея Павловича Королева на небольшом испытательном полигоне возле поселка Нахабино в Подмосковье была запущена первая отечественная жидкостная ракета «ГИРД-09» конструкции Михаила Клавдиевича Тихонравова. Масса ракеты была всего 19 кг, длина – 2,4 м. Ракета поднялась на высоту 400 м [3.5].

С современных советских космодромов стартуют ракеты-носители массой 900 и более тонн, которые выводят пилотируемые корабли и космические аппараты на околоземные и геостационарные орбиты.

В Соединенных Штатах профессор Роберт Годдард в 1930 г. произвел несколько пусков ракет на жидком топливе. Среди них была ракета «Нелл» со стартовой массой около 38 кг, которая поднялась над пустыней штата Нью-Мексико на высоту 2300 м со скоростью, близкой к скорости звука.

В Германии в самом начале 1930-х гг. положение было примерно таким же, как и в Советском Союзе. В 1930 г. германское Общество межпланетных сообщений проводило испытания ракет на аэродроме в Куммерсдорфе под Берлином. В числе присутствующих были молодой техник – студент Берлинского университета Вернер фон Браун и молодой доктор капитан Вальтер Дорнбергер, который убедил командование германской армии пожертвовать 5000 марок (около 1200 дол.) на проведение дальнейших исследований и испытаний. С 1935 г. германские ракетчики работали под эгидой вермахта, их работы были полностью засекречены.

В начале августа 1936 г. генерал германских ВВС Кессельринг и армейский полковник Беркер отдали приказ о выделении участка земли под строительство военного исследовательского полигона Пенемюнде на острове Узедом вблизи побережья Балтийского моря. Здесь, в маленьком приморском

городке, создавались ракеты, которым министр пропаганды третьего рейха Геббельс дал название «Vergeltungswaffe», что означает «оружие возмездия».

Подобно проекту «Манхэттен» по созданию атомной бомбы в США, где руководителями были генерал Гровс и ученый-физик Оппенгеймер, проект «Пенемюнде» имел также двух руководителей: военного – генерала Вальтера Дорнбергера и научного – доктора Вернера фон Брауна. Проект «Пенемюнде» находился под пристальным вниманием верхушки рейха.

Первая баллистическая ракета дальнего действия на жидком топливе А-4 была сконструирована, изготовлена и успешно прошла статические испытания 18 апреля 1938 г., за семнадцать месяцев до начала Второй мировой войны. 7 июля 1943 г. состоялись первые успешные летные испытания этой ракеты. Пуски ракеты были запечатлены на киноплёнке. Для производства ракеты А-4 («Фау-2») был создан концлагерь «Дора-Миттельбау» в г. Нордхаузене, в котором 40 тыс. узников «Доры» сначала строили под Нордхаузенем подземный завод, а потом работали в его цехах-штольнях.

Ракета «Фау-2» представляла собой самую крупную из всех существующих того времени ракет. Её можно было бы сделать ещё больших размеров, но конструкторы ограничились длиной 14 м и диаметром 1,65 м с тем, чтобы ракету можно было транспортировать на трейлере по автострадам и грунтовым дорогам Западной Европы. В качестве компонентов топлива были использованы 75%-ный этиловый спирт и жидкий кислород. Стартовая масса ракеты составляла 13 т, двигатель на уровне моря имел тягу 25,4 тс. После того как на 66-й секунде полета ракета достигала скорости около 1600 м/с, происходило выключение двигателя. Ракета, снабженная боеголовкой массой около 1000 кг, достигала максимальной высоты 90 км, поражала на земле цель на расстоянии 270 км от старта. Надежность первых ракет «Фау-2» была очень низкой, но производили их в большом количестве: один только завод в г. Нордхаузене выпускал до 300 ракет в месяц.

В конце Второй мировой войны (1944г.) командование союзных войск было заинтересовано в получении данных о ракетах «Фау-2». Американские военные первыми захватили Пенемюнде. 135 ведущих ученых во главе с фон Брауном и сотни ракет «V-2» были вывезены в США.

После занятия полигона советскими войсками было найдено только незначительное количество частей ракет. В лесу найдены камера сгорания двигателя с соплом, бак ракеты, воздушные и газовые рули, детали системы управления. Все это советские специалисты тщательно изучали и восстанавливали документацию по ракете А-4.

После Второй мировой войны в ракетно-космическую деятельность были привлечены большие промышленные ресурсы. В СССР развитие ракетной техники стало делом государственной важности. Постановлением Правительства от 13.05.1946 г. был создан ряд НИИ, КБ, испытательных организаций и заводов по производству ракет.

Начиная с 50-х гг. XX века СССР и США начали создавать космодромы для научных и практических целей космонавтики. Уже через несколько лет мир был свидетелем великих достижений – полет первого искусственно-

го спутника Земли, полет первого человека в космос, высадка человека на Луну и полет космических аппаратов к другим планетам.

Для проведения летных испытаний баллистических ракет дальнего действия было принято решение о создании Государственного центрального полигона в составе Министерства обороны СССР. При определении географического положения полигона учитывались многие факторы, а именно:

- наличие транспортных магистралей для доставки к месту испытаний ракет, оборудования и компонентов топлива;
- достаточно близкое расположение от какого-либо индустриального центра в целях использования его промышленного потенциала;
- наличие свободных земельных площадей для размещения технических и стартовых позиций и районов падения отдельных частей ракеты.

Формирование испытательного центра началось с 1946 года. Обследовано было семь районов страны. По рекомендации группы специалистов, возглавляемой генералом В.И. Вознюком, полигон был размещен примерно в 100 км юго-восточнее Сталинграда, недалеко от села Капустин Яр Астраханской области. Первым начальником ракетного полигона был назначен энергичный руководитель рекогносцировочной группы В.И. Вознюк. Технический комплекс представлял собой на первом этапе несколько деревянных бараков, в которых проводились горизонтальные испытания ракет. Монтажно-испытательный корпус со всеми лабораториями и службами был построен позже.

Стартовый комплекс был создан на расстоянии 4...5 км от технического комплекса и представлял бетонную площадку, где устанавливался пусковой стол с весовым устройством, обвалованные сооружения и капониры, в которых размещались фургоны на автомобильном шасси с различным испытательным оборудованием. Агрегаты обслуживания и заправки ракеты компонентами топлива располагались в непосредственной близости от пускового стола и перед пуском отводились на безопасное расстояние.

В дальнейшем на полигоне были построены жилые дома, гостиницы, столовые, магазины и другие сооружения. Вновь созданная стартовая позиция была удалена от технического комплекса на расстояние 30 км, был сооружен бункер, откуда осуществлялись предстартовые испытания и управление пуском ракеты. Были проложены шоссейные дороги.

В районе стартового комплекса расположились сооружения для размещения аппаратуры кинотеодолитных измерений, узла связи, службы единого времени, расчетное бюро и др., а в пристартовом районе – наземные станции для приема телеметрической информации с борта ракеты.

Полигон Капустин Яр позволял успешно решать задачи проведения летно-конструкторских испытаний ракет-носителей, пока их дальность не превышала 1,0...1,5 тыс. км. При этом поля падения отработавших ракет приходились на пустынные, незаселенные районы, боевые поля падения головных частей ракет тоже отвечали этому требованию. Надежно работали по всей трассе полета наземные измерительные пункты, получая телеметрическую информацию о состоянии бортового оборудования летящих по траектории ракет. При аварийных пусках ракет ущерб обычно ограничивался масштабами

одиночной стартовой позиции. Размеры полигона позволяли одновременно проводить пуски нескольких типов баллистических ракет, в том числе в интересах не только Министерства обороны, но и академической науки.

Положение существенно изменилось, когда начались работы по принципиально новой многоступенчатой баллистической ракете межконтинентальной дальности Р-7. Ее дальность превышала 8000 км, трасса полета проходила в восточном направлении фактически через всю азиатскую часть Советского Союза. Для летных испытаний Р-7 нужно было отчуждать новые районы для падения отработавших ступеней ракет, создавать новые измерительные пункты, выбирать подходящие районы для наземных пунктов радиоуправления полетом ракеты Р-7, оборудовать поля падения головной части на Камчатке и в акваториях Тихого океана.

Необходимо было разрабатывать систему транспортировки отдельных блоков ракеты Р-7 к месту старта (достаточно сказать, что каждый из четырех боковых блоков, образующих первую ступень ракеты Р-7, сравним по габаритам с ранее созданными ракетами первого поколения, а центральный блок ракеты уже значительно превосходил их). Для проведения летно-конструкторских испытаний ракет Р-7 и ее модификаций нужен был новый полигон.

В 1954 году руководством страны было принято решение о создании нового полигона. Была создана Государственная комиссия, которая приступила к детальной проработке возможных вариантов размещения нового полигона. Эту комиссию также возглавил генерал В.И. Вознюк.

Первоначально рассматривалось более десятка вариантов размещения второго космодрома. Наиболее детально проанализированы три варианта. Одним из самых важных факторов, который учитывается при размещении космодрома, является траектория полета ракеты. Дело в том, что с минимальными энергетическими затратами спутник выводится на орбиту, наклонение которой соответствует географической широте космодрома. Наиболее критична широта космодрома при выведении на геостационарные орбиты, лежащие в плоскости экватора. На них размещают спутники связи и ретрансляторы телепередач. Космодром для запуска геостационарных спутников должен располагаться в более низких широтах. Каждый градус отклонения от экватора обходится примерно в 100 м/с дополнительного набора скорости космическим аппаратом. В этом отношении лучшие места занимают европейский космодром Куру, расположенный на широте около 5°, бразильский космодром Алькантара с широтой всего 2,2° и плавучий космодром Sea Launch, который может вести запуски прямо с экватора. При старте с экватора ракета сразу получает скорость 465 м/с в направлении на восток, обусловленную вращением Земли. Поэтому, кстати, траектории запуска ракет обычно прокладываются в восточном направлении. Исключение составляет Израиль – с востока с ним соседствуют недружественные страны, и он вынужден производить запуски в обратном направлении, преодолевая вращение Земли.

Другое соображение, тоже связанное с траекторией полета ракеты – это выбор так называемых «полей падения» нижних ступеней ракет. Меньше всего проблем возникает в том случае, когда эти зоны приходится на аквато-

рию океана. Именно поэтому подавляющее большинство космодромов мира расположено на побережье.

Первый вариант – в Мордовии, где во время войны образовались огромные вырубки леса, было сравнительно редкое население, хорошие транспортные пути. Но при детальной проработке выяснилось, что этот вариант не удовлетворяет многим требованиям.

Второй вариант – западное побережье Каспийского моря (район Астраханской области и Дагестана). Однако выяснилось, что при размещении стартовых комплексов для пусков межконтинентальных баллистических ракет в этом районе создаются непреодолимые трудности для размещения пунктов радиоправления полетом ракеты Р-7. Из-за имеющихся в этом районе гор и холмов радиолуч наземной станции управления не достигал борта ракеты на отдельных участках её полета, прежде всего на наиболее важном участке: в первые десятки секунд после её отрыва от стартового стола.

Если бы в ту пору было ясно, что радиоправление полетом ракеты – это временная мера, и далее на всех боевых баллистических ракетах будут использоваться только автономные системы управления, которым совсем не нужны наземные пункты радиоправления, этот вариант мог бы стать очень привлекательным. Но по указанной выше причине от этого варианта также пришлось отказаться.

Третий вариант – район от Аральского моря до г. Кызыл-Орды оказался пригоден для привязки полигона. Большим достоинством этого варианта было то, что через Тюра-Там проходила железная дорога Москва – Ташкент, рядом протекала Сырдарья, воды которой могли бы обеспечить потребности строительства, технологических процессов при испытаниях и пусках ракет и снабжение будущих жилых городков. Кроме того, этот район был практически свободен от каких-либо построек и населенных пунктов, ближе всего расположен к экватору, что создавало преимущества при запуске ракет в восточном направлении (максимально использовалось естественное вращение Земли для разгона стартующей ракеты). Не было сложностей с полями падения ступеней ракет и размещением пунктов радиоправления и приема телеметрии, контроля траектории полета ракеты с помощью радиосредств. Весь комплекс этих показателей и решил окончательный выбор. 12 февраля 1955 г. было принято Постановление Совета Министров СССР о создании второго полигона для летно-конструкторских испытаний ракет и запуска искусственных спутников Земли в районе железнодорожной станции Тюра-Там Кызыл-Ординской области Казахской ССР. В июне 1955 г. на Байконур прибыла первая оперативная группа специалистов во главе с первым начальником будущего космодрома генералом А.И. Нестеренко.

Первоначально ставилась задача пуска с полигона ракеты Р-7 с термоядерной головной частью. На полигоне требовалось возвести наземное стартовое сооружение для пуска ракеты типа Р-7 с подземным командным пунктом и вспомогательными службами. Невдалеке должен был построен похожий на огромный заводской цех монтажно-испытательный комплекс ракет-носителей – для сборки и проведения горизонтальных испытаний ракет. По-

требовалось здание для предстартовой подготовки космических аппаратов, космических кораблей и межпланетных станций. Нужно было создавать сооружения полигонного командно-измерительного комплекса, оснащать их аппаратурой, контролирующей полет ракет и космических аппаратов.

Нельзя было обойтись без мощного вычислительного центра. И, конечно же, невозможно представить полигон без создания в пустыне современного города для проживания тысяч людей, развитой системы автомобильных дорог, современного аэродрома и многого другого, необходимого для жизни и работы больших коллективов.

В суровом климате (летом температура достигает 40 °С в тени, зимой возможны морозы до 30 °С, при частых пыльных бурях и суховеях, мощных снежных буранах) началось в 1955 г. строительство научно-исследовательского полигона № 5. Не будет преувеличением сказать, что строители полигона и его специалисты совершили настоящий подвиг. Уже в начале 1957 г. были построены основные сооружения, позволявшие начать летные испытания первой в мире боевой межконтинентальной ракеты Р-7, ставшей впоследствии на долгие годы мирной ракетой-носителем и обеспечившей во многом успех мировой космонавтики: запуск первого в мире искусственного спутника Земли 4 октября 1957 г., первый полет человека – советского гражданина Ю. А. Гагарина в космическом пространстве вокруг Земли 12 апреля 1961 г., запуски первых межпланетных станций и многое другое.

Впоследствии, кроме испытаний ракеты Р-7, на полигоне начались испытания и других типов ракет конструктора С. П. Королева, лунного носителя Н-1, а также боевых межконтинентальных ракет М. К. Янгеля, тяжелого носителя «Протон», боевых межконтинентальных баллистических ракет шахтного базирования в ампулизированном исполнении конструктора В. Н. Челомея, многоразовой космической транспортной системы «Энергия» – «Буран» и др.

Недалеко от станции Плесецк в 1957 г. началось строительство первого в СССР боевого соединения межконтинентальных баллистических ракет. Командиром части был назначен гвардии полковник Григорьев М.Г.

Стремительное развитие космонавтики в 1960-е гг. привело к существенному увеличению темпа пусков ракет-носителей, который космодром Байконур уже не обеспечивал. В 1963 г. было принято решение о создании космодрома на севере европейской части страны, в районе поселка Плесецк Архангельской области.

Вся тяжесть первоначальных работ по созданию нового космодрома легла на плечи командира боевого соединения межконтинентальных баллистических ракет Григорьева М.Г. Начальником полигона был назначен генерал-майор Алпаидзе Г.Е.

В конце 1967 г. на космодроме был проведен первый пуск ракеты-носителя.

В целях осуществления независимого доступа в космическое пространство, после развала СССР, в России на территории Амурской области был создан космодром Свободный. С него производились пуски ракет космического назначения, создаваемых на базе межконтинентальных баллистических ракет. С кос-

космодрома Свободный было запущено пять спутников. Последний запуск был выполнен в апреле 2006 года – ракета-носитель "Старт-1" вывела на околоземную орбиту израильский спутник "Эрос-1В". В феврале 2008 года руководством страны принято решение о закрытии космодрома Свободный [3.1].

Новый космодром планируется разместить в Амурской области [3.7]. Космодром будет строиться в районе Углегорска, где находился военный космодром Свободный. В перспективе космодром Восточный может заменить главную стартовую площадку последних десятилетий – космодром Байконур.

В 1950 году в США начал действовать Атлантический ракетный полигон ВВС. В дальнейшем проводились работы по созданию космодромов в интересах Министерства обороны и в исследовательских целях.

На базе Атлантического ракетного полигона в 1963 году был образован Восточный испытательный полигон. Восточный испытательный полигон и Космический центр им. Дж. Кеннеди расположены на одной территории и имеют самостоятельные технологические комплексы для решения задач в интересах ВВС и НАСА. 1 февраля 1958г. с Космического центра им. Дж. Кеннеди был запущен искусственный спутник Земли, затем запускались пилотируемые корабли и лунные экспедиции.

Западный испытательный полигон – второй по величине и значению космодром США – расположен в штате Калифорния на побережье Тихого океана. Запуски с космодрома осуществляет Министерство обороны. Первый пуск ракеты космического назначения с космодрома был проведен в феврале 1959 г. (запущен космический аппарат «Дискаверер-1»).

Третьей страной – лидером в освоении космического пространства стала Франция, которая к ноябрю 1965 г. создала свой космодром Хаммагир на территории Алжира. Свои космодромы имеют также Китай, Япония, Индия, Израиль. Отдельные запуски ракет с испытательных полигонов могут осуществлять Бразилия, Северная Корея и некоторые другие страны.

Космодромы всех стран, кроме России и Китая, расположены на побережье океанов.

3.2. Состав и инфраструктура космодрома

Крупный современный космодром включает в себя технические, стартовые, командно-измерительные, и посадочные комплексы, научно-исследовательские и испытательные подразделения, стендовые базы, информационно-вычислительные центры, командные пункты и, как правило, комплекс предполетной подготовки и послеполетной реабилитации космонавтов [3.5].

Космодром также имеет ряд вспомогательных объектов. Это аэродромы, заводы по производству компонентов топлив, теплоэлектростанции, промышленные и сельскохозяйственные предприятия, железнодорожные и автомобильные коммуникации, а также поля падения отделяющихся ступеней ракет-носителей и элементов космических аппаратов и жилой городок – административный центр с медицинскими, культурными, учебными, спортивными,

торгово-бытовыми и другими учреждениями. Обслуживающий персонал космодрома может составлять несколько десятков тысяч человек [3.8].

Основные объекты космодрома представлены на рис. 3.1.

Технический комплекс. Технический комплекс – это часть специально оборудованной территории космодрома с размещенными на ней зданиями и сооружениями, оснащенными специальным технологическим оборудованием и общетехническими системами. Состав основных объектов технического комплекса приведен на (рис. 3.2).

Оборудование технического комплекса позволяет обеспечить прием, сборку, испытание и хранение ракетно-космической техники, а также заправку компонентами топлива и сжатыми газами космических аппаратов и разгонных блоков, их стыковку с ракетами-носителями и транспортировку собранного комплекса на старт.

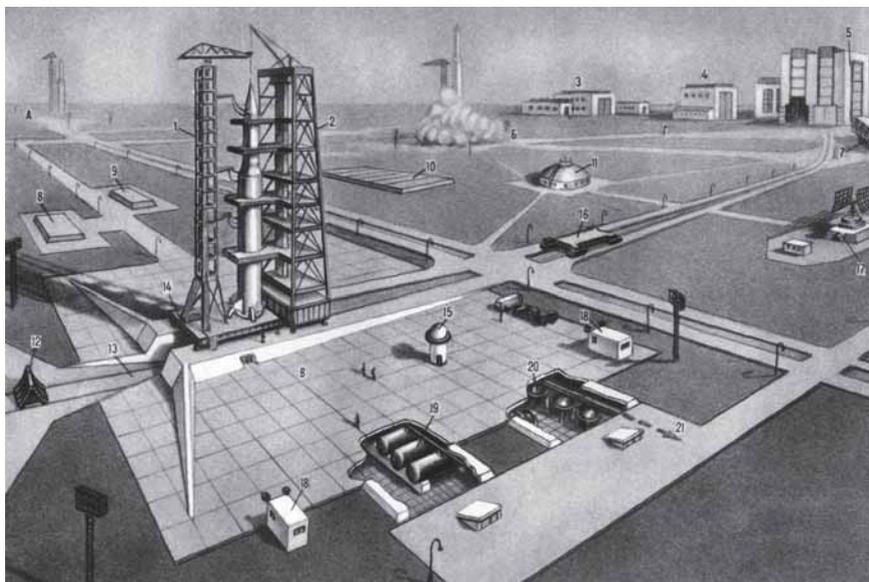


Рис. 3.1. Основные объекты космодрома:

- А, Б, В – стартовые позиции; Г – техническая позиция;
- 1 – кабель-заправочная башня; 2 – башня обслуживания;
- 3 – станция заправки топливом космических объектов;
- 4 – монтажно-испытательный корпус космических объектов;
- 5 – здание вертикальной сборки; 6 – компрессорная станция;
- 7 – выносной командный пункт; 8 – хранилище и заправочная станция окислителя;
- 9 – ресиверная; 10 – бассейн с водой системы пожаротушения;
- 11 – командный пункт; 12 – газоотражатель; 13 – газоотводный канал;
- 14 – пусковая система; 15 – башня для приборов наведения ракеты по азимуту;
- 16 – гусеничный транспортер; 17 – радиолокационная станция;
- 18 – укрытие для расчета; 19 – хранилище и заправочная станция горючего;
- 20 – хранилище и заправочная станция водорода;
- 21 – трасса к испарительным площадкам

В специальных вагонах ракетные блоки и космические аппараты с заводов-изготовителей доставляются в монтажно-испытательный корпус (МИК) технического комплекса, где производится их разгрузка с помощью подвижных и стационарных средств. В МИКе размещено механо-сборочное и контрольно-испытательное оборудование. МИК представляет собой многопролетное высотное сооружение, имеющее крановое оборудование большой грузоподъемности. По периметру корпуса располагаются лаборатории с контрольно-проверочной аппаратурой.



Рис. 3.2. Состав основных объектов технического комплекса

Современный МИК – крупногабаритное сооружение. Например, МИК для сборки и проверки ракеты-носителя "Энергия" – это корпус длиной 250 м, шириной 112 м и высотой около 50 м. По периметру корпуса на четырех этажах расположены лаборатории, занимающие общую площадь 48 тыс. кв. м. При вертикальной технологии сборки ракет высота МИКа достигает 160 м.

В МИКе производится расконсервация, сборка и проверка ракетно-космических систем. Составные части ракет-носителей и космических аппаратов подвергаются внешнему осмотру, предварительным испытаниям и подаются на сборку. С помощью монтажных средств и кранового оборудования осуществляются сборка космических средств и подача их на пневмовакуумные испытания. Такие испытания проводятся с целью выявления негерметичности всех гидро- и газопроводов и герметичных отсеков ракет-носителей и космических аппаратов. Электрические испытания проводятся с целью определения целостности всех электрических цепей и правильности функционирования системы управления и всех элементов с электропитанием.

Собранный и проверенный космический аппарат направляется на заправочную станцию для заправки компонентами ракетных топлив, сжатыми газами, спецжидкостями.

Стыковка собранной и проверенной ракеты-носителя с заправленным космическим аппаратом осуществляется в том же монтажно-испытательном корпусе, где производилась их сборка.

Стартовый комплекс. Стартовый комплекс – это специально оборудованная территория, оснащенная технологическими и общетехническими системами. Оборудование стартового комплекса обеспечивает транспортировку, установку в стартовое устройство ракеты-носителя с космическим аппаратом, заправку компонентами топлива и сжатыми газами, предстартовую проверку, подготовку к пуску и пуск ракеты.

Стартовый комплекс, как правило, включает в себя пристартовые хранилища ракет-носителей и космических аппаратов, транспортно-установочные агрегаты, стартовые сооружения с пусковыми устройствами, системы заправки компонентами ракетных топлив, средства газоснабжения, аварийного спасения обслуживающего персонала и членов экипажей. Кроме того, стартовый комплекс оснащается вспомогательными сооружениями и системами: холодильными центрами, автономными электростанциями, узлами связи, системами телевидения и киносъёмки, автомобильными и железными дорогами и т. д.

Состав основных объектов стартового комплекса приведен на рис. 3.3.

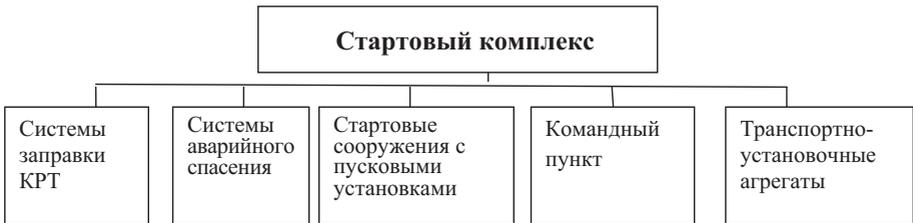


Рис. 3.3. Состав основных объектов стартового комплекса

Стартовые комплексы имеют отличия по ряду ниже перечисленных признаков:

- по классу ракеты-носителя: лёгкий, средний, тяжелый, сверхтяжелый;
- по способу сборки и транспортировки: горизонтальная, вертикальная;
- по методу подготовки ракеты космического назначения: фиксированный метод, мобильный метод, смешанный метод;
- по месту дислокации: материковые (наземные, заглубленные и подземные), водные (на кораблях, баржах, подводных лодках, платформах), воздушные (с применением различных летательных аппаратов);
- по возможности перемещения в пространстве: мобильные (подвижные), стационарные;
- по количеству пусковых установок;
- по степени универсальности: специализированные (для пусков определенной ракеты космического назначения), универсальные (для пусков различных ракет космического назначения).

Выбор варианта стартового комплекса определяется целевыми задачами, возлагаемыми на космический комплекс, и принимаемыми техническими решениями при его создании. основополагающее значение для определения облика стартового комплекса имеют технические характеристики пускаемой с него ракеты космического назначения. К таким основным характеристикам относятся:

- масса стартующей ракеты космического назначения;
- компоненты ракетных топлив;
- условия транспортировки;

- требования по условиям пуска;
- технология работ по подготовке к пуску и пуску;
- оперативные характеристики нахождения ракеты в определенных состояниях готовности к пуску;
- способ пуска;
- требования по безопасности.

На отечественных космодромах стартовые комплексы создавались для проведения пусков РН одного типа. Такое количество стартовых комплексов и их разнотипность потребовали значительного отчуждения земель под полигоны и большого количества личного состава, обслуживающего СК. Однако при определенных программах и темпах пусков РКН различных классов рациональным может стать создание универсальных стартовых комплексов. Создание универсальных, высокопроизводительных стартовых комплексов для пусков ракет космического назначения различных классов и типов позволяет осуществлять быструю адаптацию к новому поколению средств выведения.

В тяжелом и сверхтяжелом классах РН перспективным направлением является применение вертикальной сборки, включая сборку на стартовом комплексе.

При выборе места расположения СК на континентальной части Земли учитываются ограничения, определяемые условиями безопасности СК и РН. Для строительства СК выбирают наименее пригодные для хозяйственного использования участки земли в малонаселенных областях страны. При этом трассы полета РКН и районы падения не должны находиться в густонаселенных районах страны с промышленными и другими значимыми объектами. К таким ограничениям более адаптивны воздушные и водные СК.

В настоящее время накоплен опыт создания различных вариантов морских (океанских) СК. Пуски со стационарной морской платформы Сан-Марко, расположенной у берегов Кении, проводились еще в 1967...1988 гг.

В качестве морского стартового комплекса применяется плавучий космодром «Sea Launch» (СК на океанской платформе «Одиссей»).

Основное преимущество проекта – возможность запускать геостационарные спутники из экваториальных вод.

Сборка ракеты космического назначения осуществляется на борту сборочно-командного судна (СКС) в калифорнийской гавани Лонг-Бич. После чего РКН «Зенит» перегружается на стартовую платформу «Одиссей», и оба судна отправляются к тихоокеанским Каймановым островам. Перед установкой ракеты на стартовый стол обслуживающая команда покидает платформу, и СКС эвакуирует персонал на расстояние около 5 км, откуда операторы управляют процессом подготовки, заправки и пуском ракеты в автоматическом режиме.

Среди морских стартовых комплексов следует отметить и подвижный подводный космодром (ГРЦ им. академика В.П. Макеева). 7 июля 1988 г. с борта атомной подводной лодки К-407 «Новомосковск», находящейся в погруженном состоянии, осуществлен пуск РН «Штиль-1» с двумя немецкими

спутниками «Tubsat-N» и «Tubsat-N1» массой 8,5 и 3 кг. В момент пуска подводная лодка находилась в акватории Баренцева моря с координатами 69,5° с. ш. и 43,2° в. д. Для обеспечения запуска КА привлекались наземные средства командно-измерительного комплекса.

Морские стартовые комплексы, смонтированные на кораблях, баржах или плавучих платформах, имеют порты приписки. Стартовые комплексы морского (океанского) базирования не обеспечивают высокой годовой производительности, ввиду того что затраты времени на возвращение в порт приписки для пополнения запаса ракет космического назначения могут быть весьма продолжительными, а количество мест хранения запаса ракет-носителей весьма ограничено. Допустимые сроки хранения запасов ракет-носителей и космических аппаратов в морских условиях могут оказаться значительно ниже, чем в условиях сухопутного хранения.

Командный пункт стартового комплекса. Мозговым центром стартового комплекса является командный пункт. На командном пункте стартового комплекса обрабатывается вся собранная информация о состоянии и готовности всех технологических и общетехнических систем старта, бортовой аппаратуры и агрегатов ракеты-носителя и космического аппарата, кондиционности и количестве компонентов ракетных топлив, газов и спецжидкостей, а также информация о готовности всех служб космодрома (метео- и топогеодезического обеспечения, аварийно-спасательных и поисковых команд, групп тылового обеспечения, эвакуации и т. д.) к предстоящим работам. Здесь же размещается контрольно-проверочная и испытательная аппаратура предстартовой подготовки космического комплекса.

На основании результатов обработки постоянно поступающей телеметрической информации (до нескольких тысяч параметров в секунду при комплексных испытаниях) принимаются решения и выдаются команды на продолжение работ по технологическому графику пуска ракеты.

Командный пункт обычно представляет собой находящееся под землей четырех- или пятиэтажное здание, начиненное электроникой. Отсюда ведется управление всей предстартовой подготовкой к пуску и выдается команда на запуск ракет-носителей с космическими аппаратами.

Методы подготовки ракет-носителей к пуску. В настоящее время известны три метода подготовки РН к пуску. В практике используются два основных метода – «фиксированный» и «мобильный». Сущность этих методов состоит в следующем.

РН при «мобильном» методе подготовки собирается и проходит необходимый объем испытаний в МИКе технического комплекса и транспортируется с космической головной частью на СК, где осуществляется ее дальнейшая подготовка и пуск. Этот метод подготовки предполагает наличие двух территориально разделенных комплексов для проведения операций по подготовке носителя к пуску, а именно: технического и стартового комплексов. ТК и СК сообщаются между собой транспортными коммуникациями, обеспечивающими доставку собранного в МИКе ТК носителя на пусковую установку СК. «Мобильный» метод подготовки РН к пуску позволяет полу-

чить относительно высокие значения таких характеристик КРК, как производительность и темп пусков. При этом методе подготовки сборки и испытания РН проводятся в залах МИКа в условиях, исключающих неблагоприятное воздействие окружающей среды на обслуживающий персонал и элементы конструкции РН, что повышает удобство при проведении работ, качество их выполнения и делает их слабо зависимыми от метеорологических условий. Однако с увеличением размеров и массы РН возникает необходимость строительства МИКа больших размеров, а также специальных транспортных коммуникаций между ТК и СК для транспортировки собранных РКН.

Транспортирование РКН большой массы связано со значительными материальными затратами на создание как транспортных коммуникаций, так и средств транспортировки. Одним из основных положений, определяющих облик ТК при «мобильном» методе подготовки РН к пуску, является способ сборки РН и ее транспортировки с КГЧ с ТК на СК. Известно два способа сборки и транспортировки РН с КГЧ с ТК на СК:

- горизонтальный способ;
- вертикальный способ.

Выбор того или иного способа сборки оказывает влияние на состав и конструктивное исполнение технологического оборудования ТК и СК, временные характеристики подготовки РН и затраты на создание КРК.

В зарубежной практике наряду с горизонтальным способом сборки и транспортировки РН с КГЧ с ТК на СК широкое распространение получил вертикальный способ.

В отечественной практике до настоящего времени используется исключительно горизонтальный способ сборки и транспортировки РН с КГЧ с ТК на СК.

При «фиксированном» методе подготовки РН в МИКе ТК проходят необходимую подготовку только некоторые. Сборка и испытания РН осуществляются на ПУ СК. Возможен также вариант, когда работы и по проверке всех блоков проводятся на СК. В этом случае необходимость в ТК практически отпадает.

Преимуществами этого метода являются существенное сокращение размеров и стоимости МИКа, затрат на создание транспортных коммуникаций между ТК и СК и исключение необходимости специальных транспортных средств для транспортировки собранной РН с КГЧ с ТК на СК.

К недостаткам «фиксированного» метода следует отнести низкую производительность и малый темп пусков с одной ПУ, а также усложнение оборудования СК за счет появления дополнительных агрегатов, необходимых для проведения сборки РН. Кроме этого, необходимость исключения неблагоприятного воздействия окружающей среды значительно усложняет соответствующие агрегаты СК.

В отечественной практике до настоящего времени используется исключительно «мобильный» метод подготовки с горизонтальным способом сборки и транспортировки РКН с ТК на СК.

Вместе с тем анализ имеющейся информации по зарубежным КРК, а также исследования, проведенные в нашей стране, показывают, что с увеличением стартовой массы РКН «мобильный» метод подготовки, а также горизонтальный способ сборки и транспортировки РКН с ТК на СК перестает быть однозначно рациональным.

Основными транспортными средствами для мобильных стартовых комплексов могут быть грунтовые, железнодорожные и воздушные транспортные средства.

Командно-измерительный комплекс космодрома. Состав командно-измерительного комплекса космодрома приведен на рис. 3.4.



Рис. 3.4. Состав основных объектов командно-измерительного комплекса

Командно-измерительный комплекс (КИК), обеспечивает траекторные измерения движения ракеты-носителя с космическим аппаратом на активном участке полета, а также получение, обработку и анализ данных о работе бортовых систем, комплекса в целом, объективных показателей о состоянии космонавтов.

Командно-измерительный комплекс - это универсальный комплекс наземных, морских и воздушных средств и аппаратуры для обмена командно-программной, телеметрической и траекторной информацией с любым типом космического аппарата и управления всей орбитальной группировкой, находящейся в данный момент в космосе.

В связи с увеличением числа космических аппаратов, постоянно функционирующих на орбитах, изменялись функции, структура, техническая оснащенность командно-измерительного комплекса, который в последнее время называют наземным автоматизированным комплексом управления.

КИК космодрома включает в себя:

- пристартовые измерительные пункты и десятки измерительных пунктов вдоль трасс полета космических аппаратов;
- баллистический центр, автоматические системы сбора, обработки, передачи и отображения информации;
- информационно-вычислительные центры;
- системы связи и телеобмена с космонавтами.

В состав командно-измерительного комплекса космодрома входят также кинотеодолитные станции, предназначенные для визуального слежения и съемки полета космического аппарата на начальном участке.

Вся информация, получаемая в ходе полета космического аппарата, обрабатывается в вычислительном центре. Результаты этой обработки являются основным документом, характеризующим полет. Информация измерительного комплекса при летно-конструкторских испытаниях используется при оценке надежности ракеты-носителя и космического аппарата. Полигонный измерительный комплекс представлен на рис. 3.5.



Рис. 3.5. Полигонный измерительный комплекс

Посадочный комплекс космодрома. В конце 1960-х гг. начались работы по созданию космических средств многоразового использования. Наибольшую известность получили орбитальные корабли типа "Буран" и "Шаттл".

Современный посадочный комплекс – это часть специально оборудованной территории космодрома с размещенным на ней комплексом зданий и сооружений, оснащенных технологическим и общетехническим оборудованием. Посадочный комплекс предназначен для приема космических кораблей, аппаратов, ступеней и элементов ракет-носителей многоразового использования. На посадочном комплексе производится также комплекс мероприятий послеполетной профилактики спускаемых объектов и подготовки их к транспортировке на техническую позицию.

В состав космодромов входят и полигоны посадки космических аппаратов. Это довольно большие районы, предназначенные для штатной посадки космических объектов или спускаемых капсул с материалами исследований. Полигоны посадки выбираются, как правило, в равнинной, малонаселенной местности.

Трасса полигона посадки на протяжении нескольких тысяч километров оснащается средствами связи, наблюдения, контроля и выдачи целеуказаний о траектории спуска космического объекта поисково-спасательным службам. Полигон посадки должен обеспечить своими средствами контроль спуска, обнаружение объекта и его эвакуацию.

Посадочными комплексами можно условно назвать и те районы Карагандинской и Джезказганской областей Казахстана, где приземлялись первые пилотируемые корабли типа "Восток", "Восход", многочисленные космические аппараты серии "Космос", различные модификации транспортных космических кораблей "Союз".

В США для полигонов посадки космических аппаратов используются районы акватории океана.

3.3. Космодромы России

Космодром Капустин Яр. С сентября 1945 г. по январь 1947 г. группа советских специалистов-ракетчиков изучала в Германии ракетные разработки немецких специалистов. Военное руководство активизировало работы по созданию советских баллистических ракет и строительству первого отечественного ракетного полигона, формирование которого началось в мае 1946 г.

Местом строительства полигона был выбран район села Капустин Яр Астраханской области, в низовье Волги. При этом использовались непригодные для хозяйственной деятельности земли. Полигон создавался поэтапно. Вначале был построен стенд для огневых испытаний ракет, технический и стартовый комплексы, столовая, подъездные пути, системы энергоснабжения и газоснабжения. Первое огневое испытание ракеты А-4 на стенде было проведено 16 октября 1947 г. Первый пуск ракеты А-4 в СССР был осуществлен 18 октября 1947 г. в 10 час 47 мин по московскому времени.

Первый успешный пуск с полигона Капустин Яр управляемой ракеты Р-1, изготовленной на предприятиях нашей страны из отечественных материалов, осуществлен 10 октября 1948 года. Также были проведены летные испытания модификаций ракеты Р-1, а в дальнейшем и ракет с улучшенными характеристиками, принятие которых на вооружение явилось важным этапом в оснащении Вооруженных сил новым, ракетно-ядерным оружием.

Размещение основных объектов на космодроме Капустин Яр показано на рис. 3.6.

В период 1948...1956 гг. на полигоне под техническим руководством С.П. Королева активно осуществлялась программа отработки баллистических и геофизических ракет. В этот же период шло становление и развитие испытательной базы, строились стартовые и технические комплексы. Это позволило широким фронтом вести отработку как военных ракет, так и ракет для геофизических и метеорологических исследований верхних слоев атмосферы по программе Академии наук.

С помощью геофизических и метеорологических ракет, запускаемых на высоту от 60 до 1000 км, определялись плотность, температура, давление на различных высотах в атмосфере, а также химический состав атмосферы, ионосферные электрические токи, магнитное поле Земли, ультрафиолетовое и рентгеновское излучения Солнца и т. д. В ряде экспериментов проводились медико-биологические исследования с использованием животных, послужившие началом серьезных исследований, в области авиационно-космической медицины.

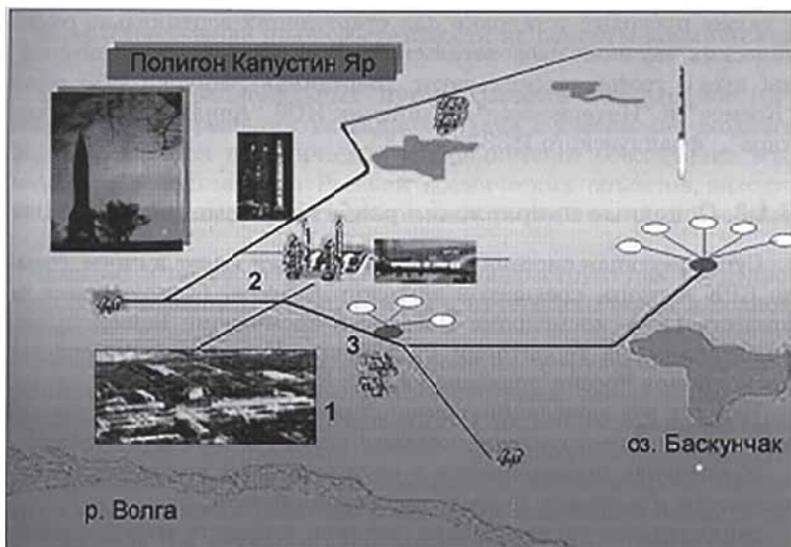


Рис. 3.6. Размещение основных объектов на космодроме Капустин Яр:
 1 – жилая зона; 2 – стартовый и технический комплекс РН «Космос»;
 3 – измерительный пункт

Пуск 10 декабря 1964 г. космического аппарата "Космос-51" можно считать официальным рождением космодрома Капустин Яр. 14 октября 1969 г. с космодрома был запущен спутник "Интеркосмос-1", с помощью которого была обнаружена поляризация рентгеновского излучения Солнца и изучено распределение кислорода в верхних слоях атмосферы Земли.

Большую известность получила советская геофизическая ракета "Вертикаль", способная вывести до 560 кг научной и радиотехнической аппаратуры на высоту от 500 до 1500 км. Начиная с первого пуска "Вертикали-1" (ноябрь 1970 г.) программа исследований осуществлялась в широкой кооперации с Болгарией, Венгрией, Польшей, Германией, Чехословакией.

В дальнейшем на полигоне Капустин Яр были созданы стартовые комплексы для запуска космических аппаратов типа «Космос», «Интеркосмос», а также стартовых вертикально геофизических научно-исследовательских ракет. С полигона осуществлены пуски геофизических ракет «Вертикаль», запуски ИСЗ серий «Космос» и «Интеркосмос», индийские ИСЗ «Ариаюхата» и «Бхаскара», французского ИСЗ «Снег-3».

Космодром Капустин Яр взял на себя роль космодрома для "малых" ракет и "малых" спутников Земли исследовательского плана. Эта специализация сохранялась до 1988 г., когда потребность в запусках таких спутников резко сократилась и космические пуски с космодрома Капустин Яр были прекращены. Однако стартовые и технические комплексы для ракет-носителей типа "Космос" постоянно поддерживаются в работоспособном состоянии и, при необходимости, могут быть использованы в любое время.

Космодром Байконур. К началу 1950-х гг. встал вопрос о создании нового космодрома способного обеспечить отработку нового поколения ракет-носителей, космических аппаратов и начать практическую повседневную эксплуатацию космических средств.

Космодром Байконур основан в 1955 г. как испытательный полигон ракетно-космической техники. К концу 1956 г. практически было завершено создание первоочередных объектов космодрома. В марте – апреле 1957 г. были проведены отладка, настройка, регулировка сотен узлов, агрегатов и систем технического и стартового комплексов космодрома.

15 мая 1957 г. в 18 ч 50 мин со стартового комплекса космодрома Байконур состоялся первый пуск многоступенчатой баллистической ракеты. А уже 21 августа 1957 г. с этого же старта ушла вторая многоступенчатая ракета Р-7 – знаменитая "семерка".

Рождение Байконура как космодрома состоялось и было признано всем миром 4 октября 1957 г., когда на орбиту был выведен первый искусственный спутник Земли.

На космодроме Байконур производятся пуски ракет-носителей легкого, среднего и тяжелого классов. На долю космодрома Байконур приходится свыше 50 % запусков КА, в том числе все запуски спутников на геостационарную орбиту и тяжелых космических аппаратов. На космодроме Байконур имеются 2 стартовых комплекса для ракеты-носителя тяжелого класса «Протон».

Общая площадь главных и вспомогательных объектов космодрома составляла 6717 км². Согласно договоренностям между Россией и Казахстаном на условиях аренды продолжается эксплуатация объектов космодрома. При этом были пересмотрены границы космодрома, уменьшена площадь земель, отчуждаемых под районы падения отделяющихся частей РН.

В состав космодрома входят центры испытаний и применения космических средств и научно-испытательные управления боевых ракетных комплексов, объединяющие инженерно-испытательные части, измерительные пункты, части обеспечения и обслуживания. Всего на космодроме имеется:

- 11 монтажно-испытательных корпусов, в которых размещены технические комплексы для предстартовой подготовки ракет-носителей, разгонных блоков и космических аппаратов, а также входящие функционально в состав ТК заправочно-нейтрализационные станции для заправки разгонных блоков и космических аппаратов топливом;
- 9 стартовых комплексов для запуска ракет-носителей «Союз», «Циклон-М», «Протон», «Энергия», «Зенит», «Рокот»;
- измерительный комплекс для контроля и управления полетом ракет-носителей;
- пусковые установки для испытаний межконтинентальных баллистических ракет.

Размещение основных объектов на космодроме Байконур показано на рис. 3.7 [3.5].

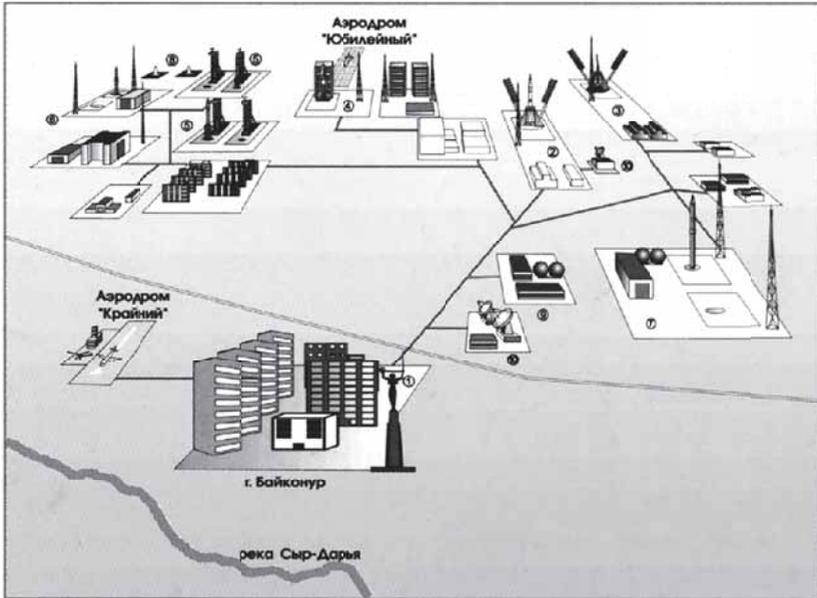


Рис. 3.7. Схема размещения основных объектов космодрома Байконур:
 1 – жилая зона; 2 – технический и стартовый комплекс ракетносителя «Союз»;
 3 – технический и стартовый комплекс ракеты-носителя «Союз» и «Молния»;
 4 – технический и стартовый комплекс ракеты-носителя «Энергия» и многоразового
 орбитального корабля «Буран»;
 5...8 – технические и стартовые комплексы ракет-носителей «Протон»,
 «Циклон-2», «Зенит», «Рокот»;
 9 – кислородно-азотный завод; 10 – измерительный пункт

При создании измерительных комплексов космодрома в основу был положен принцип централизации решения задач сбора и обработки измерительной информации, когда все функции обработки телеметрической информации сосредоточены в одном узле – вычислительном центре полигона.

Управление всем комплексом, проведение контрольно-проверочных испытаний, подготовка пуска и пуск осуществляются дистанционно из командного пункта. Все процессы, команды, операции контролируются, документируются, записываются на пленку и отображаются на телеэкранах.

В самых общих чертах технология работ на старте сводится к следующему. Ракетно-космическая система на транспортно-установочном агрегате тепловозом доставляется на стартовый комплекс. Установщиком ракета-носитель с космическим аппаратом переводится в вертикальное положение и к ней подводятся четыре опорные фермы. Смыкается силовое кольцо и на него передается масса ракеты, опускается стрела установщика и он отъезжает. Выдвигается кабина обслуживания, поднимаются в рабочее вертикальное положение фермы обслуживания. Подключаются запорочные коммуника-

ции, связь, управление, термостатирование, телевидение и т. д. Проводятся предстартовые проверки ракеты-носителя, космического аппарата и всех систем наземного комплекса. После этого начинаются самые ответственные операции по заправке ракеты-носителя компонентами топлива.

Процесс заправки ведется дистанционно, в автоматическом режиме. Непрерывно контролируется и документируется процесс заправки топливом, измеряется температура, давление и другие параметры. По окончании заправки отсоединяются заправочные магистрали и приводятся в исходное состояние кабина и фермы обслуживания. Если готовится к пуску пилотируемый космический корабль, то примерно за два часа до старта производится посадка экипажа.

После команды "Ключ на старт" начинается предпусковая циклограмма, по которой система телеметрии фиксирует исходное состояние ракетно-космического комплекса, продуваются азотом трубопроводы подачи топлива в камеры сгорания двигателей ракеты-носителя, закрываются все дренажи баков ракеты и прекращается ее подпитка криогенными компонентами топлива. Затем включаются турбонасосные агрегаты двигательных установок, топливо подается в камеры сгорания. Начинает работать бортовая система управления ракеты-носителя, и осуществляется еще один, последний на Земле, телеметрический контроль готовности к работе всех бортовых систем.

Отводятся заправочная и кабельная мачты, все системы ракет переходят на бортовое питание и автономное управление. Компоненты топлива поступают в камеры сгорания двигателей, срабатывают зажигательные устройства, воспламеняющие топливную смесь, начинают работу двигатели. Через секунды они выходят на главный режим, и ракета-носитель плавно начинает подъем. Раскрываются фермы пускового устройства, и ракета-носитель с космическим аппаратом, резко набирая скорость, устремляется в космос.

На рис. 3.8 изображен стартовый комплекс ракеты-носителя «Протон» на космодроме Байконур.

С момента старта средства командно-измерительного комплекса получают и обрабатывают телеметрическую информацию с борта. На начальном участке полета непрерывно идет информация о состоянии ракетно-космической системы, траектории выведения, прогноз будущей орбиты космического аппарата. Затем полет сопровождают стационарные и подвижные пункты командно-измерительного комплекса страны и, при необходимости, Центр управления полетами.

Ракета-носитель "Протон" в отличие от ракеты-носителя "Союз" собирается с помощью оригинального горизонтального стапеля, основной частью которого является поворотное устройство. Центральный блок ракеты закрепляется на стапеле и последовательно поворачивается вокруг своей продольной оси на определенный угол, а снизу поочередно подводятся и стыкуются шесть боковых блоков первой ступени.



Рис. 3.8. Стартовый комплекс ракеты-носителя «Протон» на космодроме Байконур

В мае 1961 г. президент Соединенных Штатов Америки Дж. Кеннеди провозгласил важнейшей национальной программой высадку человека на Луну. В результате выполнения этой программы состоялась высадка двух астронавтов на Луну 20 июля 1969 г.

В 1964 г. аналогичная программа была утверждена в СССР. Наша лунная программа состояла из двух частей: первая – облет Луны на космическом корабле, запускаемом ракетой-носителем "Протон", и вторая – посадка и возвращение лунного модуля с одним космонавтом. Первая часть программы была реализована. Для выполнения второй части программы нужна была ракета-носитель грузоподъемностью не менее 100 т. Строительство наземных объектов под старт этой ракеты было начато на Байконуре в 1964 г. Грандиозный проект близился к осуществлению.

21 февраля 1969 г. был произведен первый пуск универсальной ракеты Н-1 (максимальный диаметр первой ступени 17 м, высота около 100 м, масса около 2000 т), закончившийся пожаром в хвостовом отсеке. Последующие три пуска в 1970, 1971 и 1972 гг. закончились также неудачно. При этом следует отметить, что все системы и агрегаты наземного комплекса Байконура подтвердили высокую надежность и работоспособность. В мае 1974 г. работы по Н-1 были временно приостановлены, а в 1976 г. полностью прекращены.

В конце 1970-х гг. были начаты работы по реконструкции объектов, оставшихся от старта ракеты Н-1, и созданию наземных объектов космодрома Байконур под многоэтажный ракетно-космический комплекс "Энергия" – "Буран".

Анализ состояния наземных комплексов космодрома Байконур показывает, что его наземные комплексы фактически выработали свой ресурс [3.5].

Космодром Плесецк. Стремительно развивалась космонавтика в 1960-е годы. Создавались новые мощные ракеты-носители, совершенствовались космические аппараты, пилотируемые корабли и межпланетные станции. Резко возросла интенсивность пусков, обеспечивающих программы развития науки, техники и обороны.

Уже к 1963 г. резко возросли темпы пуска космических аппаратов, в год запускалось более 10 аппаратов. Чтобы обеспечить такой темп пусков, одного Байконура стало недостаточно, а Капустин Яр по своему географическому положению не давал возможности его расширения или реконструкции под новые ракеты-носители. Таким образом, назрела необходимость создания нового космодрома для реализации научных и практических задач в основном с помощью космических аппаратов серии "Космос", "Интеркосмос" и "Молния".

В 1963 г. было принято решение о создании третьего космодрома страны на севере европейской части в районе поселка Плесецк Архангельской области. Плесецк представлял в ту пору небольшой поселок с железнодорожной станцией, ремонтно-механическим заводом и лесопилкой.

Размещение космодрома в районе северной тайги обеспечивало надежную безопасность и экономию средств при отводе непригодных для хозяйственной деятельности земель как под сам космодром, так и под районы падения отделяющихся частей. В то же время он располагался не так далеко от крупных научных и промышленных центров страны. Кроме того, многие задачи, решаемые с помощью космических систем, требуют выведения космических аппаратов (например, метеоспутников) на полярные и приполярные орбиты, что целесообразно делать из районов высоких широт. 17 марта 1966 г. был произведен первый запуск космического аппарата с космодрома Плесецк.

С космодрома Плесецк производятся пуски РН легкого и среднего классов. Космодром обеспечивает запуски КА военного, научного и народнохозяйственного назначения, а также КА в интересах международного сотрудничества.

Размещение основных объектов на космодроме Плесецк представлено на рис. 3.9 [3.5].

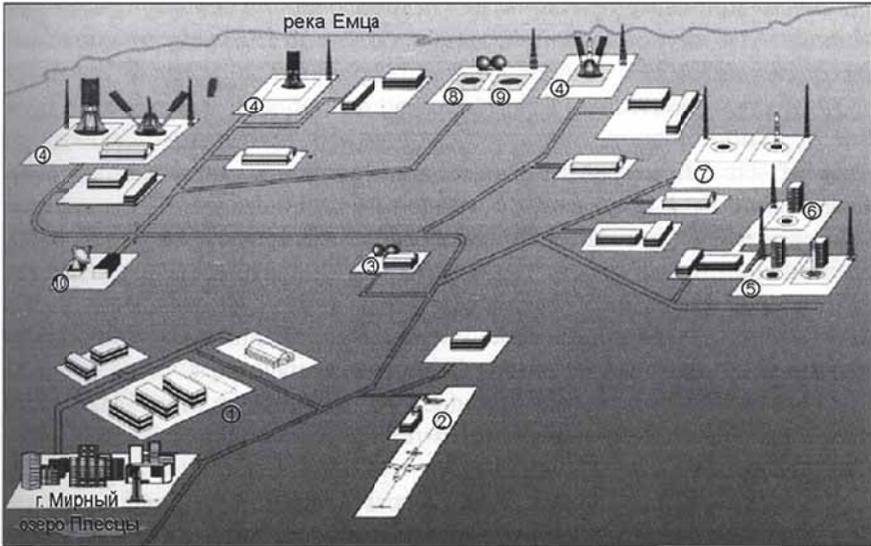


Рис. 3.9. Размещение основных объектов на космодроме Плесецк:

- 1 – административно-хозяйственная зона, технический комплекс РН "Космос";
- 2 – аэродром Плесецк; 3 – кислородно-азотный завод;
- 4 – технический и стартовый комплекс РН "Союз-У", "Молния-М";
- 5 – стартовый комплекс РН "Космос-3М"; 6 – стартовый комплекс РН "Рокот";
- 7 – технический и стартовый комплекс РН "Циклон-3";
- 8, 9 – универсальный стартовый и технический комплексы РН "Ангара";
- 10 – измерительный пункт

В 1970-х и 1980-х годах ежегодно с космодрома запускалось до 70 космических аппаратов [3.8]. С космодрома Плесецк осуществляется около 30% запусков КА, решающих задачи в интересах Федеральной космической программы.

На космодроме построены и действуют несколько стартовых и технических комплексов для ракет-носителей типа "Союз", "Молния", "Космос" и "Циклон", аналогичные по составу и технологии работ комплексам на Байконуре и в Капустинном Яру. Общая площадь космодрома более 1700 кв. км.

С космодрома стартовали ракетно-космические системы с научными программами Швеции, Канады, США, Индии и Франции, с его стартовых комплексов запущено около 500 искусственных спутников Земли серии "Космос".

В настоящее время ведутся работы по созданию на базе наземного комплекса РН «Зенит» универсального наземного комплекса для обеспечения пусков ряда РН «Ангара».

Космодром Свободный. После развала СССР космодром Байконур оказался на территории суверенного государства Республики Казахстан. Несмотря на наличие договора между Россией и Казахстаном об аренде Байконура, дальнейшее осуществление отечественной космической программы

было затруднительно. В связи с этим было принято решение о создании нового российского космодрома на Дальнем Востоке, в районе г. Свободный Амурской области. По имени этого города космодром получил наименование Свободный. В феврале 1996 г. ему официально придан статус 2-го Государственного испытательного космодрома.

Существующая инфраструктура создавалась для обеспечения действий ракетной дивизии РВСН. Космодром расположен на обжитой территории, которая имеет сеть железных и автомобильных дорог и инженерных коммуникаций.

С космодрома Свободный было запущено пять спутников. Последний запуск был выполнен в апреле 2006 года – ракета-носитель "Старт-1" вывела на околоземную орбиту израильский спутник "Эрос-1В". В феврале 2008 года руководством страны принято решение о закрытии космодрома Свободный [3.1].

Космодром Восточный. Новый космодром Восточный планируется разместить в Амурской области в районе Углегорска [3.5]. В перспективе космодром Восточный может заменить главную стартовую площадку последних десятилетий – космодром Байконур.

3.4. Космодромы зарубежных стран

Космодромы США. С самого начала освоения космоса Соединенными Штатами Америки их программа отличалась большой широтой охвата и достаточной глубиной проработки космических проблем. Вкладывались огромные средства в эту область науки и техники. С 1950-х гг. космическая программа США включала в себя создание и использование целого ряда искусственных спутников Земли, межпланетных станций, оснащенных метеорологической, навигационной, геодезической аппаратурой, в том числе военного назначения.

В 1980-х гг. в США приоритет в области исследования и использования космоса целиком отдавался военному направлению. Затраты США на космос в 1983 г. составили 15,3 млрд. дол., в том числе по линии Министерства обороны – 8,5 млрд. дол. и по линии Национального управления по аэронавтике и исследованию космического пространства (НАСА) – 6,8 млрд. дол.

Была выработана перспективная программа работ и исследований в области аэронавтики на ближайшие 20...25 лет, которая должна была обеспечить лидирующее положение США в исследовании и использовании космоса в мирных целях, а также в укреплении безопасности страны. Определялись и главные задачи "гражданского" космоса: создание постоянно действующей обитаемой космической станции, научной станции на Луне и подготовка экспедиции на Марс.

Для реализации намеченной космической программы в США создана наземная испытательная база, основу которой составляют четыре испытательных центра (полигона):

- два ракетно-космических полигона министерства обороны, подчиненных ВВС (Западный и Восточный полигоны);

- два ракетно-космических полигона НАСА (Космического центра им. Дж. Кеннеди и Исследовательского центра на о. Уоллопс).

Полигоны ВВС и НАСА административно независимы и решают самостоятельные задачи в интересах своих ведомств. Вместе с тем ВВС и в большей степени НАСА взаимобразно используют стартовые комплексы для запусков космических аппаратов по своим программам.

Характерной особенностью полигонов является их размещение на побережье океанов. Это в определенной степени упрощает проблемы выбора зон отчуждения для падения ракетных ступеней, обеспечивает экономичность транспортных связей с промышленными фирмами (особенно при доставке крупногабаритных грузов), а также практическую возможность вывода космических аппаратов различного назначения на орбиты с широким диапазоном наклонений от приэкваториальных до полярных. Расположение многих производственных центров ракетно-космической промышленности вблизи полигонов оказало благоприятное влияние на развитие полигонов и способствовало созданию в этих районах крупных испытательно-производственных комплексов.

В 1980-х гг. в США приоритет в области исследования и использования космоса целиком отдавался военному направлению. Затраты США на космос в 1983 г. составили 15,3 млрд. дол., в том числе по линии Министерства обороны – 8,5 млрд. дол. и по линии Национального управления по аэронавтике и исследованию космического пространства (НАСА) – 6,8 млрд. дол.

Восточный испытательный полигон. Космический центр им. Дж. Кеннеди. Восточный испытательный полигон и Космический центр им. Дж. Кеннеди расположены на одной территории, но имеют самостоятельные технологические комплексы и подчинены соответственно ВВС и НАСА.

С Космического центра им. Дж. Кеннеди были осуществлены запуски первого американского искусственного спутника Земли "Эксплорер-1" (1 февраля 1958 г.), ракет-носителей "Тор", "Атлас", "Титан" и др. Отсюда стартовали пилотируемые корабли "Меркурий", "Джемини", лунные экспедиции, многоразовые транспортные космические корабли "Спейс шаттл".

Восточный испытательный полигон был образован в 1963 г. на базе крупнейшего Атлантического ракетного полигона ВВС, который начал действовать еще в 1950 г. Полигон расположен на восточном побережье североамериканского материка на мысе Канаверал и острове Мерритт (штат Флорида, координаты 28° 30' с.ш. и 80° 36' з.д.). Общая площадь испытательного центра более 400 кв. км. На космодроме создано и поддерживается в различной степени эксплуатационной готовности 48 стартовых комплексов. Обслуживающий персонал Восточного испытательного полигона насчитывает более 20 тыс. человек. Климатические условия в месте расположения полигона удовлетворительные, но часто бывают ураганы и тайфуны, при которых скорость ветра достигает 55 м/с, колебания температуры в году от 0 до +50 °С. Трассы полета ракет-носителей с Восточного испытательного полигона и Центра им. Дж. Кеннеди протяженностью более 20 тыс. км прохо-

дят над Атлантическим и Индийским океанами в юго-восточном направлении. На трассах имеются три основных района падения, сеть из 15 измерительных пунктов и сотни морских, самолетных и наземных пунктов слежения.

Схема размещения технологических объектов Восточного испытательного полигона и Космического центра им. Дж. Кеннеди приведена на рис. 3.10.

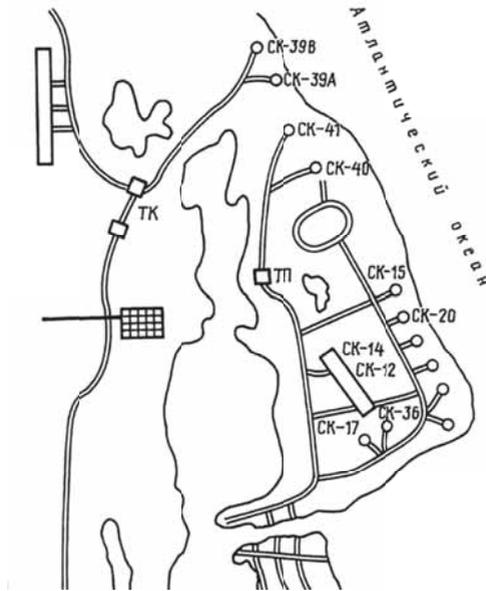


Рис. 3.10. Схема размещения технологических объектов Восточного испытательного полигона и Космического центра им. Дж. Кеннеди

Испытательная база Восточного испытательного полигона обеспечивает пуски межконтинентальных баллистических ракет-носителей "Атлас", "Титан", "Сатурн", "Першинг", "Минитмен" и др.

Центр им. Дж. Кеннеди располагает техническими средствами для запуска космических аппаратов ракетами-носителями "Атлас-Аджена", "Сатурн-5" и др.

Стартовые комплексы группируются по весовым классам ракет-носителей и размещены вдоль береговой линии длиной около 18 км с юга на север. Все СК открытого типа. На о. Мерритт расположен значительный участок неосвоенных земель, принадлежащих Центру, который может быть использован для создания новых стартовых комплексов.

В американской практике подготовки ракет-носителей к пуску используются три метода: фиксированный, смешанный и мобильный.

Фиксированный метод. После доставки с завода сборка и проверка ракеты-носителя проводятся на стартовой позиции.

Смешанный метод. Проверка ступеней ракет после доставки их с завода проводится на технической позиции, удаленной на несколько километров от СП, а сборка ракеты-носителя осуществляется на старте.

Мобильный метод. Сборка и проверка ракеты-носителя производится на ТП в монтажно-испытательном корпусе. Одновременно могут готовиться несколько ракет-носителей, а запуски осуществляются с СП. Этот метод обеспечивает высокую скорострельность СК, возможность группового запуска нескольких ракет-носителей, например, для реализации стыковки на орбите.

С учетом состава технологического оборудования и его конструктивных особенностей технология работ, например, с ракетно-космическим комплексом "Сатурн-5" – "Аполлон" укрупненно выглядит следующим образом.

Ступени и элементы комплекса поступают на Восточный испытательный полигон морским путем на специальных баржах, а также железнодорожным и авиационным транспортом.

Прием и испытания отдельных элементов верхних ступеней ракеты-носителя производятся в низкой части здания вертикальной сборки, а первая ступень устанавливается сразу на стартовую платформу в высотной части здания. Полностью подготовленный к испытаниям в высотной части ракетно-космический комплекс гусеничным транспортером доставляется на стартовую позицию и устанавливается вместе с пусковой платформой на стартовое сооружение. Проводится стыковка электро-, пневмо- и гидрокоммуникаций, подводятся башня обслуживания, рассекатель, устанавливаются пирострелы и осуществляются необходимые предстартовые проверки. Производится заправка жидким кислородом, затем керосином и жидким водородом. Общее время заправки составляет четыре часа.

Через некоторое время астронавты занимают свои места в пилотируемом корабле. Непрерывно ведется контроль параметров всех наземных и бортовых систем. Отводится подвижная башня обслуживания, производится контроль прицеливания, отстыковываются коммуникации "борт-земля" стартовой платформы и кабель-заправочной башни, отводятся площадки, башни обслуживания, запускаются двигатели и после выхода их на главный режим ракета уходит со стартовой платформы.

Как и Байконур, космодром на м. Канаверал стал международным космическим портом мира, отправив в космос спутники Англии, Канады, Италии и других стран.

Западный испытательный полигон. Западный испытательный полигон – второй по величине и значению космодром США. Он расположен в 250 км от г. Лос-Анджелеса (штат Калифорния, 34° 40' с. ш. и 120° 40' з. д.), на западном побережье Тихого океана и занимает площадь около 400 кв. км. Космодром растянулся вдоль береговой линии примерно на 40 км.

В состав испытательного центра входят испытательная база ВВС США Ванденберг, полигоны – Пойнт-Мугу, Пойнт-Аргуэльо и внутренний полигон. Авиабазы Ванденберг и полигон Пойнт-Аргуэльо используются для запуска космических аппаратов военного назначения "Дискаверер", "Мидас", "Самос" и т. п. На базе имеются три стартовых комплекса для ракет-носителей

"Атлас", два для ракет-носителей "Титан" и один для ракет-носителей "Скаут". Кроме того, здесь же расположены 14 стартовых комплексов для пусков и испытаний ракет "Минитмен". Схема размещения технологических объектов на Западном испытательном полигоне приведена на рис. 3.11.

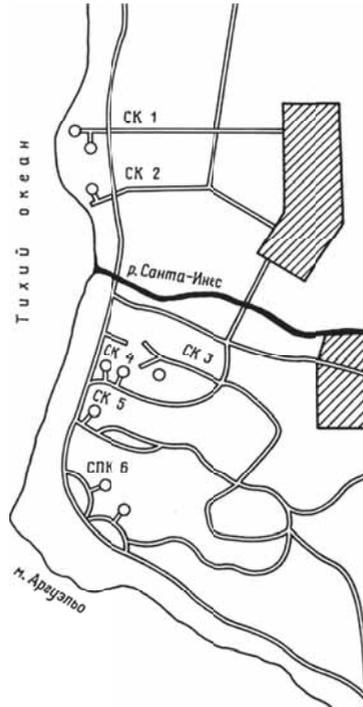


Рис. 3.11. Схема размещения технологических объектов на Западном испытательном полигоне

Трассы полетов ракет-носителей проходят над акваторией Тихого океана, что значительно упрощает решение вопросов безопасности и экологии в районах падения первых ступеней ракет-носителей.

Трасса протяженностью более 16 тыс. км оснащена десятками измерительных пунктов и имеет три испытательных района: Гавайские острова, атолл Кваджалейн и атолл Эниветок. Измерительные пункты расположены в районах стартовых позиций на материке, а также на островах Тихого океана Оаху, Мауи, Кантон, Кваджалейн, Гуам и др.

Сектор стрельбы находится в пределах 170° ... 301° . Диапазон наклонов орбит космических аппаратов, запускаемых с этого полигона, от $34^{\circ} 2'$ до 90° (при западном направлении) и от $11^{\circ} 48'$ до 125° (при восточном направлении).

С Западного полигона производятся запуски космических аппаратов, как правило, в направлении против вращения Земли, так как при "стрельбе" на восток трассы полетов проходят над густонаселенными районами США.

Западный испытательный полигон обеспечивает ежегодно до 140 пусков боевых ракет и ракет-носителей и является единственным полигоном в США, который позволяет производить пуски космических аппаратов на орбиты, проходящие через полюсы Земли.

В феврале 1959 г. с Западного испытательного полигона произведен первый запуск космического аппарата ("Дискаверер-1").

Общие расходы на создание полигона оцениваются в 1,5 млрд. дол., а стоимость оборудования превышает 220 млн. дол. На эксплуатацию полигона ежегодно расходуется около 60 млн. дол. Общая численность специалистов полигона превышает 17 тыс. человек, из них 9,6 тыс. – военнослужащие.

Исследовательский центр на острове Уоллопс. Космодром США Уоллопс создан в 1945 г. Научно-исследовательским центром Ленглии – Национальным консультативным комитетом по авиации и является одной из главных научно-испытательных баз НАСА по отработке и запускам исследовательских ракет и малых искусственных спутников Земли, выводимых ракетой-носителем "Скаут".

Расположен частично на восточном побережье штата Виргиния и на острове Уоллопс (37° 50' с. ш. и 75° 30' з. д.) в 260 км от столицы Соединенных Штатов. Полигон в 1974 г. переименован в Центр космических полетов Уоллопс НАСА. Используется в области космических исследований по совместным программам США с Италией, Японией, Канадой, Австралией, Великобританией.

Космодром включает в себя три основных территории: бывшую базу ВВС, зоны на острове Уоллопс и зоны на материке в трех километрах к западу от острова. На основной территории космодрома расположены исследовательские и испытательные службы, конструкторские бюро, центры управления стартовыми комплексами, приема и передачи телеметрической информации, аэродром.

На узкой полосе острова Уоллопс длиной 8 км и шириной 0,8 км размещаются шесть стартовых комплексов, оснащенных всем необходимым оборудованием и сооружениями для сборки, испытаний, пуска ракет-носителей с космическими аппаратами.

На материковой части расположены измерительные пункты, радиолокационный комплекс и летно-экспериментальная база. Остров с материком соединен дамбой с автомобильной дорогой. Трасса полета ракет-носителей проходит в направлении Бермудских островов и оснащена необходимыми измерительными средствами и телеметрическими станциями. Допустимый сектор пуска ограничен углами от 67° до 145°. Космические аппараты выводятся ракетой-носителем "Скаут" на орбиты с наклоном от 37° до 54°. В течение года на космодроме Уоллопс производятся до 400 исследовательских пусков с целью отработки ракет по программам НАСА. Обслуживающий персонал космодрома составляет 500...600 человек.

Морские стартовые комплексы США. Соединенные Штаты, как и многие космические страны, проявляют интерес к созданию морских космических комплексов. Фирма Рован, специализирующаяся на изготовлении морских буровых платформ "Горилла", предложила использовать модификацию платформы в качестве морского стартового комплекса для сверхтяжелых ракет-носителей ALS.

Платформа площадью 3900 кв. м может нести груз до 3000 т. Буксировка такой платформы может осуществляться со скоростью 13...15 км/ч. В районе пуска она крепится тремя опорами (при глубине до 100 м). Стабилизация обеспечивается при высоте морской волны до 2,7 м и скорости ветра до 40 м/с.

Предусматривается, что ракета-носитель ALS будет устанавливаться на стартовую платформу на береговом комплексе базы ВВС Ванденберг. Несколькими буксирами платформа должна отводиться на 5...10 км и устанавливаться на опорах на морском дне. Заправку ракет-носителей планируется осуществлять с барж-заправщиков. После заправки и проверки обслуживающий персонал покидает платформу, а запуск осуществляется дистанционно.

Группа фирм США (совместно с Великобританией) ведет научно-исследовательские работы по созданию морского стартового комплекса вблизи экватора. Это позволит увеличить массу выводимого полезного груза на 15 % по сравнению с запусками тех же ракет-носителей с Восточного испытательного полигона. Рассматривалось восемь островов Тихого океана. Предпочтение было отдано острову Рождества с населением около 350 человек.

Стартовый комплекс планируется создать на борту судна типа супертанкера водоизмещением более 500 тыс. т, длиной более 400 м, оснащенного башней обслуживания высотой до 80 м. Стоимость создания такого судна оценивается в 100 млн. дол. Этот плавучий стартовый комплекс должен обеспечить до 6 пусков в год.

Космодромы Франции. Космические исследования Франции осуществляются широким фронтом в соответствии с национальной программой и в рамках двухсторонних соглашений, а также практически формируют программу Европейского космического агентства (ЕСА). В нем участвуют 10 европейских стран, основные расходы несет Германия – 25,6% и Франция – 21,4%. Франция стала третьей страной, которая собственными средствами в ноябре 1965 г. вывела на околоземную орбиту искусственный спутник Земли. Все работы по исследованию и использованию космического пространства во Франции осуществляются под руководством Национального центра космических исследований. К 1990 г. на работах в области исследования и использования космоса во Франции были заняты примерно 15 тыс. человек.

До 1967 г. Франция для осуществления своей программы использовала космодром Хаммагир, построенный на каменном плато в пустыне Сахара на территории Алжира (31° 40'с.ш. и 2° 15' з. д.).

На космодроме Хаммагир размещено четыре стартовых комплекса для пусков боевых баллистических ракет, отработки систем космической техники и запусков искусственных спутников Земли. Трассы запусков проходили в юго-западном и юго-восточном направлениях. С этого космодрома стартовали первые французские ракеты "Диаман", а 26 ноября 1965 г. выведен на орбиту первый французский ИСЗ "Астрикс-1". С вводом первой очереди космодрома Куру космодром Хаммагир в 1967 г. был закрыт, а все технологическое оборудование стартовых комплексов демонтировано.

Космодром Куру построен в 1968 г. во Французской Гвиане на северо-западном побережье Южной Америки ($5^{\circ} 18' \text{ с. ш.}$ и 53° з. д.). Он занимает прибрежную полосу длиной 60 км и шириной 20 км от г. Куру до г. Синнамари и находится в совместном ведении Франции и ЕСА. Космодром оснащен тремя стартовыми и техническими комплексами, обеспечивающими сборку, испытания и запуски космических аппаратов с помощью ракет-носителей типа "Диаман", "Европа-2", "Ариан".

Постоянный обслуживающий персонал космодрома составляет 600...700 человек, в том числе около 55 % – местное население и примерно 45 % – европейцы.

Первые ступени ракет-носителей, как правило, доставляются на космодром Куру морским путем, а верхние ступени ракет-носителей и космические аппараты – самолетами в аэропорт ближайшего города Кайенна и далее автотранспортом.

Космодром Куру открыт французским правительством для любого государства, желающего производить запуски из этого района. Ежегодный бюджет космодрома составляет 300 млн. франков, треть этих расходов несет Франция, а две трети Европейское космическое агентство.

В 1985 г. был введен второй стартовый комплекс с производительностью до 10 пусков в год под новые модификации ракеты-носителя "Ариан".

Космодромы Японии. Япония стала четвертой страной мира, которая со своего космодрома, своей ракетой-носителем "Ламбда-4S" осуществила в феврале 1970 г. запуск первого искусственного спутника Земли "Осуми". Япония работает в космосе исключительно по национальным программам, которые осуществляются в соответствии с долговременным планом работ под руководством Национального управления по космическим исследованиям и Института исследований в области космоса и аэронавтики Токийского университета. Япония добилась больших успехов в области космонавтики, создав ряд ракет-носителей и спутников Земли (связи, метеорологии, исследований природных ресурсов Земли).

Руководство и координацию работ по космосу в Японии осуществляет Национальное управление по космическим исследованиям. На космос Японии расходует примерно 40 млрд. дол. в год.

Для реализации национальных космических программ в Японии созданы и оснащены современным технологическим и испытательным оборудованием два космодрома – Утиноура и Танегасима и несколько научно-исследовательских центров.

Космодром Утиноура создан в 1963 г. и расположен на побережье Тихого океана ($31^{\circ} 15'$ с. ш. и $131^{\circ} 5'$ в.д., о. Кюсю). Имеет площадь 51 кв. км и располагает двумя стартовыми и техническими комплексами для запуска ракет-носителей "Ламбда-4S" и "Ми". С этого космодрома был запущен первый ИСЗ Японии.

Южнее острова Кюсю находится небольшой островок Танегасима, давший имя второму космодрому Японии ($30^{\circ} 30'$ с. ш. и 131° в.д.).

Космодромы Италии. Итальянская программа космических исследований базируется на использовании ракет-носителей США ("Скаут"), Европейской организации по разработке ракет-носителей ("Европа-1") и Европейского космического агентства ("Ариан").

В 1988 г. было создано Итальянское космическое агентство. Запуски по итальянской космической программе осуществлялись до 1975 г. с уникального плавучего космодрома Сан-Марко, созданного в 1964 г. Первый итальянский искусственный спутник Земли "Сан-Марко-1" был запущен американской ракетой-носителем "Скаут" в декабре 1964 г.

Пусковая платформа "Сан-Марко" с необходимым технологическим оборудованием создана на базе морской буровой платформы и отбуксирована в Индийский океан в залив Формоза в 5 км от побережья Кении ($2^{\circ} 57'$ ю. ш., $40^{\circ} 13'$ в.д.).

Космодромы Индии. Первый ИСЗ Индии "Ариабхата" был запущен советской ракетой-носителем "Космос" в апреле 1975 г. Искусственный спутник Земли "Рохини" Индия вывела на орбиту с помощью ракеты-носителя собственного производства "СЛВ-3" в июле 1980 г.

Космическая программа Индии осуществляется под руководством государственного Департамента по космосу.

В 1971 г. в Индии была разработана программа по исследованию и использованию космоса, изучению природных ресурсов Земли, сбору данных для метеослужб, предусматривающая создание национальных систем спутниковой связи. Принятая программа была выполнена с помощью собственных разработок и использования космических средств других стран.

Для испытаний собственной ракетно-космической техники и запусков космических аппаратов отечественными ракетами-носителями в Индии в 1971 г. был создан космодром Шрихарикота, расположенный на острове в 100 км севернее г. Мадраса ($13^{\circ} 47'$ с. ш. и $80^{\circ} 15'$ в.д.).

Космодром располагает стартовыми и техническими комплексами для подготовки и запуска ракет-носителей типа "СЛВ-3" и "СЛВ-4" и метеорологических ракет, испытательными стендами двигательных установок, заводом по производству ракетных топлив.

Космодромы Китая. Космическая программа Китая осуществляется под руководством Академии космической техники. Космическая программа КНР имеет военную и хозяйственно-прикладную направленность.

Первый свой искусственный спутник Земли "Чайна-1" китайцы вывели на орбиту ракетой-носителем ("Большой поход-1") в апреле 1970 г.

КНР активно использует два космодрома – Шуанчэнцзы и Сичан. Космодром Шуанчэнцзы, расположенный в 1470 км к западу от Пекина в пустыне Гоби в районе г. Чанчэнце (41° с. ш. и 101° з. д.), является первым космодромом КНР. С этого космодрома в 1970 г. стартовал первый ИСЗ Китая, и производились пуски первых баллистических ракет. Космодром оборудован тремя стартовыми комплексами. Пуски ракет-носителей осуществляют в северо-восточном направлении.

Космодром Сичан расположен на юго-западе Китая (28° с. ш. и 102° в.д.) в 1300 км от космодрома Шуанчэнцзы. С космодрома запускают ракеты-носители "CZ-3", выводящие полезный груз на стационарную орбиту.

На космодроме имеется два стартовых комплекса. Вертикальная сборка и проверка ракет производятся непосредственно на старте и занимают примерно 36 суток. Весь цикл сборки, проверки, заправки и подготовки к пуску составляет примерно 60 суток. Расчетная производительность одного старта до 7 пусков в год. Близость космодрома к экватору дает заметный энергетический выигрыш при запусках с него ИСЗ на стационарную орбиту.

Третий космодром КНР расположен примерно в 100 км к югу от Пекина и создан на базе испытательного полигона баллистических ракет. Космодром используется для запусков спутников на полярные орбиты. В 1987 г. с этого космодрома был произведен испытательный пуск межконтинентальной баллистической ракеты CZZ-4.

Четвертый китайский космодром будет построен вблизи города Вэньчан южно-китайской провинции Хайнань (19,6° с. ш.) [3.4]. С космодрома Хайнаня можно будет выводить спутники на низкую, солнечно-синхронную и геостационарную орбиты.

3.5. Основные тенденции развития космодромов

К настоящему времени в мире активно действуют более десяти космодромов. Большинство иностранных космодромов размещено на побережье океанов (США, Франции, Индии, Японии, Великобритании). При таком расположении космодромов трасса активного участка ракеты проходит над океаном, и нет необходимости отчуждать территорию под отделяющиеся части ракеты-носителя. С космодрома, расположенного ближе к экватору, можно выводить на орбиту несколько большую массу полезной нагрузки, чем с космодрома, расположенного в высоких широтах. Намечается тенденция к созданию мобильных космических комплексов (морских, автомобильных, авиационных), обеспечивающих пуски ракет легкого и среднего класса.

Создание космодромов, размещенных близко к экватору, для России решается путем строительства космодромов морского старта или наземного комплекса в Австралии.

ГЛАВА 4. НАЗЕМНЫЕ СРЕДСТВА КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТАМИ И КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

4.1. Общие принципы построения наземного комплекса управления

Под наземным комплексом управления (НКУ) понимают совокупность наземных радиотехнических и вычислительных средств с соответствующим методическим и математическим обеспечением, предназначенных для управления полетом КА и контроля работы его бортовых систем. НКУ функционирует в период орбитального полета КА от момента отделения его от ракеты-носителя до прекращения активного существования. Основные целевые задачи НКУ могут быть сформулированы следующим образом: поддержание орбитальной структуры космической системы, управление и контроль выполнения динамических операций в космосе, управление функционированием бортовой аппаратуры КА, контроль и диагностика ее состояния, взаимодействие с комплексами, обеспечивающими целевое использование КА, а также со стартовым, полигонным измерительным и посадочными комплексами. Кроме того, при управлении пилотируемыми КА в задачи НКУ входит обеспечение телефонно-телеграфной и телевизионной связи между экипажем КА и наземными центрами [4.37].

В соответствии с решаемыми задачами выделяют следующие функциональные составляющие процесса управления КА:

- командно-программное обеспечение;
- навигационно-баллистическое обеспечение;
- информационно-телеметрическое обеспечение.

Командно-программное обеспечение включает:

разработку долгосрочных и оперативных планов работы КА и технических средств НКУ;

формирование и передачу на борт КА командно-программной информации (КПИ) и получение квитанций о ее прохождении;

контроль выполнения программы полета КА по результатам анализа телеметрической и траекторной информации.

Исходными данными для планирования работы КА являются долгосрочная программа полета и заявки потребителей целевой информации, а также результаты текущего контроля работы бортовых систем по данным телеметрических измерений. Управление работой бортовых систем КА на заданном интервале времени реализуется пакетом командно-программных сообщений. Пакет включает как отдельные разовые команды, исполняемые на борту КА по мере их поступления, так и временные программы, записываемые в бортовое запоминающее устройство и обеспечивающие автономное функционирование КА вне зон радиовидимости средствами НКУ.

Навигационно-баллистическое обеспечение (НБО) полета включает следующие основные функциональные операции:

- измерение текущих навигационных параметров (ИТНП) КА;

- определение и прогнозирование параметров орбиты КА по результатам обработки данных ИТНП;
- расчет исходных данных для выполнения коррекции орбиты с целью поддержания заданных параметров или маневров КА с целью перехода с одной орбиты на другую;
- расчет баллистических данных, необходимых для работы средств НКУ и пунктов приема целевой информации с КА: интервалов радиовидимости КА наземными средствами, целеуказаний для наведения антенных систем и др.

Информационно-телеметрическое обеспечение включает следующие функциональные операции:

- прием с борта КА, первичную обработку и регистрацию на наземных пунктах телеметрической (ТМ) информации;
- передачу ТМ-информации в центр управления полетом (ЦУП) и центры обработки;
- обработку ТМ-информации в ЦУПе и представление ее в виде, удобном для последующего анализа;
- анализ ТМ-данных о состоянии и функционировании бортовых систем КА и медицинском состоянии экипажа (для пилотируемых КА).

Телеметрическая информация и результаты траекторных измерений являются исходными данными для оценки качества выполнения заданного технологического цикла управления КА.

Пространственно разнесенная многоуровневая структура НКУ требует четкой организации и координации управления его техническими средствами.

Средства измерительных пунктов на основе исходной технологической информации (рабочие литеры частот бортовой аппаратуры, номера кодов командной информации, баллистические данные об орбите КА и т. п.) осуществляют поиск, захват сигнала с КА при входе его в зону радиовидимости и переход в режим устойчивого сопровождения для проведения информационного обмена и траекторных измерений. По окончании сеансов связи измерительные пункты выдают в ЦУП результаты выполнения программы работы средств измерительного пункта и характеристику качества принятой с КА информации.

Требования к основным характеристикам НКУ. Требования к НКУ определяются целевым назначением управляемых КА, выполняемыми ими на орбите функциями и баллистической структурой орбитальной группировки КА.

Автоматические КА ближнего и среднего космоса, к которым относятся КА для исследования природных ресурсов Земли, геодезии, связи и телевидения, в большинстве своем не требуют при штатной эксплуатации высокой оперативности управления. Программы работы бортовых систем КА могут быть составлены заранее и передаваться на борт КА не чаще одного раза в сутки, а для КА связи и телевидения - одного раза в месяц.

Точность определения и прогнозирования параметров орбиты КА по данным ИТНП средствами НКУ обычно определяется требованиями:

- по обеспечению целеуказаниями радиотехнических средств НКУ для вхождения в связь с КА;
- планированию работы бортовой аппаратуры полезной нагрузки КА;
- временной и географической привязке полученной на борту КА научной и специальной информации.

Требования к точности знания параметров орбиты КА для обеспечения вхождения средств НКУ в связь являются относительно низкими (значительно ниже требований, определяемых целевыми задачами КА), и обычно достаточно точно прогноза вдоль орбиты в несколько десятков километров.

Требования по точности привязки разного рода измерительной или научной информации, получаемой на КА, существенно выше и могут быть выполнены при использовании апостериорных методов обработки данных ИТНП, если при этом не предъявляются специальные требования к оперативности определения параметров орбиты.

Наиболее жесткие требования к навигационно-баллистическому обеспечению управления КА предъявляются в тех случаях, когда необходимо планировать применение целевой аппаратуры КА, которая должна быть наведена в определенную точку пространства, в частности в точку подспутниковой территории Земли, или должна отслеживать какой-либо маршрут на подспутниковой территории.

На основании изложенного при определении требований к НБО полета КА можно взять за основу следующие значения допустимых ошибок прогнозирования движения КА:

- для КА с орбитами $H = 200...300$ км (на сутки):
вдоль орбиты - 50 км;
в боковом направлении - 2 км;
по высоте - 1,5 км;
- для КА с орбитами $H = 700...1000$ км (на 7 суток):
вдоль орбиты - 5...7 км;
в боковом направлении - 1...2 км;
по высоте - 1 км;
- для геостационарных ИСЗ (на 7 суток):
вдоль орбиты - 10 км;
в боковом направлении - 10 км;
по высоте - 10 км.

Максимальные точности определения параметров орбиты требуются для КА навигационных космических систем, так как в данном случае от этого зависит точность навигации их потребителей. Современные навигационные КА отечественной системы ГЛОНАСС или американской GPS, размещенные на орбитах высотой 20 тыс. км, должны обеспечивать точность навигации потребителей на поверхности Земли и в околоземном пространстве по-

рядка десятков метров. Такой же и даже выше должна быть и точность эфемеридного обеспечения указанных систем.

Основные средства НКУ. Все средства НКУ можно подразделить по функциональному признаку на следующие основные группы:

- средства центра управления полетом КА;
- средства информационного обмена с КА;
- средства связи и передачи данных (ССПД) между ЦУПом и другими элементами НКУ, а также между ЦУПом и внешними взаимодействующими комплексами;
- средства системы единого времени.

Информационный обмен между НКУ и КА. Информационный обмен между НКУ и КА осуществляется по радиоканалам командно-измерительной (КИС) и телеметрической (ТМС) систем, радиолиниям обмена с КА целевой информацией, а также по радиоканалам космической системы ретрансляции. Наземные средства приема целевой информации могут не входить в состав НКУ и относиться к специальным комплексам передачи, приема и обработки целевой информации.

Радиолинии КИС используются для передачи на КА КПИ измерений навигационных параметров КА и обобщенного контроля состояния бортовых систем по информации, передаваемой в НКУ по обратному каналу КИС. По радиолинии ТМС передается с КА в НКУ детальная ТМ-информация о состоянии и функционировании бортовых систем КА.

В некоторых случаях в составе НКУ используются совмещенные радиолинии, обеспечивающие одновременную передачу нескольких видов информации, вплоть до единой радиолинии для всех видов информационного обмена между НКУ и КА. Совмещенные радиолинии позволяют свести к минимуму состав требуемой бортовой и наземной аппаратуры. Однако совмещение различных функций в одной радиолинии усложняет приемопередающую аппаратуру и в ряде случаев не позволяет оптимизировать характеристики бортовых и наземных систем.

Центр управления полётами. Главным элементом НКУ является ЦУП, из которого осуществляется круглосуточное автоматизированное управление полетом КА. Анализ задач, решаемых ЦУПом, показывает, что при всем многообразии особенностей управления различными КА организационная структура ЦУПа должна включать следующие элементы:

- командный пункт ЦУПа, обеспечивающий координацию работы всех его секторов, служб и комплексов;
- сектор долгосрочного и оперативного планирования работы КА;
- сектор комплексного анализа состояния и функционирования КА, расчета и формирования КПИ;
- сектор навигационно-баллистического обеспечения управления полетом;
- сектор телеметрического обеспечения управления полетом;
- сектор отображения и предоставления информации;

- сектор сопровождения программно-математического обеспечения (ПМО) комплекса средств автоматизации ЦУПа;
- сектор обеспечения телефонной, телеграфной и телевизионной связи с экипажами пилотируемых космических комплексов;
- служба организации связи и передачи данных НКУ.

В состав технических средств ЦУПа входят вычислительные комплексы с математическим обеспечением для автоматизированного решения задач управления КА, обработки ТМ-информации, НБО, формирования КПИ; узел связи; средства индивидуального и коллективного отображения, документирования и хранения информации.

Средства связи и передачи данных. ССПД НКУ предназначены для обмена данными и обеспечения телефонной, телеграфной, телевизионной и факсимильной связи между элементами НКУ. В состав ССПД входят автоматизированные центры коммутации, модемы, каналообразующая и абонентская аппаратура, кабельные, проводные, волоконно-оптические, радиорелейные и спутниковые каналы связи, средства сопряжения различных подсистем связи.

Система единого времени. Система единого времени (СЕВ) предназначена для временной синхронизации работы всех элементов НКУ. Она включает в себя центральный пункт СЕВ и местные пункты, расположенные в ЦУПе и на всех командно-измерительных пунктах (КИП). Центральный пункт является источником первичных сигналов СЕВ, образуемых на основе высокостабильных хронизаторов. Сигналы центрального пункта СЕВ с помощью средств связи передаются на местные пункты, где они используются для синхронизации местных эталонов частоты. Сигналы последних, в свою очередь, передаются на радиотехнические средства КИПа и осуществляют синхронизацию их работы.

В настоящее время в составе пунктов СЕВ НКУ используются местные эталоны частоты на основе квантовых стандартов с относительной точной нестабильностью $10^{-12} \dots 10^{-13}$.

Командно-измерительные пункты НКУ. Наземная аппаратура радиотехнических систем НКУ, предназначенная для обмена информацией с КА, размещается на командно-измерительных пунктах. В составе НКУ обычно используются несколько КИПов. Они могут быть стационарными или подвижными (располагаться на плавучих судах, автомобилях, самолетах и т. п.). Место размещения КИПа на поверхности Земли существенно зависит от баллистической структуры орбитальной группировки управляемой космической системы, требований к точности НБО и глобальности информационного взаимодействия НКУ с КА.

Условия наблюдения КА с КИПа, прежде всего, определяются высотой его орбиты и траекторией подспутниковой точки на поверхности Земли (трассы орбиты КА) относительно КИПа. С точки зрения обеспечения управления требования к условиям наблюдения КА средствами НКУ определяются необходимостью реализации в сеансах связи технологического цикла управления КА. При штатном полете, как правило, непрерывность и глобальность

информационного взаимодействия КА с НКУ не являются необходимыми. Однако в случае отклонений от программы полета и возникновения нештатных ситуаций (для обеспечения оперативного выхода из них) возможность организации канала связи с КА в любой момент времени является важным фактором повышения надежности управления полетом.

Большинство космических радиолиний работает в диапазоне СВЧ, вследствие чего проведение сеансов связи между КА и КИПом оказывается возможным только в течение времени пребывания КА в зоне его прямой видимости. Зоной радиовидимости КИПа принято считать всю часть околоземного пространства, видимую из КИПа при углах возвышения над местным горизонтом более 7° . В этой зоне обеспечивается устойчивая радиосвязь наземных и бортовых радиосредств и заданная точность траекторных измерений. Однако иногда рассматривают зоны радиовидимости и при углах возвышения менее 7° .

Для диапазона высот орбиты КА от 200 до 1000 км, в пределах которого находятся орбиты большинства КА ближнего космоса, радиусы зон радиовидимости КИПа будут в пределах от 1000 до 3000 км.

Максимальная продолжительность сеанса связи КИПа с низкоорбитальными КА достигает 5... 13 мин в зависимости от высоты орбиты при условии, что трасса полета проходит через точку расположения КИПа. Малая продолжительность сеанса связи КИПа с КА обуславливает существенные трудности в обеспечении глобальности и непрерывности информационного взаимодействия с точки зрения как управления полетом КА, так и передачи и приема целевой информации. Одним из путей решения этой проблемы является многопунктная рассредоточенная структура НКУ, состоящая из совокупности КИПов, разнесенных на поверхности Земли.

На число привлекаемых в состав НКУ КИПов влияют требования к точности, оперативности определения параметров орбиты КА средствами НКУ и требования к интервалам радиовидимости КА для обеспечения передачи КПИ, контроля работы бортовых систем, приема целевой информации, а также радиотелефонной и телевизионной связи с экипажами пилотируемых космических комплексов.

Общие требования к размещению на поверхности Земли КИПов с точки зрения обеспечения наилучших условий связи с низкоорбитальными КА ограниченным составом КИПов:

1) для обеспечения связи с КА на наибольшем числе витков за сутки КИПы должны быть максимально и равномерно разнесены на поверхности Земли по географической долготе;

2) для обеспечения непрерывной связи с КА максимальное разнесение двух соседних КИПов не должно превышать диаметра зоны радиовидимости КИПа;

3) для обеспечения связи каждого КИПа с КА на наибольшем числе витков в сутки географическая широта размещения КИПа должна быть несколько меньше (на 5... 10°) угла наклона плоскости орбиты КА к плоскости экватора.

Из требования 3, в частности, следует, что для каждой орбитальной группировки КА, характеризуемой баллистическим построением с одинаковым углом наклона орбиты, существует своя оптимальная (с точки зрения условий радиосвязи) географическая широта размещения КИПов.

Для КА среднего космоса на высокоэллиптических орбитах (ВЭО) с апогеем до 100 тыс. км и геостационарных КА интервал радиовидимости с наземного КИПа существенно возрастает. Он увеличивается до нескольких часов для КА на ВЭО, и радиовидимость становится круглосуточной для КА на ГСО. С учетом данного условия число КИПов, привлекаемых в состав НКУ для управления указанными КА, может быть сокращено до одного-двух при соответствующем их расположении на поверхности Земли.

Космическая система ретрансляции информации. Увеличение объема и сложности целевых задач, решаемых современными КА, и повышенные требования к надежности управления вызывают необходимость обеспечения непрерывности и глобальности информационного взаимодействия НКУ с КА. Эффективным путем достижения этой цели является использование для обмена информацией с КА космических систем ретрансляции (КСР).

Техническая структура КСР включает два-три спутника-ретранслятора (СР) на геостационарной орбите, одну-две наземные станции (НС) спутниковой связи и абонентскую аппаратуру, установленную на борту обслуживаемых КА.

Три СР на геостационарной орбите с географическими долготами подспутниковых точек, разнесенными на 120° , обеспечивают с перекрытием обзор практически всей земной поверхности (и околоземного космического пространства), за исключением приполярных областей до -80° северной и южной широт. С целью упрощения структуры в системе могут использоваться два рабочих СР при незначительном уменьшении глобальности связи. Информационное взаимодействие НКУ с КА через СР осуществляется по следующей схеме:

- прямой канал: ЦУП - НС - СР - КА;
- обратный канал: КА - СР - НС - ЦУП.

Примером космической системы ретрансляции является введенная в эксплуатацию в начале 1980-х гг. американская система TDSS (Tracking and Data Relay Satellite System), предназначенная для обеспечения почти глобального обслуживания действующих и перспективных низкоорбитальных КА, таких как МТКК Space Shuttle, космическая лаборатория Spacelab. В составе системы используются два рабочих и один резервный геостационарный спутник-ретранслятор. Координаты подспутниковых точек рабочих СР (41° з. д. и 171° з. д.) выбраны из расчета, что их зоны радиовидимости на поверхности Земли перекрываются на территории американского континента таким образом, что с наземной станции на базе Уайт Сэндс в штате Нью-Мексико (США) обеспечивается радиовидимость обоих СР. Для одновременной работы через три СР на станции установлены три комплекта приемно-регистрирующей аппаратуры с антеннами диаметром 18 м. От центров управления НАСА и министерства обороны по каналам связи на наземную станцию

поступают технологическая информация и программа работы, необходимые для организации управления КА через СР. В обратном направлении передается информация, принятая с КА.

Система TDSS обеспечивает глобальность обслуживания низкоорбитальных (высота < 2000 км) КА около 0,9. Для достижения практически полной глобальности необходим дополнительный СР с подспутниковой точкой в Восточном полушарии. Но для работы с ним нужна вторая наземная станция за пределами США (реализовано в 1990-е гг.) или организация межспутниковой связи между СР.

Аналогичная космическая система ретрансляции использовалась в России в составе комплекса управления пилотируемой орбитальной станцией "Мир" и многоразовой космической системой "Буран". Основу системы составляют два геостационарных СР "Луч" с координатами подспутниковых точек 16° з. д. и 95° в. д. и наземная станция спутниковой связи вблизи Москвы в зоне радиовидимости обоих СР, оснащенная двумя комплектами приемно-передающей аппаратуры с антенными системами. В 1990-х гг. орбитальная группировка СР "Луч" прекратила свое существование из-за выработки технического ресурса спутников.

Космические системы ретрансляции обеспечивают обмен с КА и средствами выведения всеми видами информации, необходимой для управления полетом, телеизмерений и связи с экипажем пилотируемых комплексов, а также высокоскоростную (до сотен Мбит/с) передачу цифровой информации от аппаратуры целевого назначения КА.

Недостатком использования КСР является необходимость наличия на КА дополнительных резервов по массе для установки абонентской аппаратуры и бортовых антенн, обеспечивающих требуемые энергетические характеристики радиолиний КА - СР, особенно при неориентированном полете КА.

Особенности построения НКУ КА дальнего космоса. Структурное построение и радиотехнические системы НКУ КА дальнего космоса отличаются рядом существенных особенностей, связанных с большими удалениями и характером движения лунных и межпланетных космических станций.

На удалениях, превышающих сотни тысяч километров, видимое движение КА по небосводу напоминает движение планет: в течение сеанса связи положение КА относительно звезд для наземного наблюдателя практически не меняется. Угловые координаты КА относительно наземной станции изменяются в основном за счет вращения Земли примерно на 15° в час. Изменение радиальной скорости КА в течение сеанса связи, а, следовательно, и доплеровского смещения частоты принимаемого радиосигнала также определяется в основном суточным вращением Земли, и его можно прогнозировать с высокой степенью точности.

По мере удаления КА зоны радиовидимости его с Земли расширяются, достигая в пределе размеров земного полушария, а продолжительность интервалов радиовидимости с одного КИПа может достигать до половины суток. Таким образом, для обеспечения непрерывной круглосуточной связи с дальними КА (ДКА), совершающими полет вблизи плоскости эклиптики,

в составе НКУ достаточно иметь три КИПа, расположенных в экваториальных или средних широтах и разнесенных на поверхности Земли на угол -120° по географической долготе.

Перечисленные обстоятельства позволяют упростить структуру НКУ КА дальнего космоса по сравнению с НКУ околоземных КА, ограничив число КИПов двумя-тремя при обеспечении глобальности связи с ДКА 0,7...1.

Основные трудности при создании и эксплуатации радиотехнических систем дальнего космоса обусловлены большими межпланетными расстояниями до КА и жесткими энергетическими, массовыми и габаритными ограничениями, действующими по отношению к их бортовой аппаратуре. Если для КА ближнего космоса максимальные дальности связи ограничены размерами зон радиовидимости и не превышают 3000 км, то для КА дальнего космоса характерные дальности связи определяются следующими величинами: 380 тыс. км - расстояние от Земли до Луны, $\sim 40...260$ млн. км - до Венеры, $\sim 80...380$ млн. км - до Марса, ~ 6 млрд. км - радиус Солнечной системы.

Для обеспечения требуемых дальностей связи, несмотря на указанные массогабаритные ограничения и значительное усложнение конструкции на ДКА приходится применять остронаправленные параболические антенны достаточно больших размеров. Однако основная роль в повышении энергетики радиолиний КА возлагается на наземные средства, в составе которых применяются громадные антенные системы, мощные передающие устройства и высокочувствительные приемники. Значительный эффект достигается за счет выбора рационального диапазона радиоволн для дальней космической связи, оптимальных методов приема информации, помехоустойчивого кодирования и т. п.

Большая продолжительность полета (до нескольких лет) и ограниченные возможности резервированная всех элементов бортовых систем ДКА вынуждают предъявлять исключительно высокие требования к их надежности и долговечности.

4.2. Средства измерений текущих навигационных параметров космических аппаратов

Средства навигационных измерений, используемые в наземном автоматизированном комплексе управления, предназначены для получения информации о положении и скорости космических аппаратов с целью уточнения элементов орбит и последующего прогнозирования движения КА, а также для обеспечения сличения бортовых и наземных хранителей частоты и времени.

В НАКУ для проведения навигационных измерений применяются радиолинии многофункциональных командно-измерительных систем, а также специализированные средства радио и оптического диапазонов волн.

Навигационные параметры КА определяются по результатам непосредственных измерений информационных параметров КА либо по данным регистрации оптических изображений КА на фоне каталожных звезд. В качестве навигационных параметров используются: дальность (L), псевдодаль-

ность (S), радиальная скорость (\dot{L}), радиальная псевдоскорость (\dot{S}), угловые координаты КА - склонение (δ), прямое восхождение (α), азимут (A), угол места (γ), либо два других угла ($\varepsilon 1$, $\varepsilon 2$) в ортогональных плоскостях, разность дальностей до разнесенных наземных пунктов (косинус угла между направлением на КА и вектором базы двух приемных антенн), разность радиальных скоростей КА относительно разнесенных приемных пунктов (производная по времени от косинуса угла между направлением на КА и вектором базы приемных антенн).

Дальность определяется по групповому запаздыванию импульсного или псевдощумового сигнала либо по фазовому запаздыванию поднесущих частот (в многошкальных системах) [4.40]. Измеряемое запаздывание принимаемого (формируемого на пункте излучения Н1) и опорного (формируемого на приемном пункте Н2) сигналов в общем случае дополнительно включает [4.41] начальное рассогласование шкал собственного времени источника и приемника $\varphi_{H2}(t_0) - \varphi_{H1}(t_0)$, а также набег на интервале наблюдения собственного времени за счет разности действительных значений частот источника ω_{H1} и приемника ω_{H2} и релятивистского смещения

$$\Delta\Psi = \int_{t_0}^t \left\{ [\omega_{H2} - \omega_{H1}(t)] + \omega_{H1}(t) R_{H1}^{H2}(t) \right\} d\tau_{H2}.$$

Скорость релятивистского смещения шкалы времени излучателя относительно шкалы времени приемника в приземной области

$$R_{H1}^{H2} = \frac{1}{2c} \left[r_{H1}(t_{H1}) - r_{H2}(t_{H2}) \right] - \frac{1}{c^2} [\varphi_{H1}(t_{H1}) - \varphi_{H2}(t_{H2})],$$

где: $r_{H1}(t_{H1})$, $\varphi_{H1}(t_{H1})$ и $r_{H2}(t_{H2})$, $\varphi_{H2}(t_{H2})$ — модуль геоцентрической скорости и гравитационный потенциал пункта излучения и пункта приема соответственно, которые могут быть вычислены с требуемой точностью по априорным данным о положении и скорости источника и приемника сигнала.

Неопределенность начального рассогласования и набега шкалы времени источника сигнала относительно шкалы времени приемника

$$\Delta t_{H1H2} = \frac{1}{\omega_{H2}} \left\{ \Psi_{H2}(t_0) - \Psi_{H1}(t_0) - \int_{t_0}^t [\omega_{H1}(t) - \omega_{H2}] d\tau_{H2} \right\}$$

обуславливает получение в случае беззапросных измерений псевдодальности вместо дальности.

Если передающий и приемный пункт совмещены, то $R_{H1}^{H2} = 0$. Если при этом запросный и опорный сигналы формируются от единого генератора, нестабильностью которого за время распространения сигнала можно пренебречь, то $\Delta t_{H1H2} = 0$, т. е. осуществляется измерение суммарной дальности

$$L_c = (\vec{r}_K(t_K) - \vec{r}_{H2}(t_{H2})) + (\vec{r}_K(t_K) - \vec{r}_{H1}(t_{H1})),$$

где: $\vec{r}_{H1}(t_{H1}), \vec{r}_K(t_K), \vec{r}_{H2}(t_{H2})$ — геоцентрические радиусы-векторы передающего пункта, КА и приемного пункта на моменты времени излучения t_{H1} , переизлучения на борту t_K и приема сигнала t_{H2} .

В разностно-дальномерных системах с измерением разности фаз $\Delta\Psi$ принимаемого с КА сигнала на приемных пунктах Г (главном) и В (ведомом):

$$\Delta\Psi = \frac{\omega_\Gamma}{c} \Delta L_{\Gamma B} + \omega_\Gamma \Delta t_{\Gamma B} + \int_{t_0}^t R_\Gamma^B(t) d\tau_\Gamma + \Delta L_{ТИ},$$

где: $\Delta L_{\Gamma B}$ — разность дальностей от КА до пунктов Г и В;

ω_Γ — действительное значение частоты генератора пункта Г;

$\Delta t_{\Gamma B}$ — начальное рассогласование и набег шкалы времени пункта В относительно шкалы времени пункта Г;

R_Γ^B — скорость релятивистского смещения шкалы времени пункта В относительно шкалы времени пункта Г;

$\Delta L_{ТИ}$ — приращение разности дальностей за счет распространения сигнала в тропосфере и ионосфере.

Функция R_Γ^B — может быть вычислена по априорным данным, а величина $\Delta t_{\Gamma B}$ — включена в состав параметров, уточняемых по результатам измерений.

Если пространственное разнесение приемных пунктов мало, так что

$$c \int_{t_0}^t R_\Gamma^B(t) d\tau_\Gamma \leq \delta\Delta L,$$

где: $\delta\Delta L$ — погрешность измерений, и приемные пункты имеют общий эталон частоты и времени, то измеряемая разность псевдодальностей оказывается практически равной разности дальностей.

Для КА среднего и дальнего космоса в случае малобазовой системы навигационный параметр можно представить в виде косинуса угла, образованного направлением на объект и вектором базы приемных пунктов $B_{\Gamma B}$

$$\cos \vartheta = \frac{c}{\omega_\Gamma} \cdot \frac{\Delta\Psi}{B_{\Gamma B}} + \frac{B_{\Gamma B}}{2L_\Gamma} \sin^2 \vartheta,$$

где: второе слагаемое — поправка на сферичность фронта волны — вычисляется по априорным данным.

Определение скоростных параметров движения КА осуществляется по измерениям доплеровского и релятивистского смещения частоты сигнала, излучаемого или когерентно переизлучаемого бортовым приемоответчиком КА. Соотношение связи частоты принимаемого ω_{II} и излучаемого ω_{II} сигналов во внешнем гравитационном поле Земли в первом приближении имеет вид:

$$A_{\Pi/И} = \frac{\omega_{\Pi}}{\omega_{И}} = \frac{1 - R_{И}}{R_{\Pi}} \cdot \frac{dt_{И}}{dt_{\Pi}},$$

где: $R_{И(\Pi)} = 1 + \frac{2\varphi_{И(\Pi)}}{c^2} - \frac{\dot{r}_{И(\Pi)}}{2c}$;

$\dot{r}_{И(\Pi)}$ и $\varphi_{И(\Pi)}$ — модуль геоцентрической скорости и гравитационный потенциал пунктов излучения (и) и приема (п) сигнала;

$\frac{dt_{И}}{dt_{\Pi}}$ — производная, определяется по времени распространения сигнала

от источника к приемнику, выраженному через их координаты.

Беззапросными измерительными системами, имеющими стабильные генераторы частот сигналов, измеряется псевдодальность и псевдоскорость.

В системе беззапросных измерений используется только радиолиния КА (излучатель) - наземный пункт (приемник). В этом случае измеренная на интервале $T_H = \frac{q}{\omega_H}$, где q — коэффициент деления частоты ω_H опорного сигнала, формируемого от генератора наземного пункта, разность частот принятого с КА $\omega_{KH}(t)$ и опорного сигналов

$$N = \int_t^{t+T} [\omega_{KH}(t) - \omega_H] dt_{\Pi}$$

определяет среднее значение функционала

$$\bar{A}_2 = \frac{N}{q} + \frac{m-1}{m} - \frac{\Delta\omega}{\omega_H} \bar{A}_2,$$

где: $\Delta\omega$ — разность действительных частот излучаемого с КА и опорного сигналов,

m — коэффициент деления частоты опорного сигнала при гетеродинировании принимаемого сигнала.

С другой стороны, через значение \bar{A}_2 выражается средняя радиальная скорость КА

$$\bar{L}_2 = \frac{L_2(t+T_H) - L_2(t)}{T_H} = c(1 - \bar{A}_2) - cR_H^K - \Delta\dot{L}_{2ТИ},$$

где: R_H^K — скорость релятивистского смещения шкалы времени КА относительно шкалы времени наземного пункта;

$\Delta\dot{L}_{2ТИ}$ — скорость изменения задержки сигнала в тропосфере и ионосфере.

Выделив неизвестное относительное значение разности частот генераторов КА и наземного пункта $\frac{\Delta\omega}{\omega_H}$, навигационный параметр - радиальная

псевдоскорость $\bar{S}_2 = \bar{L}_2 - c \frac{\Delta\omega}{\omega_H}$, определяется по результатам прямых измерений:

$$\bar{S}_2 = c \left(1 - \frac{N}{q} - \frac{m-1}{m} \right) - cR_H^K - \Delta\dot{L}_{2TH}.$$

В системах измерений радиальной скорости излучаемый передающим пунктом (Н1) сигнал принимается на борту КА (к) и переизлучается с коэффициентом когерентного преобразования частоты ℓ . На приемном пункте (Н2) производится измерение смещения частоты принятого сигнала $\omega_{H2H1}(t)$ относительно запросного ω_{H1} :

$$N = \int_t^{t+T} \left[\omega_{H2H1}(t) - \ell \left(\omega_{H1} - \frac{\omega_{H1}}{m} \right) \right] d\tau_H$$

$$\text{на мерном интервале } T_H = \frac{q}{\omega_{H1}}.$$

Среднее значение отношения принимаемой и излучаемой частот, выраженное через результаты измерений и аппаратурные параметры,

$$\bar{A} = \frac{N}{\ell q} + \frac{m-1}{m} \quad \text{определяет среднюю на интервале } T_H \text{ радиальную скорость}$$

$$\bar{L} = c \frac{1 - \bar{A}}{2} - \Delta L_{TH}, \quad \text{где } \bar{L} = \frac{L_c(t + T_H) - L_c(t)}{2T_H}$$

В системе измерений разностно-скоростных параметров для главного пункта (Г) результаты измерений разности частот принимаемого с борта КА и опорного сигнала на интервале T_Γ по собственному времени этого пункта интерпретируются аналогично системе беззапросных измерений. Для ведомого пункта (В) измерения необходимо редуцировать к собственному времени пункта Г

$$N_B = \int_{t_\partial}^{t_\partial+T_e} [\omega_{KB}(t) - \omega_B] d\tau_H = \int_{t_\partial}^{t_\partial+T_e} [\omega_{KB}(t) - \omega_B] [1 - R_\delta^e(t)] d\tau_\Gamma.$$

Тогда по разности полученных радиальных псевдоскоростей КА относительно пунктов В и Г может быть сформирован навигационный параметр

$$\bar{S}_\Gamma - \bar{S}_B = \bar{L}_\Gamma - \bar{L}_B - c \frac{\omega_B - \omega_\Gamma}{\omega_\Gamma} - cR_\Gamma^B.$$

Для малобазовой системы с общим эталоном частоты $\omega_B = \omega_\Gamma$ $cR_\Gamma^B \angle \delta\Delta\dot{L}$ ($\delta\Delta\dot{L}$ - погрешность измерений). В этом случае непосредственно определяется разность радиальных скоростей, которая может быть пересчитана в производную от косинуса угла, образованного направлением на КА с пункта Г и вектором базы $B_{\Gamma B}$

$$\overline{\cos \theta} = \frac{\overline{L}_Г - \overline{L}_B}{B_{ГВ}}$$

В радиотехнических угломерных системах пеленгационного типа горизонтальные координаты КА - азимут и угол места (либо их функционалы ε_1 и ε_2) снимаются с валов вращения антенны в режиме автосопровождения КА. В квантово-оптических системах положение КА привязывается к системе экваториальных координат, заданных сетью каталожных (опорных) звезд. При этом положение линии визирования КА определяется угловыми датчиками телескопа, откалиброванными по каталожным звездам.

Классификация измерительных средств по точности измерений представлена в табл. 4.1. Состав и класс точности навигационных измерений основных наземных средств ИТНП, применяемых при выведении и орбитальном полете КА, приведены в табл. 4.2.

К системам навигационных измерений предъявляются требования по составу навигационных параметров, точности, дискретности и достоверности измерений. Точностные характеристики задаются для каждого навигационного параметра через допустимую величину сильнокоррелированной (систематической) погрешности и среднее квадратическое отклонение слабокоррелированной погрешности при определенных интервалах осреднения непосредственно измеряемых параметров сигнала. Дискретность определяется шагом выдачи независимых (в смысле шумовых погрешностей) значений навигационных параметров, сформированных по измерениям. Достоверность задается через долю числа получаемых в сеансе навигационных параметров, удовлетворяющих требованиям по точности при отсутствии и наличии организованных помех.

Таблица 4.1
Классификация измерительных средств по точности измерений

Класс точности	Навигационные параметры				
	Дальность, м	Радиальная скорость, псевдоскорость, мм/с	Угловые координаты		Скорость изменения направляющих косинусов, 1/с
			экваториальные	направляющие косинусы	
Значения предельных погрешностей					
Прецизионной точности (ПрТ)	до 1	до 1	до 2 угл. с	до $5 \cdot 10^{-6}$	до $1 \cdot 10^{-8}$
Высокой точности (ВТ)	1...10	1...10	от 2 угл. с до 2 угл. мин.	$(0.5...5) \cdot 10^{-5}$	$10^{-8} \dots 10^{-7}$
Средней точности (СТ)	10...100	10...100	2...5 угл. мин	$(0.5...3) \cdot 10^{-4}$	$10^{-7} \dots 10^{-6}$
Пониженной точности (ПТ)	более 100	более 100	более 5 угл. мин	более $3 \cdot 10^{-4}$	более 10^{-6}

Исходным при определении требований к ИТНП служат необходимые для решения целевых задач космическими аппаратами точности определения по результатам измерений и прогнозирования элементов орбит на заданный интервал времени. Ошибки определения и прогнозирования движения КА зависят от состава и точности ИТНП, структуры измерительного комплекса, программы проведения измерений, а также от погрешностей в модели движения КА (полноте и точности учета гравитационного поля Земли, притяжения Луны и Солнца, вариаций плотности атмосферы и других возмущающих факторов) [4.42], погрешностей геодезической привязки измерительных средств, погрешностей привязки ИТНП к единому времени.

При выборе состава измерений учитывается необходимость обеспечения маневров КА, требуемая оперативность навигационных определений после маневра, высота полета КА и информативность измеряемых навигационных функций для данного класса орбит. При использовании шестипараметрических измерительных систем орбита может быть определена по данным, полученным с одного наземного пункта за короткое время. Вместе с тем, навигационный контроль низкоорбитального КА после его маневра может проводиться с одного пункта по измерениям трех-четырепараметрической системой в разнесенных сеансах в пределах одной зоны видимости КА.

Таблица 4.2

**Состав и класс точности навигационных измерений
основных наземных средств ИТНП**

Тип средства	Диапазон частот	Область применения	Состав ИТНП	Класс точности навигационных измерений			
				ПТ	СТ	ВТ	ПрТ
Импульсная система ИТНП	ДМ	БК	L, A, γ		L, A, γ		
Многопараметрическая система	СМ	БК	$L, \dot{L}, \cos \theta_{1,2}, \cos \theta_{1,2}$			$L, \dot{L}, \cos \theta_{1,2}$	$\cos \theta_{1,2}$
Подсистема ИТНП КИС автоматических КА	ДМ, СМ	БК, СК	$L, \dot{S}, \varepsilon_1, \varepsilon_2$	$\varepsilon_1, \varepsilon_2$	L, \dot{S}		
Подсистема ИТНП КИС КА навигации и связи	СМ	БК, СК	L, \dot{L}			L	i
Подсистема ИТНП КИС пилотируемых КА и РБ	ДМ	БК, СК	L, \dot{L}		L, \dot{L}		
Подсистема ИТНП КИС малых КА	М	БК	\dot{S}	\dot{S}			
Подсистема ИТНП РТК ЦДКС	ДМ, СМ	ДК	L, \dot{L}, \dot{S}		L	\dot{L}, \dot{S}	
Подсистема ИТНП ретрансляционных КИС	ДМ, СМ	БК, СК	L, \dot{L}		L, \dot{L}		
КОС	0,5 мкм	БК, СК	$L, \alpha, \delta, A, \gamma$				$L, \alpha, \delta, A, \gamma$

В таблице 4.2 приняты следующие сокращения:

М, ДМ, С, мкм - метровый, дециметровый, сантиметровойый, микронный диапазоны волн;

ДК, СК, БК - дальний, средний, ближний космос;

ПТ, СТ, ВТ, ПрТ - пониженная, средняя, высокая и прецизионная точности измерений;

ИТНП – измерение текущих навигационных параметров;

КОС – квантово-оптическая система измерений;

ЦДКС – центр дальней космической связи.

Возможность же контроля траектории с разнесенных наземных пунктов в течение 2-3 витков полета КА позволяет решать задачу с использованием одно-двухпараметрических систем.

Для низкоорбитальных КА большую информативность имеют измерения скоростных параметров движения, однако с увеличением высоты орбиты она быстро падает. Информативность измерений дальности остается высокой во всем диапазоне околоземных орбит КА. Угловые измерения представляют существенную ценность при определении параметров орбиты низкоорбитальных КА малопунктовым измерительным комплексом на одном витке полета, а также при однопунктной схеме навигационного контроля геостационарных КА. Для измерительной системы существенным качеством показателем является ее универсальность в смысле применимости при навигационном контроле возможно большего числа типов КА, что в первую очередь следует иметь в виду при задании состава измеряемых параметров (с учетом их реализуемости). Например, для средневысотных КА предпочтительным параметром является дальность. Совмещение режимов измерений дальности и радиальной скорости (псевдоскорости) не приводит к значительному усложнению системы, но позволяет эффективно использовать ее для навигационного контроля геостационарных, средневысотных и низкоорбитальных КА.

Шаг выдачи измерений задается исходя из того, чтобы за время сеанса удовлетворялись условия теоремы Котельникова применительно к воспроизведению навигационной функции по дискретным отсчетам ее значений.

При определении точностных характеристик средств навигационных измерений предварительно оценивается достижимый радиотехническими и квантово-оптическими средствами уровень точности. Затем с использованием аппарата линейной оценки [4.43] либо имитационных моделей определяются составляющие ошибок прогноза движения КА из-за сильнокоррелированных и слабокоррелированных погрешностей измерений при реализуемом уровне точности, составе и дискретности измерений для возможной (или предпочтительной) пространственной структуры измерительного комплекса и программы измерений. Определяются также составляющие ошибок прогноза из-за погрешностей параметров модели движения КА, геодезической привязки измерительных средств и временного обеспечения.

Суммарные погрешности определения параметров движения сопоставляются с допустимыми. Оценивается возможность удовлетворения требованиям по точности контроля движения рассматриваемой совокупности типов КА при заданном уровне знания гео- и астрофизических постоянных, геодезического и временного обеспечения. Выявляется необходимость включения в вектор уточняемых по навигационным измерениям величин отдельных параметров модели движения КА и геодезических данных. Для эффективного определения орбит с расширенным составом уточняемых величин необходимо, чтобы собственный вклад погрешностей навигационных измерений был в 2-3 раза меньше вклада погрешностей априорного значения уточняемых параметров. При расширении вектора уточняемых параметров возрастает влияние слабокоррелированных погрешностей. Целесообразно задавать требования к средним квадратическим отклонениям измерений такими, при которых их вклад в ошибки определения орбит будет в 3-10 раз меньше вклада сильнокоррелированных погрешностей.

Совершенствование средств навигационных измерений НАКУ в ближайшей перспективе будет предусматривать внедрение ретрансляционных подсистем ИТНП высокой точности, беззапросных систем координатных и скоростных измерений, повышение точности дальнометрии КА в радиодиапазоне для космических навигационных систем, снижение ограничений на работу квантово-оптических систем по освещенности и повышение точности лазерной дальнометрии КА на основе дисперсионных методов. Развитие средств навигационного контроля КА в целом будет осуществляться с учетом перспектив использования на космических аппаратах ближнего космоса аппаратуры потребителей космической навигационной системы (типа Глонасс).

4.3. Радиотелеметрические системы

Радиотелеметрические средства (РТМС) предназначаются для сбора преобразования, запоминания и передачи измерительной информации с объектов ракетно-космической и ракетной техники (РКТ и РТ), ее приема, регистрации и выдачи в каналы связи, на средства обработки и отображения.

Физические величины (телеметрируемые параметры), характеризующие состояние и функционирование объектов РКТ и РТ, условно подразделяются на два типа: медленноменяющиеся (ММП) и быстроменяющиеся (БМП) параметры [4.14]. Как правило, БМП отображают вибрационные, виброударные, акустические воздействия на бортовую аппаратуру и конструкцию ракет-носителей (РН), ракет (Р) и разгонных блоков (РБ). ММП (давления, температуры, уровни, расходы и т. д.) измеряют как на космических аппаратах (КА), так и на РН, Р и РБ.

В соответствии с таким разделением телеметрируемых параметров, начиная с середины пятидесятых годов, разрабатывались и последовательно внедрялись в состав бортовых средств измерений на КА, РН и РБ, вводились в эксплуатацию на измерительных пунктах НАКУ и полигонов радиотелеметрические системы типа "Трал" и РТС-9 для измерения ММП и типа БРС-

4 для измерения БМП. Эти системы используются также при подготовке изделий на заводах-изготовителях, технических и стартовых комплексах. Связь бортовых и наземных радиотелеметрических средств на указанных объектах осуществляется по кабелю, а также по радиоканалу.

При выведении объектов на орбиту и их орбитальном полете телеметрическая информация (ТМИ) передается по радиоканалу "объект-наземные средства приема и регистрации". При этом радиоканал может быть автономным ("бортовая РТМС - наземная РТМС") или совмещенным с радиоканалом КИС. Передача ТМИ о ММП в настоящее время осуществляется, в основном, в цифровом (двоичном) виде (аналоговый вид остался только в РТМС типа "Трал"), ТМИ о БМП по радиоканалу РТМС типа БРС-4 передается в аналоговом виде. НАКУ в основном оснащено средствами типа РТС-9 (МА-9 МКТМ-4, МА-9 МКТМ-1, МА-9 МК) и в меньшей степени системами типа "Трал" и БРС-4 (ПРА, ПРА-МК). Полигоны оснащены в основном системами типа БРС-4 и в меньшей степени РТС-9.

К настоящему времени разработана и проходит заводские испытания система ПРС-3 из состава перспективных ИТС "Вершина-2".

Основные ТТХ указанных средств представлены в табл.4.3.

Одним из основных направлений совершенствования является унификация и универсализация по решаемым задачам радиотелеметрических средств, что предопределяет возможность решения комплекса задач информационно-телеметрического обеспечения (ИТО) единым парком информационно-телеметрических средств (ИТС), а, следовательно, существенной экономии материальных ресурсов на разработку, производство, эксплуатацию комплекса РТМС НАКУ и полигонов вследствие сокращения номенклатуры и общего количества средств. Закладываемый в них магистрально-модульный принцип построения обеспечивает возможность их эволюционного развития и совершенствования. К настоящему времени разработаны четыре варианта наземных приемно-регистрирующих систем (НПРС) из набора ИТС "Вершина-2", различных по своим информационным характеристикам. Завершается разработка бортовой телеметрической системы БРТС "Пирит", прием информации от которой будет осуществляться системой ПРС-3.

Характеристики радиотелеметрических средств

№ шп	Наименование характеристик	Радиотелеметрические средства							
		Вершина-2 ПРС-3	РТС-9 МА-9 МКТМ-4	РТС-9 МА-9 МКТМ-1	РТС-9 МА-9 МК	БРС-4 ПРА-МК	БРС-4 ПРА	Трал Трал-К-2Н	
1	Информативность, Кбит/с	1024, 256, 64	512, 256, 128, 64, 32, 8,1	512, 256, 128, 64, 32 8,1	256, 128, 32	1280, 640, 320	640, 320	60 тыс. изм/с	
2	Погрешность измерений, %	0.1...5	1	1	1	1-ММП 5 –БМП	1-ММП 2-ММП	1	
3	Достоверность информации, Р _{ош/сиг.}	10 ⁻⁴	10 ⁻⁴	10 ⁻⁴	10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	
4	Количество измеряемых параметров	2000	2000	2000	1500	72-БМП 2000- ММП	72-БМП 2000- ММП	200	
5	Вид измеряемых параметров	ММП БМП	ММП	ММП	ММП	ММП БМП	ММП БМП	ММП	
6	Вид передачи: аналоговый- А, цифровой-Ц	Ц	Ц	Ц	Ц	Ц, А	Ц, А	А	
7	Мощность бортов. передатчиков, Вт	10,15,40	10, 30	10, 30	10	10, 15,40	10, 15,40	400 в импул.	
8	Чувствительность приемников, Вт	10 ⁻¹³ ...10 ⁻¹⁴	10 ⁻¹² ...10 ⁻¹⁵	10 ⁻¹² ...10 ⁻¹⁵	10 ⁻¹²	10 ⁻¹²	10 ⁻¹²	10 ⁻¹²	
9	Условные диапазоны радиочастот	ДЦ, ДДУ	МП, МП, Д, ДП	МП, МП, Д, ДП	МП, МП, ДП	МП, МП, ДП	МП, МП, ДП	М	
10	Дальность радиосвязи, км	2500	4000	1400	1000	2500	2500	1000	
11	Эффективная площадь приемных антенн, м ²	6; 60	20	2.5; 4	5	6; 60	6; 60	8	

В "Пирите" обеспечивается одновременный сбор, формирование и передача ТМИ о ММП и БМП в цифровом виде, обработка ТМИ на борту объекта с целью сокращения ее избыточности, реализуется принцип пакетной передачи ТМИ, что увеличивает оперативность получения и обработки информации пользователем. Сокращаются масса и габариты БРТС.

Важным направлением совершенствования ИТС является унификация антенных приемных устройств с учетом необходимости освоения в ближайшей перспективе новых (дециметровых, сантиметрового), а в более отдаленной перспективе - миллиметрового и оптического диапазонов радиоволн.

Миниатюризация аппаратуры, снижение ее массы, габаритов и энергопотребления, увеличение надежности во многом будет обеспечиваться внедрением в РТМС новейших достижений микро и оптикоэлектроники, волоконно-световодной техники [4.45].

В плане обеспечения глобальности и оперативности информационно-телеметрического обеспечения ЛИ и ШЭ РКТ возникает комплекс проблем по созданию и включению в контур ИТО спутниковой системы ретрансляции телеметрической информации и результатов ее обработки и анализа. Реализация перечисленных выше направлений совершенствования РТМС позволит существенно повысить эффективность ИТО.

4.4. Системы и средства переговорной и телевизионной связи с экипажами пилотируемых КА

Система централизованной связи с экипажами пилотируемых КА предназначена для обеспечения дуплексной телефонной открытой связи Центра управления полетом с экипажами КА типа "Союз", "Мир" и "Буран" через наземные и корабельные станции радиосвязи в УКВ диапазоне. Система построена по радиально-узловому принципу с центром управления системой в ЦУП и периферийными станциями, расположенными на наземных пунктах НАКУ, измерительных пунктах космодрома и на судах плавучего измерительного комплекса.

Режимы централизованной связи обеспечиваются с использованием наземных и спутниковых каналов связи между ЦУП и периферийными станциями [4.46].

Периферийные станции включают: передающее, приемное, антенное устройства и пульт управления.

Технические характеристики:

- диапазон частот - 120...150 МГц,
- мощность передатчика - 150...250 Вт,
- вид модуляции - частотная,
- количество каналов: 2 - через наземные станции, 1 - через корабельные станции,
- дальность связи - 2000...3000 км.

Основные направления развития предусматривают повышение помехоустойчивости связи за счет [4.47] перехода в диапазон дециметровых волн, использования режимов псевдослучайной перестройки рабочей частоты, перехода с аналоговой на цифровую форму передачи речевых сигналов по каналам связи.

Наземная система телевизионного обеспечения экипажей пилотируемых КА предназначена для обмена телевизионной информацией КА типа "Союз", "Мир" и "Буран" с Центром управления полетом через наземные станции.

Система построена по радиально-узловому принципу с центром управления ТВ системой (ЦУТС), расположенным в центральной ТВ-аппаратной и связанным каналами связи с ТВ средствами ЦУП, приемопередающими станциями, расположенными на наземных пунктах НАКУ и измерительных пунктах космодрома.

Режимы централизованной связи обеспечиваются с использованием наземных и спутниковых широкополосных каналов связи между ЦУТС, приемопередающими (ИП) и приемными (КИП) станциями, а также аппаратуры коммутации и распределения ТВ информации, установленной в ЦУТС [4.48].

В состав наземной ТВ-станции входят: передающее, приемное и антенное устройства, пульт управления и каналобразующая аппаратура.

Технические характеристики станции:

- диапазон частот - 400...450 МГц,
- мощность передатчика - 90 Вт,
- вид модуляции - частотная,
- количество каналов - 1,
- дальность связи - 2000 км,
- вид изображения - цветное (стандарт СЕКАМ).

Основные пути развития системы телевизионного обеспечения направлены на повышение качества принимаемого изображения за счет [4.19]: увеличения энергетического потенциала радиолинии, перехода с аналоговой на цифровую форму передачи ТВ сигналов по каналам связи.

4.5. Командно-измерительные системы

4.5.1. Назначение, технические решения и основные характеристики командно-измерительных систем

4.5.1.1. К истории создания радиотехнических средств управления КА

Первому запуску КА 4 октября 1957 года предшествовали работы по созданию систем, обеспечивающих контроль и управление КА - новым специфическим классом управляемых объектов. 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 автоматизированно-

го комплекса управления (НАКУ). Главным по созданию КИК был определен НИИ-4 Минобороны [4.49].

В 1957 г. на базе института был создан центральный орган управления искусственными спутниками Земли (ИСЗ), а на территории страны появились первые КИП. КИП стали основным местом дислокации НС РСУ КА, в частности, КИС. Далее термины КИС и РСУ КА частично отождествляются (за исключением тех особых случаев, которые будут рассмотрены с дополнительными комментариями).

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 среднего космоса (высоты орбит КА 20 ... 40 тыс. км) 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.

4.5.1.2. Назначение, основные задачи и характеристики радиотехнических средств управления КА

Командно-измерительные системы (КИС) представляют собой информационно-измерительные средства автоматизированной системы управления космическими аппаратами (КА), осуществляющие обмен информации

ей между командно-измерительным пунктом и космическим аппаратом и измерение текущих навигационных параметров космического аппарата.

КИС в процессе подготовки и проведения сеанса управления КА решает следующие задачи [4.36]:

- прием перед сеансом управления технологической, командно-программной и специальной информации, начальных условий движения КА, планов сеансов управления;
- расчет целеуказаний, необходимых для работы с КА, и использование их в соответствующих программных устройствах;
- поиск КА (по направлению и параметрам сигнала) и вхождение в связь;
- управление бортовыми системами КА посредством передачи с кватированием на борт КА разовых команд (РК);
- передача с кватированием на борт КА программной информации для обеспечения функционирования КА вне зоны радиовидимости наземной станции КИС;
- передача на борт КА и прием с борта специальной информации (СИ), определяющей функционирование КА по назначению;
- проведение измерений текущих навигационных параметров (ИТНП), предварительная обработка результатов измерений и выдача их по линиям связи в центры (пункты) управления КА;
- прием, предварительная обработка телеметрической информации (ТМИ) о состоянии бортовых систем и выдача ее по линиям связи в соответствующие системы обработки;
- проведение сверки, фазирования и коррекции бортовой шкалы времени (БШВ).

К настоящему времени разработаны и функционируют КИС непосредственного и ретрансляционного информационного обмена с КА [4.6]. Системы непосредственного информационного обмена обеспечивают управление КА только в зонах прямой радиовидимости. Для оперативной связи с КА вне зоны прямой радиовидимости созданы ретрансляционные системы, обеспечивающие управление КА-абонентами через спутник-ретранслятор (СР) или систему СР.

По дальности действия КИС подразделяются на системы ближнего (0,2...6 тыс. км), среднего (6...60 тыс. км) и дальнего (свыше 60 тыс. км) космоса.

В состав КИС входит наземная станция (НС) и бортовая аппаратура (БА), содержащие в качестве элементов антенные системы, высокочастотные приемо-передающие устройства, низкочастотную аппаратуру приема и передачи (кодирования, декодирования) информации, информационно-вычислительный комплекс, аппаратуру обеспечения безопасности информации в радиолинии, аппаратуру измерения и обработки текущих навигационных параметров КА, устройства обмена данными с взаимодействующими системами (бортовыми и наземными), систему электропитания, аппаратуру системы единого времени.

Кроме того, в НС КИС могут входить управляющий вычислительный комплекс, аппаратура определения собственных координат НС (для перевозимых вариантов исполнения НС), средства сервисного обеспечения. В состав КИС входит также контрольно-проверочная аппаратура.

КИС могут работать в режиме с запоминанием информации и в транзитном режиме. В первом случае информация из ЦУПа поступает в запоминающее устройство КИС заблаговременно перед сеансом связи с КА. Во втором случае информационный обмен между ЦУПом и КА осуществляется с помощью НС КИС, используемой в качестве ретранслятора информации.

Обобщенные тактико-технические характеристики [4.35...4.39]:

1. Скорость передачи командно-программной информации -100...1000 бит/с, скорость передачи ТМИ - 1000...8000 бит/с. В ретрансляционных системах скорость передачи информации обеспечивается на уровне до 128000...256000 бит/с, что связано с необходимостью передачи больших объемов телеметрической и специальной информации.

2. Вероятность ошибки на один бит информации 10^{-3} ... 10^{-6} .

3. Достигнутая к настоящему времени точность ИТНП характеризуется предельными погрешностями:

по дальности - 2...3 м; по радиальной скорости - $(1...2) \cdot 10^{-3}$ м/с.

4. Среднеквадратическая ошибка сверки и фазирования БШВ 0,2 мс.

5. Среднее время наработки на отказ для РЭА 500...5000 час.

6. Время вхождения в связь с КА 10...40 сек.

Особенностями функционирования КИС являются более высокие, чем общепринятые в РЭС других назначений, требования по вероятности доведения информации и необходимость обеспечения управления КА в нештатных и аварийных ситуациях, при потере ориентации КА.

Кроме этого, выбор характеристик радиолиний КИС требует учета большого числа различных факторов. Большие протяженности космических радиолиний и ограниченные возможности бортовых систем обуславливают необходимость использования на наземных станциях остронаправленных антенн, применения маломощных усилителей СВЧ, выбора рационального диапазона рабочих частот, обеспечивающего минимум потерь энергии сигнала при распространении.

Параболические антенные системы НС КИС в зависимости от назначения и дальности радиосвязи имеют следующие размеры (диаметры):

- для управления КА ближнего космоса - 2,5...5,5 м;
- для управления КА среднего космоса - 5...25 м;
- для управления КА дальнего космоса - до 70 м.

Мощности передатчиков НС КИС от 200 Вт до 100 кВт.

Для исключения возможности стороннего вмешательства в процесс управления КА в КИС применяется помехоустойчивое кодирование и аппаратура аутентификации. Используемые в современных КИС широкополосные шумоподобные сигналы с полосой от единиц до десятков МГц обладают высокими характеристиками помехоустойчивости и обеспечивают

функционирование радиоканалов в условиях помех, превосходящих на 20...30 дБ уровень сигнала.

Выбор диапазона частот радиолиний КИС [32, 33] определяется условиями распространения и поглощения радиоволн в атмосфере, уровнем шумов на входе приемной системы, дисперсией радиоволн в ионосфере, электромагнитной совместимостью спутниковых систем радиосвязи с наземными РЭС, габаритно-массовыми параметрами и характеристиками надежности элементов приемопередающей аппаратуры.

В соответствии с целевым назначением командно-измерительные системы могут быть представлены следующими классами:

1. КИС дальнего космоса, обеспечивающие управление лунными и межпланетными КА;
2. КИС, обеспечивающие управление КА пилотируемых программ;
3. КИС, обеспечивающие управление автоматическими КА ближнего и среднего космоса;
4. КИС служебного обслуживания УКВ-диапазона, обеспечивающие управление малыми и простыми КА ближнего космоса.
5. КИС дальнего космоса имеют следующие характеристики [4.7, 4.8, 4.9]:

- мощность передатчика - от 10 до 100 кВт;
- коэффициент усиления антенны - более 50 дБ;
- диапазон частот - L, S, X;
- предельные погрешности измерений дальности КА 10..100 м, радиальной скорости - 1...10 мм/с;
- скорость передачи командно-программной информации - 1 команда в 10...30 сек;
- скорость приема информации - 1000...130000 бит/с;
- вид сигнала - непрерывный;
- вид модуляции - АМ и ФМ;
- шумовая температура приемника ~ 15 °К.

КИС пилотируемых программ обеспечивают управление пилотируемыми КА, транспортными кораблями обслуживания, долговременными орбитальными станциями и разгонными блоками в непосредственном и ретрансляционном режимах. КИС непосредственного управления имеет следующие характеристики [4.12, 4.38, 4.39]:

- дальность действия - до 40000 км;
- мощность передатчика - от 1 до 10 кВт;
- коэффициент усиления антенны ~ 32 дБ;
- диапазон частот - L;
- предельные погрешности измерений дальности 50 м;
- предельные погрешности измерений радиальной скорости 1 см/с;
- темп выдачи команд - 1 команда за 2 сек;
- скорость приема ТМИ - 3200 и 25600 бит/с;

- в режиме с временным уплотнением в структуре единых цифровых потоков обеспечивается передача информации на борт КА со скоростью до 128000 бит/с и прием информации с борта КА со скоростью до 256000 бит/с;

- вид сигнала - непрерывный широкополосный;
- вид модуляции - КИМ и ФМн;
- шумовая температура приемника ~ 240 °К.

КИС ретрансляционного управления имеет следующие характеристики:

- дальность действия - до 40000 км;
- мощность передатчика - от 0,2 до 2 кВт;
- коэффициент усиления антенны ~ 64 дБ;
- диапазон частот - Ки;
- предельные погрешности измерений дальности - 50 м;
- предельные погрешности измерений радиальной скорости - 3 см/с;
- скорость передачи информации на КА - до 128000 бит/с, с КА - до

256000 бит/с;

- вид сигнала - непрерывный широкополосный;
- вид модуляции - КИМ - ФМн;
- шумовая температура приемника ~ 90 °К.

КИС управления автоматическими КА ближнего и среднего космоса обеспечивают управление наиболее многочисленной орбитальной группировкой КА различного назначения.

КИС ближнего космоса имеет следующие характеристики [4.12, 4.38, 4.39]:

- дальность действия - до 6000 км;
- мощность передатчика - 0,2...1 кВт;
- коэффициент усиления антенны ~ 47 дБ;
- диапазон частот - С;
- предельные погрешности измерений дальности - 10...15 м;
- предельные погрешности измерений радиальной скорости - 3...6 см/с;
- скорость передачи информации на борт КА - 230 бит/с, с борта КА -

375 бит/с;

- вид сигнала - непрерывный широкополосный;
- вид модуляции - ФМн;
- шумовая температура приемника ~ 240 °К.
- КИС среднего космоса имеет следующие характеристики:

- дальность действий - до 50000 км;
- мощность передатчика - 0,2...5 кВт;
- коэффициент усиления антенны ~ 54 дБ;
- диапазон частот - С;
- ошибки измерений по дальности - 1...3 м;
- ошибки измерений по радиальной скорости - 1...2 мм/с;
- скорость передачи командно-программной информации - 100 и

1000 бит/с;

- скорость приема ТМИ - 1000 и 8000 бит/с;
- вид сигнала - непрерывный широкополосный;
- вид модуляции - КИМ - ЧМн - ФМн, ФМн;
- шумовая температура приемника ~ 170 °К.

КИС служебного обслуживания обеспечивает управление малыми КА, не требующими сложных технологических операций управления. Она имеет следующие характеристики:

- дальность действия - до 6000 км;
- мощность передатчика - 250 Вт;
- коэффициент усиления антенны ~ 10 дБ;
- диапазон частот - УКВ;
- ошибки измерения радиальной псевдоскорости ~ 5 см/с;
- скорость передачи информации - до 50 бит/с;
- вид сигнала - непрерывный широкополосный;
- вид модуляции - КИМ - ЧМн - АМ.

Основные направления развития КИС предполагают [4.34...4.39]:

- повышение устойчивости функционирования КИС в условиях мешающих воздействий за счет создания мобильных систем с комплексами защиты;
- обеспечение высокой оперативности управления КА путем внедрения сетевых методов управления КА и повышения скорости обмена информацией;
- совершенствование эксплуатационно-технических характеристик КИС, прежде всего, надежности, характеристик автоматизации и др.;
- снижение массогабаритных характеристик бортовой и наземной (в подвижном исполнении) аппаратуры КИС;
- унификацию, сокращение номенклатуры КИС.

4.5.1.3. Основные технические решения, реализованные в процессе развития радиотехнических средств управления КА

В основу сигнального совмещения каналов передачи информации и каналов измерения дальности и скорости КА, начиная с 60-х годов, была положена *теория шумоподобных сигналов* (ШПС) или широкополосных шумоподобных сигналов (ШШС), на первом этапе развития реализованных в КИС для устранения неоднозначности измерения дальности до КА, на последующих этапах (второе поколение КИС и далее) - для достижения потенциальной эффективности совмещенных радиолиний.

В связи с многообразием задач, решаемых космическими аппаратами, и используемых типов орбит одновременно с совершенствованием аппаратных комплексов развивались *методы обоснования тактико-технических требований* (ТТТ) к КИС.

Разработка ТТТ к КИС проводилась и проводится в настоящее время по следующей схеме:

- прогноз состава орбитальной группировки КА на обозримую перспективу, включающую этапы жизненного цикла проектируемой КИС, предназначенной для управления этими КА;
- определение требований к управлению каждым КА (системой КА) перспективной орбитальной группировки (ОГ), осуществляемому проектируемой КИС;
- определение (прогнозирование) характеристик сопряжения КИС с взаимодействующими системами и условий функционирования КИС;
- синтез требований к КИС как системе массового обслуживания КА прогнозируемой ОГ, удовлетворяющих соответствующим требованиям всех потребителей системы и условиям ее функционирования;
- обоснование основных тактико-технических характеристик (ТТХ) КИС, обеспечивающих выполнение (реализуемость) требований, предъявляемых с различных иерархических уровней систем управления КА и исходя из условий функционирования КИС.

Весь комплекс задач по созданию КИС (как и других технических систем), очевидно, должен решаться с позиций *критериального подхода* «эффективность - стоимость (время)», предусматривающего постановки задач обеспечения заданных требований (эффективности) при минимуме затрат (финансовых, временных и др.). В той или иной степени принцип «эффективность-стоимость» в истории развития отечественных КИС реализовывался, однако особую актуальность по известным причинам он приобрел в последнее время.

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 ближнего космоса с дальностью действия 150 ... 6000 км (длительное существование КА с высотами орбит менее 150 км исключается из-за значительного тормозящего воздействия атмосферы Земли);
- системы среднего космоса с дальностью действия до 60 тыс. км;
- системы дальнего космоса с дальностью действия свыше 60 тыс. км (на предельных дальностях обеспечивающие управление межпланетными КА).

Системы управления КА дальнего космоса являются в своем роде уникальными по ряду достигнутых характеристик, наличия в их составе больших радиотелескопов, имеющих национальное значение и способных решать как задачи управления КА, так и ряд специальных астрофизических и других задач. Эти системы ввиду специфики, существенных отличий от КИС массового управления КА ближнего и среднего космоса здесь не рассматриваются.

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. По мнению специалистов, создание КИС с

дальностью действия 150...60000 км для управления КА различного назначения существенных технических проблем не вызывает.

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 КА на орбиту, в нештатных 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 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, связанной информации. Варианты совмещения в одной радиолинии информации управления КА и целевой информации представлены рядом созданных специальных ретрансляционных систем.

Оптимальное соотношение в одном унифицированном аппаратурном комплексе функций традиционных КИС и функций других информационных систем в общем случае не определено и для каждой конкретной разработки требует отдельного решения.

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 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 управ-

ления 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 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 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, в том числе в интересах обороны страны. Поэтому специфической проблемой, решаемой на протяжении всех этапов развития таких РСУ, является проблема обеспечения их *помехозащищенности* (ПМЗ). Начиная с 70-х годов, решались вопросы и защищенности группировок РСУ в более широком смысле 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).

Дополнительные требования по устойчивости РСУ КА существенным образом изменили их облик. Появился класс специальных подвижных наземных (ПН) КИС и других взаимодействующих с ПН КИС систем, объединенных в ПН КИП. Задача скрытия местоположения ПН КИП от технических средств разведки (в плане обеспечения его устойчивости) вошла в противоречие с традиционной уже задачей обеспечения ПМЗ составляющих его си-

стем, достигаемой, при прочих равных условиях, путем увеличения габаритов антенн и мощностей передатчиков НС. Компромиссное решение в зависимости от уровня требований и условий функционирования систем определяется рациональным выбором ряда технических характеристик и организационных мер по применению ПН КИП.

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 приемо-передающими 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 вероятнее сохранятся на длительную перспективу или изменятся несущественно, оставаясь в области сантиметровых длин волн. В радиолиниях «КА-КА» возможны большие изменения.

Определяя перспективу, следует также отметить существующее мнение о том, что КИС как класс систем может быть заменен при управлении современными КА другими системами. В первую очередь, предлагаются варианты управления КА по целевым радиолиниям. Такие управляющие средства в настоящее время функционируют для КА связи, например, и могут развиваться в дальнейшем как системы, частично совмещающие функции КИС при выполнении основных задач, определяемых целевым назначением радиолиний.

Однако, несмотря на введение режимов управления КА по целевым радиолиниям, на таких КА, тем не менее, устанавливается БА традиционных КИС, обеспечивающая управление в неориентированном полете КА, в нестандартных ситуациях, при проведении прецизионных ИТНП, при функционировании в помехозащищенных режимах и др. Управление по целевым радиолиниям является при этом дублирующим по отношению к некоторым функциям КИС с целью повышения оперативности вмешательства в работу конкретной целевой аппаратуры. Целевые радиолинии принципиально неработоспособны в ряде режимов КИС. Кроме того, существуют КА, не имеющие целевых радиолиний.

При более широкой интеграции КИС с вычислительными комплексами центров управления КА, телеметрическими, связными системами, системами приема и обработки целевой информации, возможно, изменятся наименования интегрированных систем (что не столь важно). Однако функциональные задачи традиционных КИС должны быть перенесены и на эти объекты.

4.5.1.4. Автоматизированная система управления космическими аппаратами

Автоматизированная система управления (АСУ) КА предназначена для обеспечения функционирования КА по целевому назначению с учетом программы полета КА и состояния его бортовых систем. АСУ КА включает наземный комплекс управления (НКУ) и бортовой комплекс управления (БКУ) КА, взаимодействующие друг с другом.

На рис. 4.1 представлена типовая схема взаимодействия основных средств АСУ КА.

В соответствии с [4.14] АСУ КА определяется как «совокупность наземных и бортовых средств с необходимым информационным и математическим обеспечением», предназначенная для управления КА. НКУ включает информационно-измерительные системы и средства связи, выделяемые из состава НАКУ для выполнения операций управления конкретным КА (системой КА).

НАКУ КА представляет собой совокупность КИП, центров и других объектов, включающих различные наземные средства управления всей ОГ КА (НС КИС, приеморегистрирующие телеметрические станции, вычислительные средства центров управления КА, средства связи и передачи данных, средства автоматизации, средства системы единого времени и др.). В НАКУ обеспечивается планирование и координация работы средств различных АСУ КА.

Под КИП в этом определении понимается локальная группировка средств НАКУ, сосредоточенная в определенном регионе (пункте) и включающая наряду с другими средствами НС КИС, которые осуществляют обмен информацией с КА и с центрами управления (ЦУ) КА. КИП в своем развитии назывались по-разному, в последнее время они получили название отдельных командно-измерительных комплексов (ОКИК).

Командно-измерительная система в соответствии с ГОСТ 23225-78 определяется как «совокупность средств АСУ КА, осуществляющих обмен информацией между КИП и КА и ИТНП КА для обеспечения управления этим аппаратом».

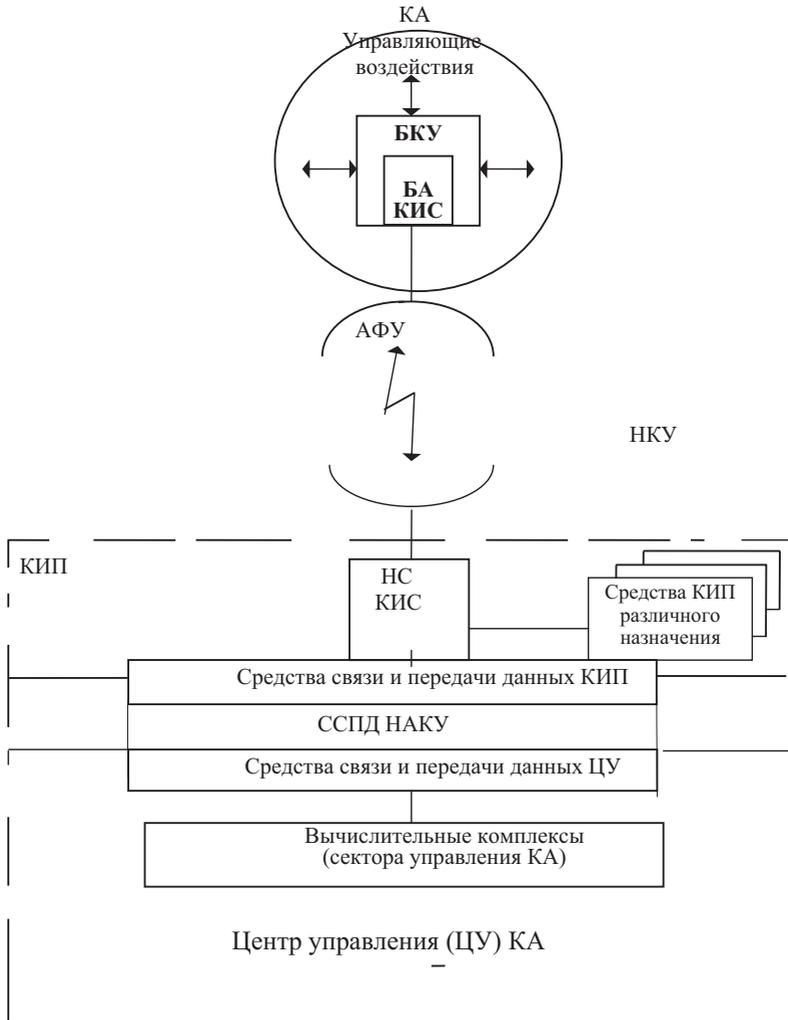


Рис. 4.1. Типовая схема взаимодействия основных средств АСУ КА

В [4.14] приведено определение КИС, детализирующее определение ГОСТ 23225-78: «Командно-измерительная система - радиотехническое средство НАКУ в совокупности с бортовой аппаратурой КА, предназначенное для измерения параметров движения КА, приема и передачи различных видов информации, формирования и передачи на КА команд и программ управления, стандартных частот и сигналов времени для синхронизации работы БКУ».

КИС являются основными радиотехническими средствами управления КА. В состав КИС входит НС и БА. НС КИС включается в состав НКУ

КА, БА КИС - в состав БКУ КА. Антенно-фидерные устройства (АФУ), функционирующие с БА КИС, включаются в состав КА. Наземное АФУ входит в состав НС КИС. Такое разделение аппаратурных комплексов условно, но сохраняется на протяжении многих лет.

НС КИС взаимодействует с ЦУ КА через систему связи и передачи данных (ССПД) НАКУ КА, за исключением одно-пунктного построения НКУ.

Приведенные определения КИС (как и любые другие) не являются совершенными. Более того, они отчасти противоречивы (в первом случае КИС - совокупность средств АСУ КА, во втором - радиотехническое средство НАКУ в совокупности с бортовой аппаратурой КА)

Согласно современным взглядам КИС могут входить в различные технические формирования, как оговоренные в приведенных определениях, так и в другие: автоматизированные системы специальной связи и управления; системы радионаблюдения за различными космическими объектами; системы передачи специальной информации; системы передачи телеизмерений с КА, ракет, разгонных блоков (РБ). Соответственно НС КИС могут размещаться не только на КИП НАКУ. Кроме того, аппаратурные комплексы КИС и КИП могут быть как наземными, так и морскими, воздушными. Можно ожидать создания и космических КИП.

Определения КИС должны учитывать тенденции их развития как систем, совмещающих в себе различные функциональные задачи. Поскольку эти тенденции сами по себе формулируются нечетко, то однозначного определения КИС, удовлетворяющего всем возможным модификациям подобных систем, по-видимому, дать нельзя.

Традиционно КИС рассматривается как система, обеспечивающая обмен с КА информацией управления КА. В ходе унифицированного развития КИС перечень функциональных задач их расширялся, включая передачу связанных сообщений, телевизионных сигналов, передачу с КА специальных сигналов оповещения и др. Однако, объединять в понятие КИС и, соответственно, унифицировать все космические радиолинии, в том числе не связанные с функцией управления КА, в общем случае нецелесообразно по той причине, что такая многофункциональная система не может быть одинаково хороша для всевозможных решаемых задач и всех условий функционирования. Поэтому появились специальные средства связи; автономные средства приема телеметрической и целевой информации с КА; различные радиотехнические, оптические, квантово-оптические измерительные средства; средства телевидения и связи с пилотируемыми КА и др., которые не относят к КИС.

Условность такой классификации очевидна хотя бы потому, что значительная часть названных средств является средствами обмена информацией с КА и предназначена, как и традиционные КИС для обеспечения выполнения функций управления КА.

Ряд авторов не относят к КИС не только названные специализированные системы, но и несовмещенные по функциям командные и измерительные системы, в совокупности выполняющие задачи КИС, поскольку эти системы имеют отличную от КИС специфику построения и развития. С появлением

совмещенных КИС автономные командные и измерительные системы не ушли в историю, а продолжают развиваться. Более того, в настоящее время наблюдается тенденция к разделению в новых системах функций обмена информацией и функций ИТНП, что обусловлено появлением космических навигационных систем (КНС) типа ГЛОНАСС, NAVSTAR, обеспечивающих, в частности, задачи ИТНП космических объектов, а также соответствующим сокращением доли сеансов ИТНП в технологиях управления КА с помощью КИС.

Таким образом, наряду с совмещением, интеграцией функций в одной системе идет процесс и дезинтеграции. Поэтому при создании перспективных КИС в каждой конкретной ситуации необходимо осуществлять поиск базовых конструкций во всем многообразии прототипов, модификаций создаваемых систем, в комплексе ведущих к разумной унификации, то есть к экономии затрат. Множество систем, близких к классу КИС, по-видимому, не должно ограничиваться только системами обмена информацией с КА. Процесс интеграции на основе совмещенных технологий, очевидно, распространится на все средства АСУ КА.

Управление КА реализуется путем выполнения операций командно-программного обеспечения (КПО), информационно-телеметрического обеспечения (ИТО) и навигационно-баллистического обеспечения (НБО), включающих также частотно-временное обеспечение.

4.5.2. Основные характеристики сигналов радиотехнических средств управления космическими аппаратами

4.5.2.1. Основные требования, определяющие выбор сигналов командно-измерительных систем

Сигналы представляют собой электромагнитные колебания, содержащие кодированную информацию.

Сигнал КИС, его характеристики, способы кодирования информации определяются разработчиком на основе сформулированных ТТТ. В прямом виде требования к сигналу (его структуре) в тактико-техническом задании (ТТЗ) на создание КИС могут не задаваться, за исключением некоторых его характеристик.

К основным ТТТ, определяющим выбор сигнала КИС, относятся:

- допустимые уровни погрешностей измерения дальности и радиальной скорости движения КА относительно измерительного пункта;
- требования к характеристикам канала передачи информации (скорость передачи информации, вероятность правильного приема сообщений);
- требования к помехозащищенности радиолиний, к имитозащите информации;
- требования к характеристикам режима вхождения в связь.

При выборе сигналов КИС предполагается, что каналы измерений дальности и радиальной скорости и каналы передачи информации должны работать как раздельно во времени, так и одновременно.

Режим одновременного функционирования всех каналов определяет задачу выбора сигнала КИС как задачу нахождения компромиссного решения при заданных противоречивых требованиях.

Противоречивость следует, прежде всего, из физической сущности явлений, происходящих при одновременном измерении зависимых координатных и скоростных параметров.

4.5.2.2. Выбор сигнала для измерения дальности и радиальной скорости космического аппарата

Методы измерения координат (дальности) основаны на определении временной задержки (разности фаз) сигнала, проходящего измеряемое расстояние с известной скоростью, относительно опорного. Например, при запросном методе измерения дальности R до КА относительно НС КИС измеряемая временная задержка Δt определяется выражением:

$$\Delta t = \frac{2R}{C}, \quad (4.1)$$

где: C - скорость распространения радиоволн, откуда

$$R = \frac{1}{2} C \Delta t. \quad (4.2)$$

При прочих равных условиях точность и однозначность измерения дальности определяется точностью и однозначностью измерения временного интервала Δt (разности фаз $\Delta \varphi$ при фазовом методе измерений). Можно предположить, что время между запросным и задержанным сигнальным импульсом измеряется тем лучше, чем круче фронт и меньше длительность импульса, в спектральной области - чем шире спектр сигнала.

В том же примере при движении КА относительно измерительного пункта с радиальной скоростью \dot{R} текущая дальность $R(t)$ определяется выражением:

$$R(t) = R_0 + \dot{R}_0 t, \quad (4.3)$$

где: R_0, \dot{R}_0 - соответственно дальность и радиальная скорость в некоторый момент времени $t=0$. Фаза принятого измерительным пунктом сигнала с учетом (4.1) принимает вид:

$$\varphi(t) = \omega_0 \left[t - \frac{2}{C} (R_0 + \dot{R}_0 t) \right] - \varphi_0, \quad (4.4)$$

где: ω_0, φ_0 - соответственно круговая частота колебаний и начальная фаза в момент времени $t=0$.

Продифференцировав выражение (5.4) по времени, получим:

$$\omega = \omega_0 \left[1 - \frac{2\dot{R}_0}{C} \right], \quad (4.5)$$

откуда следует:

$$\dot{R}_0 = \frac{1}{2} C \frac{\Delta\omega}{\omega_0}, \quad (4.6)$$

где: $\Delta\omega = \omega_0 - \omega$ т. е. при прочих равных условиях точность и однозначность измерения радиальной скорости определяется точностью и однозначностью измерения частотного сдвига (частоты Доплера) принимаемого сигнала относительно опорного. Можно предположить, что частотный сдвиг измеряется тем лучше, чем уже спектр сигнала.

Для КИС, обеспечивающей прецизионные измерения R, \dot{R}_0 противоречие относительно спектра сигнала может быть разрешено путем выбора соответствующей структуры сигнала и метода измерений.

Кратко, для понимания сути явлений, воспроизведем математическую трактовку процессов измерения координатных и скоростных параметров движения КА и оценки их характеристик (представляется логическая схема и основные результаты; подробное изложение приведено, например, в [4.12]).

В основе оценки на фоне шумов таких неэнергетических параметров сигнала, как временная задержка и частотное смещение, лежит статистическое (байесовское) решение, гарантирующее минимум потерь или минимум среднего риска.

Если функцию потерь рассматривать в виде

$$r(v, v^*) = M(v - v^*), \quad (4.7)$$

где: v - измеряемый параметр;

v^* - оценка измеряемого параметра;

$M(\cdot)$ - математическое ожидание.

Критерием оценки v^* может быть минимум среднеквадратического отклонения оценки.

При наличии флюктуационных помех, близких к белому шуму, и большом отношении сигнал/шум

$$\frac{\mathcal{E}}{N_0} \gg 1, \quad (4.8)$$

где: \mathcal{E} - энергия сигнала на интервале измерения $[0, T]$,

N_0 - спектральная плотность шума, обобщенный байесовский подход вырождается в метод максимального правдоподобия.

Согласно методу максимального правдоподобия оптимальный приемник, обеспечивающий минимум дисперсии ошибки измеряемого параметра, в качестве оценки этого параметра определяет величину v^* , соответствующую максимуму отношения правдоподобия:

$$l(u_{1, \dots, u_n}) = \frac{w_s(u_{1, \dots, u_n} / v)}{w_0(u_{1, \dots, u_n})}, \quad (4.9)$$

где: $\bar{u}_n = (u_{1, \dots, u_n})$ - выборка отсчетов напряжения на входе приемника на интервале измерения;

W_s - плотность вероятности наблюдаемой реализации \bar{u}_n параметра v ;
 W_o - плотность вероятности наблюдаемой реализации при отсутствии сигнала.

При сформулированных условиях отношение правдоподобия достигает максимума, когда максимальна величина

$$Z(v) = \frac{1}{2} \left| \int_{-\infty}^{\infty} S(v, t) U^*(t) dt \right|, \quad (4.10)$$

где: $S(v, t)$ - комплексная огибающая сигнала $s(v, t)$, с которым согласован фильтр оптимального приемника;

$U^*(t)$ - комплексно сопряженная величина с огибающей напряжения $u(t)$ поступающего на вход фильтра;

$$u(t) = \frac{1}{2} \left[U(t) e^{j\omega t} + U^*(t) e^{-j\omega t} \right]. \quad (4.11)$$

Можно показать, что дисперсия ошибок измерения параметра при оптимальном приеме определяется по формуле:

$$\sigma_v^2 = - \frac{1}{\frac{2}{N_0} \psi''(v_0)}, \quad (4.12)$$

где: v_0 - истинное значение измеряемого параметра,

$\psi''v = \frac{Z_S(v)}{\mathfrak{E}}$, $Z_S(v)$ - автокорреляционная функция огибающей сигнала по измеряемому параметру v .

Исследуя нормированную автокорреляционную функцию сигнала при сдвиге огибающей сигнала по времени, можно получить выражение для дисперсии ошибки измерения времени запаздывания:

$$\sigma_v^2 = - \frac{1}{4\pi^2 \frac{2}{N_0} \Delta f_{ck}^2}, \quad (4.13)$$

где:

$$\Delta f_{ck}^2 = \frac{\int_{-\infty}^{\infty} f^2 |S(f)|^2 df}{\int_{-\infty}^{\infty} |S(f)|^2 df}. \quad (4.14)$$

среднеквадратическое значение ширины спектра сигнала, f - частота, $S(f)$ - частотный спектр сигнала. Для сигнала с равномерным спектром

$$\Delta f_{ck}^2 \approx 0,3 \Delta f^2, \quad (4.15)$$

где: Δf - физическая ширина спектра сигнала.

Можно показать, что потенциальную точность измерения дальности обеспечивает сигнал, состоящий из двух гармоник одинаковой энергии, разделенных интервалом Δf , для которого

$$\sigma_{\tau \min}^2 = \frac{1}{\pi^2 \frac{2_{\vartheta}}{N_0} \Delta f^2} . \quad (4.16)$$

Для других видов сигнала может быть введен коэффициент формы сигнала K_R :

$$K_R = \frac{|\sigma_{\tau}|_{\min}}{\sigma_{\tau}} < 1 . \quad (4.17)$$

В частности, для сигнала с равномерным спектром на интервале $\Delta f K_R \approx 0,58$, т. е. такой сигнал близок к оптимальному по точности.

Аналогично могут быть получены соотношения для дисперсии ошибки измерения частотного сдвига:

$$\sigma_F^2 = - \frac{1}{4\pi^2 \frac{2_{\vartheta}}{N_0} \Delta t_{ck}^2} , \quad (4.18)$$

где:

$$\Delta t_{ck}^2 = \frac{\int_{-\infty}^{\infty} t^2 |S(t)|^2 dt}{\int_{-\infty}^{\infty} |S(t)|^2 dt} . \quad (4.19)$$

среднеквадратическая длительность сигнала.

Можно показать, что потенциальную точность измерения доплеровского сдвига обеспечивает сигнал в виде двух коротких высокочастотных импульсов с интервалом T между ними, причем энергия такого сигнала делится поровну между импульсами:

$$\sigma_F^2 = - \frac{1}{4\pi^2 \frac{2_{\vartheta}}{N_0} \Delta T^2} . \quad (4.20)$$

Для других видов сигналов также может быть введен коэффициент формы сигнала K_v :

$$K_v = \frac{|\sigma_F|_{\min}}{\sigma_F} < 1 . \quad (4.21)$$

В частности, для синусоидального сигнала с постоянной амплитудой на интервале T коэффициент формы равен 0,58, т. е. такой сигнал близок к оптимальному по точности.

Существенным недостатком сигналов оптимальной формы, обеспечивающих $\sigma_{\tau \min}^2$ и $\sigma_{F \min}^2$, является неоднозначность измерений при набеге фазы более 2π . Поэтому на практике сигналы такого рода не применяются, тем более, при совместном измерении дальности и радиальной скорости.

Для режимов совместного измерения дальности и радиальной скоро-

сти, проведя преобразования по той же схеме, можно получить дисперсии соответствующих ошибок:

$$\sigma_{\tau \min}^2 = -\frac{1}{4\pi^2 \frac{2_2}{N_0} \Delta f_{ck}^2 (1-\rho^2)}, \quad (4.22)$$

$$\sigma_{F \min}^2 = -\frac{1}{4\pi^2 \frac{2_3}{N_0} \Delta t_{ck}^2 (1-\rho^2)}, \quad (4.23)$$

где:

$$\rho = \frac{\beta}{\Delta f_{ck} \Delta t_{ck}} - \text{коэффициент время-частотной корреляции} \quad (4.24)$$

коэффициент время-частотной корреляции,

$$\beta = \frac{\int_{-\infty}^{\infty} t f(t) |S(t)|^2 dt}{\int_{-\infty}^{\infty} |S(t)|^2 dt}, \quad (4.25)$$

где: $f(t)$ - закон изменения частоты сигнала.

Из выражений (4.22) и (4.23) следует, что необходим поиск сигналов, для которых коэффициент время-частотной корреляции близок к нулю.

Для описания время-частотных корреляционных свойств сигналов используется смешанная автокорреляционная функция сигнала по времени и частоте $\psi(t, F)$, называемая функцией неопределенности. Функция $\psi(t, F)$ описывает поведение выходного сигнала согласованного фильтра. Функция $|\psi(t, F)|^2$ называется телом неопределенности. Центральный пик тела неопределенности по высоте равен единице, объем тела неопределенности также равен единице.

Наилучшей формой тела неопределенности при совместном измерении времени запаздывания сигнала и его частного сдвига на уровне потенциальной точности и однозначности измерений может считаться идеализированная фигура, представленная на рис. 4.2.

Такой форме тела неопределенности соответствует шумовой сигнал или шумоподобный (искусственно созданный, но обладающий свойствами, близкими к шумовому сигналу), что и определило целесообразность применения шумоподобных сигналов в КИС.

4.5.2.3. Выбор сигнала для передачи информации

В основе теории связи при наличии шума лежит теорема К. Шеннона [4.26], согласно которой можно при определенном кодировании передавать двоичные числа со скоростью:

$$C = \Delta f \log_2 \left(1 + \frac{P_c}{N} \right) \quad (4.26)$$

и сколь угодно малой частотой ошибок,

где: Δf - полоса сигнала;

P_c - мощность сигнала;

N - мощность белого шума в полосе Δf .

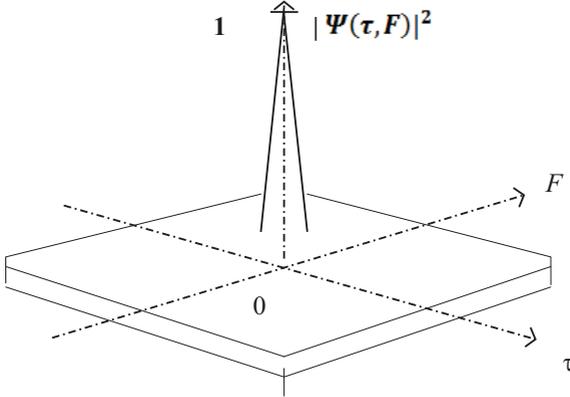


Рис. 4.2. Идеализированная форма тела неопределенности для оптимального совместного измерения времени запаздывания τ и частотного сдвига F

Никакой метод кодирования не допускает передачи информации с большей скоростью при произвольно малой частоте ошибок.

Систему, передающую информацию со скоростью C без ошибок, принято называть *идеальной*. Синтез систем связи и передачи данных, в том числе включающий выбор сигналов этих систем, предполагает приближение к идеальной системе.

Для идеальной системы, характеризуемой выражением (4.26),

$$\lim_{\Delta f \rightarrow \infty} C = \frac{\frac{d}{d\Delta f} \left[\log_2 \left(1 + \frac{P_c}{N_{0\Delta f}} \right) \right]}{\frac{d}{d\Delta f} \left(\frac{1}{\Delta f} \right)} = \frac{P_c}{N_0} \cdot \frac{1}{\ln 2}, \quad (4.27)$$

откуда

$$\left(\frac{P_c}{N_0 C} \right)_{\min} = \alpha_{\min} = \ln 2 \approx 0,7, \quad (4.28)$$

где: N_0 - спектральная плотность шума;

α_{\min} - минимальное отношение энергии сигнала, затрачиваемой для передачи одного двоичного символа, к спектральной плотности шума, при котором возможна передача информации без ошибок.

Предельный случай при $\Delta f \rightarrow \infty$ может трактоваться как использование для передачи сообщений бесконечно большого ансамбля сигналов, образующих алфавит. При конечной ширине полосы Δf в соответствии с теоремой В.А. Котельникова [4.15] возможный ансамбль сигналов, образующих алфавит, соответствует числу $2T\Delta f$, где T - длительность информационного символа.

При различении сигналов, образующих ансамбль, можно ввести геометрическую трактовку в виде кодового расстояния между сигналами. При количестве различаемых сигналов (алфавите), значительно превышающем единицу, одинаковой энергии сигналов и условии равноудаленности их друг от друга в пространстве $2T\Delta f$ измерений кодовое расстояние может быть представлено выражением:

$$d_{ij}^2 = 2(1 - \lambda_{ij}) , \quad (4.29)$$

где:

$$\lambda_{ij} = \frac{1}{\mathcal{E}} \int_0^T S_i(t) S_j(t) dt, \quad i \neq j \quad (4.30)$$

коэффициент взаимной корреляции сигналов, $\mathcal{E} = P_c T$.

Из (4.29) следует, что максимальное кодовое расстояние (наилучшие условия различения сигналов) обеспечивается при $\lambda_{ij} = 0$. Реализовать такие условия возможно, если ансамбль сигналов формировать из отрезков шума или применять шумоподобные сигналы (обладающие корреляционными свойствами шума).

Шумоподобные сигналы образуют систему равноудаленных сигналов, имеющих одинаковую помехоустойчивость.

Вероятность ошибочного приема сообщений при различении одного из M детерминированных (когерентное различение) ортогональных сигналов одинаковой энергии \mathcal{E} на фоне аддитивного нормального стационарного шума со спектральной плотностью N_0 , впервые полученная В.А. Котельниковым [4.15], имеет вид:

$$P_{\text{ош}} = 1 - \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\infty} \exp \left[-\left(\frac{Y - \sqrt{2\mu}}{2} \right)^2 \right] [\text{erf}(Y)]^{M-1} dY, \quad (4.31)$$

где:

$$[\text{erf}(Y)] = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\infty} \exp \left(-\frac{t^2}{2} \right) dt \quad (4.32)$$

– функция Лапласа, M – количество различаемых сигналов,

$$\mu = \frac{\mathcal{E}}{N_0} = \frac{P_c}{N_0 C} \log_2 M . \quad (4.33)$$

Зависимости вероятности $P_{\text{ош}}$ от $\alpha = \frac{P_c}{N_0 C}$ и M графически представлены,

например, в [4.1]. Эти зависимости показывают, что при $M \rightarrow \infty$ кодирование на основе шумоподобных сигналов образует идеальную по К. Шеннону систему связи, для которой $\alpha = \alpha_{\text{min}}$.

Таким образом, шумоподобные сигналы близки к оптимальным как для систем измерения запаздывания и частотного сдвига сигналов, так и для систем передачи информации.

Однако, в большинстве систем передачи информации, в том числе РСУ КА, из-за простоты реализации используется бинарное кодирование информации. Для таких систем вероятность ошибочного приема (различения) сигналов $s_0(t)$ и $s_1(t)$ определяется выражением [4.16]:

$$P_{Oш} = 1 - \operatorname{erf} \left(\frac{\ln C_{II} + \frac{1}{2} d_T}{d_T} \right), \quad (4.34)$$

где: C_{II} – порог, зависящий от критерия выбора решения о принятом сигнале.

Для критерия максимума правдоподобия (идеального по В.А. Котельникову приемника) $C_{II}=1$,

$$d_T^2 = \frac{1}{N_0} \int_{-T}^T [S_1(t) - S_0(t)]^2 dt. \quad (4.35)$$

Выражение (4.35) для ортогональных сигналов с одинаковой энергией \mathcal{E} приобретает вид:

$$d_T^2 = \frac{2\mathcal{E}}{N_0}, \quad (4.36)$$

для противоположных сигналов $[S_1(t) - S_0(t)]$ –

$$d_T^2 = \frac{4\mathcal{E}}{N_0}, \quad (4.37)$$

При $P_{Oш} \ll 1$, $\frac{\mathcal{E}}{N_0} \gg 1$ (область значений, представляющих практический интерес) можно воспользоваться аппроксимацией:

$$1 - \operatorname{erf}(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^\infty dt \approx \frac{1}{x\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{x^2}{2}\right). \quad (4.38)$$

Тогда, для ортогональных сигналов

$$P_{Oш} \approx \frac{1}{\sqrt{\pi \frac{\mathcal{E}}{N_0}}} \exp\left(-0,25 \frac{\mathcal{E}}{N_0}\right); \quad (4.39)$$

$$\frac{P_c}{N_0} \approx -C(4 \ln \rho_{ош} + 2,28). \quad (4.40)$$

Для противоположных сигналов

$$P_{Oш} \approx \frac{1}{\sqrt{\pi \frac{\mathcal{E}}{N_0}}} \exp\left(-0,5 \frac{\mathcal{E}}{N_0}\right); \quad (4.41)$$

$$\frac{P_c}{N_0} \approx -C(2 \ln \rho_{ош} + 1,48). \quad (4.42)$$

4.5.2.4. Выбор сигнала для обеспечения требований по помехозащищенности радиолиний

Проблемам помехозащищенности радиолиний КИС посвящен отдельный раздел книги. Поэтому здесь представлены только основные положения по выбору сигнала КИС, исходя из обеспечения требований по помехозащищенности.

Предполагается, что помеховые воздействия являются целенаправленными и организуются для подавления приемных устройств КИС в виде шумов определенной мощности, прицельных по частоте, с шириной спектра, равной ширине спектра сигнала КИС. Такие помехи в классе шумовых помех обладают максимальной эффективностью. Имитационные помехи представляют собой копию сигнала КИС, несущую ложную информацию. В результате воздействия такой помехи возможно навязывание приемному устройству КИС работы с ложным источником информации (при этом становится невозможным вхождение в связь с истинным источником) вплоть до перехвата управления КА.

Помеховые воздействия организуются на основе данных радио- и радиотехнической разведки, могут быть превентивными или прицельными по времени. Для современных станций радиопомех задержка применения средств радиоподавления относительно начала работы передатчика КИС составляет доли и единицы секунд. При номинальной длительности сеанса управления КА 5...10 минут режим прицельной по времени постановки помех представляется для подавляющей стороны эффективным, а поэтому наиболее вероятным.

Помехозащищенность КИС обеспечивается комплексно, в том числе и путем соответствующего выбора сигналов. Требования по помехозащищенности можно считать выполненными, если на выходе приемного устройства обеспечивается необходимое энергетическое превосходство сигнала КИС над помехой.

Не рассматривая пока весь комплекс мер, направленных на обеспечение помехозащищенности КИС, проанализируем возможности в этом плане реализации мер, связанных с выбором формы сигнала и ряда его неэнергетических параметров.

Шумовые помехи. Учитывая стремление подавляющей стороны согласовать помеху с сигналом по ширине спектра, можно ввести в КИС частотную избыточность путем увеличения ширины спектра сигнала по сравнению с необходимой шириной, обусловленной, в частности, скоростью передачи информации. Увеличение ширины спектра при заданной мощности помехи однозначно приводит к уменьшению ее спектральной плотности, т. е. при условии оптимальной фильтрации сигнала от помехи - к повышению помехоустойчивости приемника.

Количественно это определяется такой характеристикой приемного устройства, как пороговое отношение мощности помехи к мощности сигнала:

$$\frac{\Delta f}{\left(\frac{P_c}{N_0}\right)_{\text{порог}}}, \quad (4.43)$$

где: Δf - ширина спектра сигнала (и помехи) $\frac{\Delta f}{\left(\frac{P_c}{N_0}\right)_{\text{порог}}}$, - пороговое отношение

мощности сигнала к спектральной плотности шума на выходе приемника.

Повышение отношения (4.43) реализуется в КИС применением шумоподобных сигналов, ширина спектра которых во много раз превышает информационную полосу, а также применением режимов работы с пониженными скоростями передачи информации, требующих меньших значений $\left(\frac{P_c}{N_0}\right)_{\text{порог}}$.

Расширение полосы Δf в современных КИС обеспечивается использованием режимов скачков несущей частоты по псевдослучайному закону или фазовой псевдослучайной манипуляцией несущей с тактовой частотой, соответствующей требуемой полосе сигнала.

Таким образом, применение шумоподобных сигналов представляется целесообразным и с точки зрения обеспечения помехозащищенности КИС.

С другой стороны, учитывая инерционность постановки помех относительно момента включения передатчиков КИС, при соответствующей энергетике радиолинии, обеспечивающей требуемые информационные характеристики КИС, возможно применение режимов работы КИС короткими сеансами (~ 1 с). При этом сеанс должен завершаться до применения средств РЭП. Такие сеансы могут быть реализованы на основе простых сигналов, практически не требующих потерь времени на вхождение в связь, и на повышенных скоростях передачи информации.

Реализация режимов работы короткими сеансами имеет и другие преимущества, в частности: повышается скрытность функционирования радиолинии, обеспечивается защищенность от самонаводящегося оружия, повышается производительность КИС.

Имитационные помехи. Защита от имитационных помех может быть организована на сигнальном и (или) информационном уровнях. На рис. 4.3 показаны оба уровня.

На информационном уровне сообщения (видеосигнал) в аппаратуре информационной защиты смешиваются с ШПС практически бесконечной длины. В результате обеспечивается информационная неповторяемость сообщений. На приемной стороне, благодаря ключевой синхронизации аппаратуры шифрования, исходная информация восстанавливается.

Те же операции могут быть проведены на высокочастотном сигнале на несущей или поднесущих частотах. Необходимость их проведения на высокочастотном сигнале обусловлена требованиями по измерению параметров

движения КА, передаче информации, защите от шумовых помех, рассмотренными ранее.

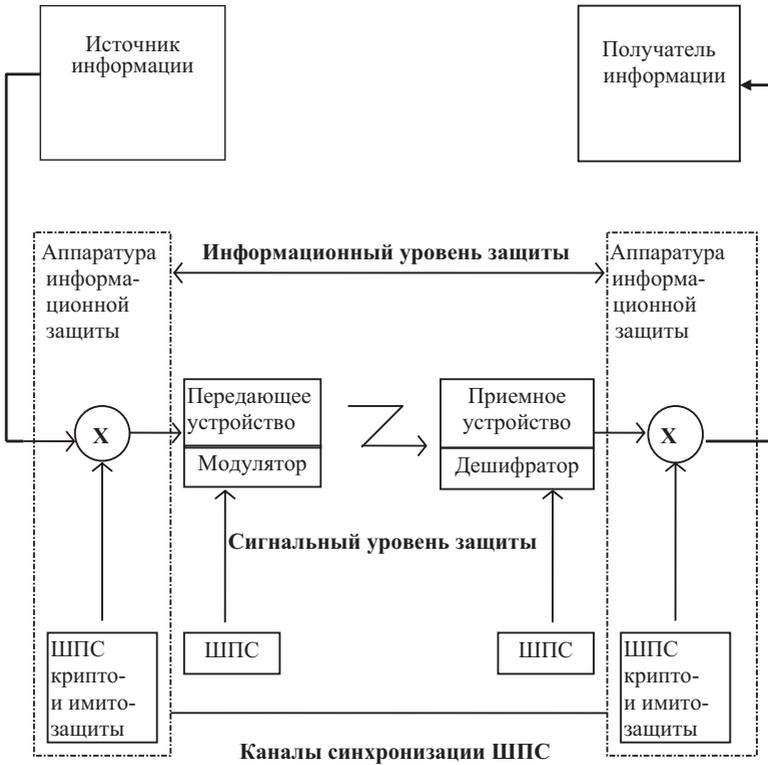


Рис. 4.3. Варианты реализации защиты КИС от имитационных помех

При современном уровне анализа сигналов с использованием быстродействующих ЭВМ структура ШПС высокочастотного кодирования определяется сравнительно легко (эти ШПС формируются полиномами невысокой степени), что позволяет на уровне высокочастотного сигнала сформировать имитационную помеху. Такая помеха, благодаря шифрованию сигнала КИС на информационном уровне, не может обеспечить перехват управления КА, но если не принять специальных мер, может обеспечить вхождение в связь КИС с источником помех, не допуская при этом функционирования КИС по назначению.

Меры противодействия такой имитационной помехе могут быть различными. В частности, можно предложить некоторый ансамбль структур ШПС со сменой их по программе.

Проведенный обзор показал, что применение шумоподобных (широкополосных шумоподобных) сигналов в КИС представляется обоснованным исходя из всех основных требований по назначению.

В то же время их применение порождает дополнительные проблемы генерации таких сигналов, оптимального приема, вхождения в связь. Эти проблемы в настоящее время достаточно глубоко изучены и имеют решения, реализованные на практике.

4.5.3. Технические решения и характеристики основных командно-измерительных систем разработки отечественных предприятий

В данном разделе представлен ряд конкретных решений по функциональному назначению, составу аппаратурных комплексов, выбору структур сигналов, по характеристикам средств, реализованных в отечественных КИС и представленных в иллюстративных, рекламных и других материалах соответствующих предприятий-разработчиков (в иллюстративных материалах по КИС «Тамань-База» и радиотехнической системе «Квант-ОК», РНИИ космического приборостроения, 1994 г.; в информационных материалах об основных видах продукции НИИ точных приборов, а также в [4.5]).

4.5.3.1. Типовая структурно-функциональная схема командно-измерительной системы

НС КИС совместно с БА КИС выполняют следующие функциональные задачи:

- передача на КА КПИ и прием квитанций о ее прохождении;
- прием с КА телеметрической информации (в том числе информации телесигнализации, ИОК) о состоянии бортовых систем и результатах их функционирования;
- ИТНП КА, предварительная обработка измерительной информации (отбраковка аномальных измерений и сжатие информации);
- формирование и хранение местной шкалы времени (МШВ) НС КИС и привязка ее по сигналам СЕВ или КНС;
- сверка, фазирование и коррекция БШВ;
- автоматический поиск и вхождение в связь НС с БА КИС как по инициативе БКУ, так и НКУ;
- расчет целеуказаний для систем сопровождения КА по угловым координатам, дальности и программы компенсации доплеровского смещения частоты;
- автоматизированный обмен НС КИС с ИВК центров и пунктов управления КА через ССПД информацией, необходимой для проведения сеансов управления КА;
- формирование, отображение и документирование отчетной информации о работе КИС, выдача ее в каналы связи;
- автоматизированная диагностика состояния аппаратуры КИС;
- обмен НС КИС с КА различной информацией, определяемой целевым назначением КА.

Расширение функциональных задач КИС (или их сокращение) определяются конкретными вариантами применения КИС.

На рис. 4.3 представлена типовая структурно-функциональная схема современной отечественной КИС, включающая НС КИС и БА КИС. В состав КИС дополнительно входит контрольно-проверочная аппаратура (КПА), предназначенная для проведения всех видов проверок как БА КИС, так и систем КА перед его запуском.

Представленный на рис. 4.4 аппаратурный комплекс является одним из возможных вариантов структуры КИС, содержащим минимально необходимый состав устройств, обеспечивающих управление КА в непосредственном режиме (НС-БА). Такая структура обеспечивает обмен информацией по радиолинии НС-БА и ИТНП КА. В состав измеряемых текущих навигационных параметров входят:

- дальность (расстояние от НС до КА);
- скорость КА по составляющей НС-КА (радиальная скорость);
- угловые координаты КА относительно НС (зачастую эти измерения, снимаемые с азимутального и угломестного валов антенны НС, вследствие недостаточной точности не используются).

Современные КИС, в основном, соответствуют такой типовой схеме.

На основе аппаратурных комплексов, представленных на рис. 4.4, могут быть образованы и более сложные структуры КИС:

- сетевые структуры с ретрансляцией информации (узел ретрансляции – НС или БА – оснащается дополнительными антеннами и высокочастотными приемопередающими устройствами);
- прецизионные фазовоугломерные системы (создается комплекс антенных систем с высокочастотной приемной аппаратурой, образующих пространственные измерительные базы).

Аппаратурные комплексы КИС (устройства КИС), как правило, разрабатываются автономно с последующей комплексной обработкой, для чего на ранних стадиях проектирования осуществляется распределение задач КИС по аппаратурным комплексам. Такое распределение зависит от многих факторов, учитывающих организацию работ, опыт разработчиков и т. д. Строгого решения такая распределительная задача не имеет.

В качестве иллюстрации ниже представлен вариант распределения задач по аппаратурным комплексам наземной станции одной из существующих КИС.

1. Антенная система (АС): ввод исходных данных из долговременного запоминающего устройства КИС; обеспечение юстировки антенны; установка антенны и антенных датчиков различного назначения в исходные состояния; программное и автоматическое сопровождение КА по угловым координатам; ручной и автоматический ввод поправок по углам и времени в программу наведения антенны; автоматический поиск КА по углам; выдача необходимых сигналов на пульт управления антенной; установка времени по сигналам местной шкалы времени; измерение угловых координат; формиро-

вание и выдача массива измерений угловых координат в долговременное запоминающее устройство КИС; формирование отчетной информации о работе; тестовые проверки аппаратуры.

2. Информационно-вычислительный комплекс (ИВК): решение навигационно-баллистических задач; управление работой ИВК (диспетчеризация задач, отработка директив, отображение хода работы); предсеансная подготовка информации; организация работы архивов; установка времени по сигналам местной шкалы времени; формирование отчетной информации о работе; тестовые проверки аппаратуры.

3. Управляющий вычислительный комплекс (УВК): прием из ИВК и хранение исходных данных на сеанс; ввод исходных данных на сеанс в подсистемы КИС; организация приема от подсистем сеансной информации и запись ее в долговременное запоминающее устройство КИС; организация обмена информацией между подсистемами КИС; регистрация и отображение обобщенной информации о состоянии КИС;

ввод вручную обобщенной информации; установка времени по сигналам местной шкалы времени

организация приема и хранение в долговременном запоминающем устройстве массивов информации, поступающей из устройства обмена данными; организация автоматической подготовки исходных данных на сеанс; формирование отчета о проведении сеанса; обработка информации телесигнализации; формирование и выдача в центр управления информации, полученной в сеансе управления КА; тестовые проверки аппаратуры.

4. Низкочастотная аппаратура приема и передачи сообщений: ввод необходимых исходных данных на сеанс управления КА; передача КПИ; обеспечение сверки, фазирования и коррекции шкал времени; установка времени по сигналам местной шкалы времени; выдача необходимых сигналов на аппаратурные комплексы контроля и отображения; трансляция транзитной информации из центра управления; прием и обработка телеметрической информации; формирование отчета о проведении сеанса; тестовые проверки аппаратуры.

5. Аппаратура формирования и обработки траекторной информации: ввод исходных данных на сеанс; установка времени по сигналам СЕВ или КНС; юстировка и калибровка трактов КИС; расчет дальности и радиальной скорости; отбраковка аномальных измерений; сверка, фазирование и коррекция шкал времени; формирование и выдача информационных массивов ИТНП КА; определение и введение различных поправок в результат ИТНП КА; формирование отчета о проведении сеанса; формирование необходимой информации функционального контроля аппаратуры; тестовые проверки аппаратуры.

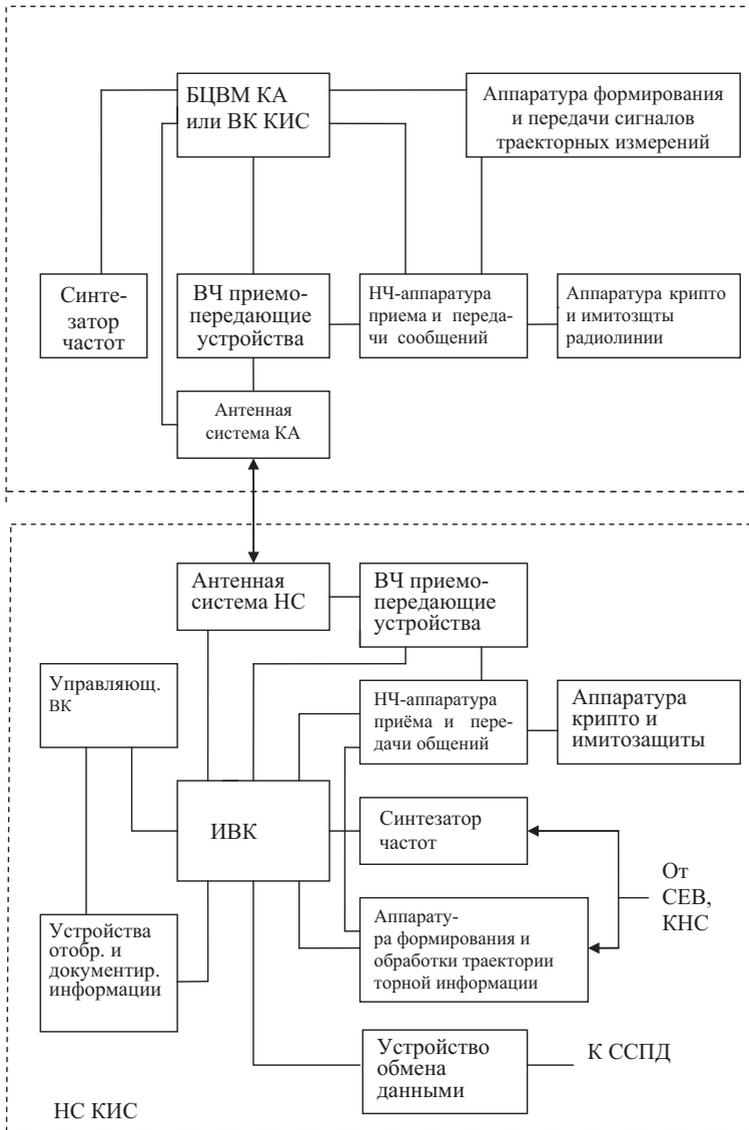


Рис. 4.4. Типовая структурно-функциональная схема КИС

6. Синтезатор частот: установка литерных частот в ручном режиме; ввод доплеровского смещения частоты и поиск по частоте; ввод исходных данных на сеанс; выдача информации прогноза доплеровского смещения частоты на приемники КИС; выдача кодов частот в аппаратуру формирования и обработки траекторной информации; установка времени по сигналам

местной шкалы времени; формирование отчета о проведении сеанса; обработка программы изменения частот в режиме помехозащиты КИС; формирование необходимой информации функционального контроля аппаратуры; тестовые проверки аппаратуры.

7. Устройство обмена данными: передача массивов ИТНП по телеграфному каналу; передача всех видов информации в автоматизированном и автоматическом режимах по каналам ССПД; тестовые проверки аппаратуры.

Структура и функциональные задачи аппаратурных комплексов различных КИС, очевидно, могут отличаться от представленных.

Следует отметить, что интеллектуальную основу КИС составляют специализированные и универсальные вычислительные комплексы (ВК) с их математическим обеспечением, а разработка математического обеспечения по трудоемкости сравнима с разработкой аппаратуры.

4.5.3.2. Технические решения по формированию структуры сигналов основных существующих отечественных КИС

В КИС типа А («Каштан» и др.) непосредственного управления КА измеряется дальность, радиальная скорость, осуществляется передача на КА командно-программной информации с квитированием, прием с КА телеметрической информации.

Сигнал для измерения дальности в радиолиниях «Земля-КА» и «КА-Земля» формируется на поднесущих частотах (схема, рис. 4.5).

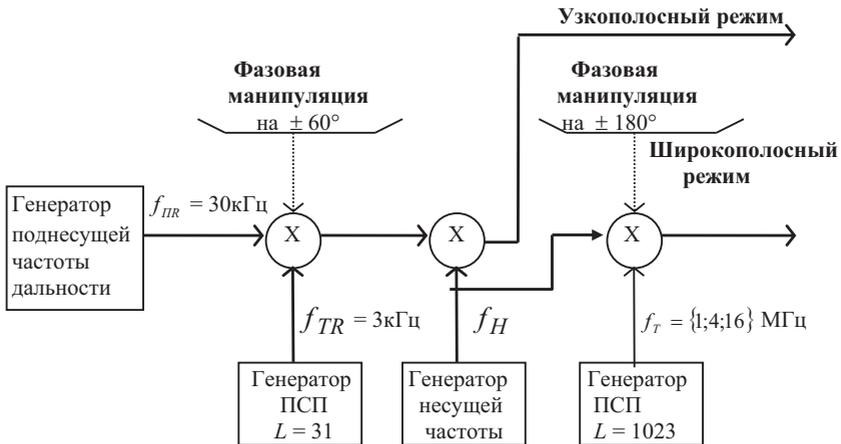
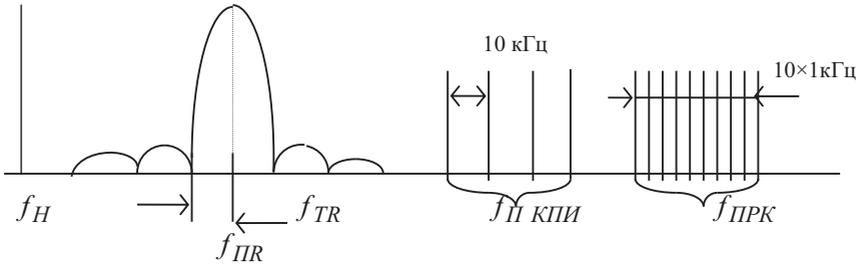


Рис. 4.5. Схема формирования сигнала дальности в КИС типа А

Структура сигнала (частотный спектр) до кодирования ПСП с $L = 1023$ представлена на рис. 4.6.

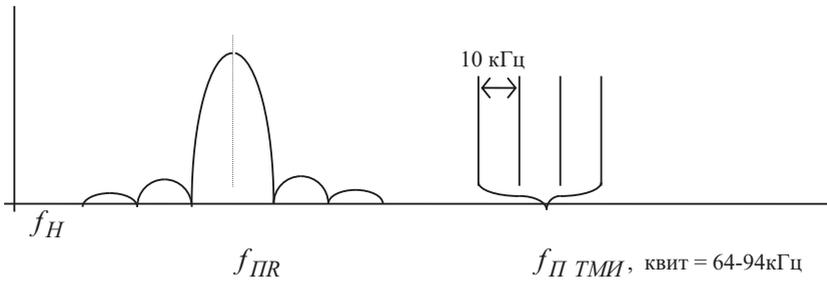
а) радиолиния «Земля-КА»



[КИМ-ЧМ f_{II} РК (КПИ) + (ПСП \oplus f_{PR})] - ФМ $f_H \pm 60^\circ$

$f_{TR} = 3$ кГц, $f_{PR} = 30$ кГц, $f_{PRK} = 98-108$ кГц, f_{II} КПИ = 63-93 кГц.

б) радиолиния «КА-Земля»



[КИМ-ЧМ f_{II} $f_{квит}$ (ТМИ) + (ПСП \oplus f_{PR})] - ФМ $f_H \pm 60^\circ$
(ТМИ - 1000 бит/с)

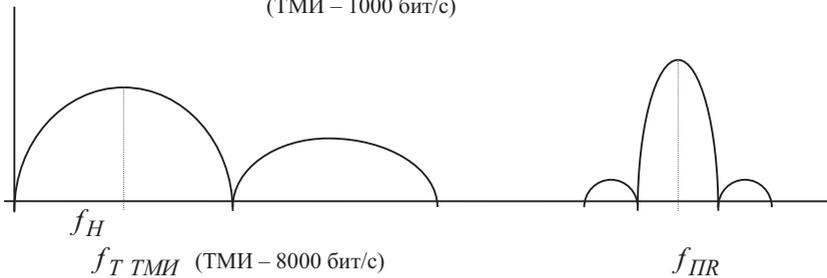


Рис. 4.6. Структура сигнала КИС типа А

Измерение дальности производится фазовым методом в узкополосном и широкополосном режимах.

Измерения производятся:

- в узкополосном режиме - путем оценки задержки фазы поднесущей частоты ретранслированного сигнала относительно запросного;

- в широкополосном режиме - путем оценки задержки фазы тактовой частоты.

ПСП с длиной кода $L = 31$ используется для устранения неоднозначности измерений. Согласование шкал, устраняющее неоднозначность измерений фазовым методом, производится на основе априорных данных.

Измерение радиальной скорости в НС КИС может производиться беззапросным методом при приеме радиоволн, формируемых от высокостабильного бортового генератора, а также запросным методом с выделением частоты Доплера. В КИС реализуется когерентное преобразование частоты запросного и ответного сигнала в отношении $\frac{27}{16}$.

Сигнал, несущий командно-программную и телеметрическую информацию формируется на соответствующих поднесущих путем модуляции КИМ - ЧМ.

Выбранная структура сигнала за счет частотного разделения обеспечивает совмещение режимов передачи информации (РК, КПИ, квитанций, ТМИ – 1000 бит/с и ТМИ – 8000 бит/с) и ИТНП КА.

КИС типа В («Компарус» и др.). Схема кодирования сигнала и обработки его в приемнике представлена на рис. 4.7.

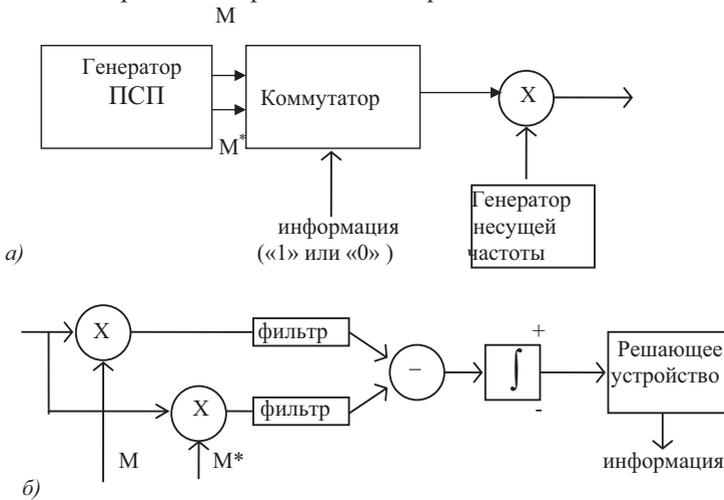


Рис. 4.7. Схема кодирования сигнала (а) и обработки его в приемнике (б) в КИС типа В

В КИС типа В («Компарус» и др.) непосредственного управления КА измеряется дальность, радиальная псевдоскорость, осуществляется передача на КА командно-программной информации с квитированием, прием с КА информации телесигнализации (информации «обобщенного» контроля). В отличие от КИС типа А в системе типа В информация передается двумя M-последовательностями (M, M*). В КИС типа С («Квант-ОК») непосредствен-

ного и ретрансляционного управления КА реализован режим передачи информации, измерения дальности и радиальной скорости на соответствующих поднесущих, а также режим, в котором все виды передаваемой информации объединены в единый цифровой поток (ЕЦП), который по несущей частоте смешивается с ПСП. Структура сигнала КИС типа С представлена на рис. 4.8.

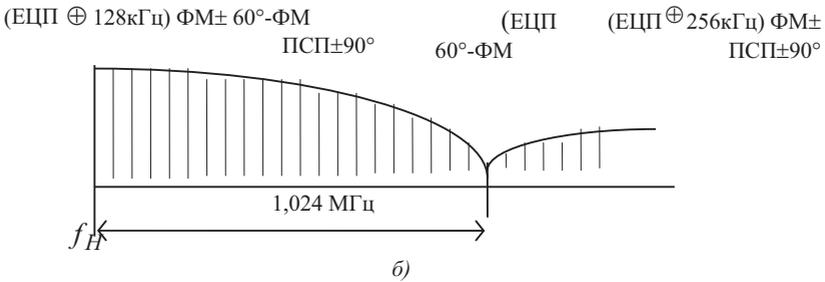
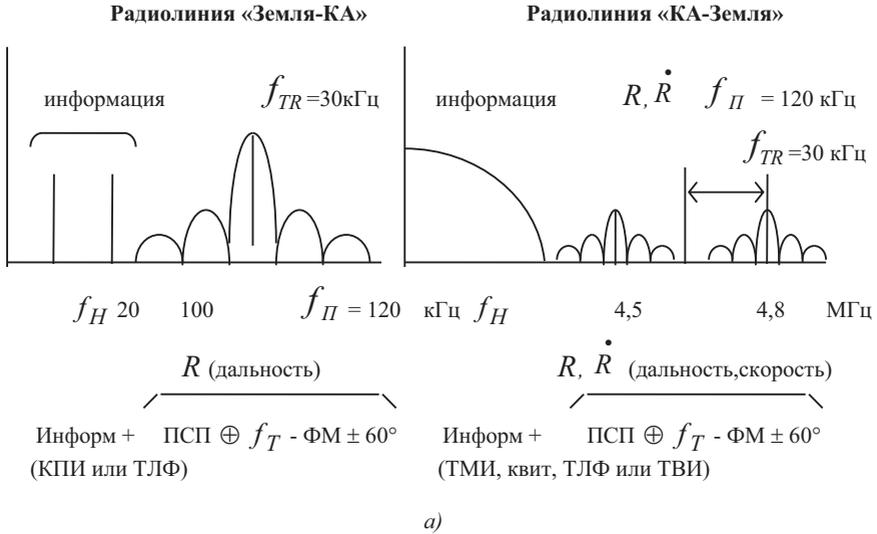


Рис. 4.8. Структура сигнала КИС типа С:
(а) - структура сигнала в режиме передачи КПИ, квитанций, ТМИ, телефонной (ТЛФ) и телевизионной (ТВИ) информации на выделенных для каждого вида информации поднесущих частотах;
(б) - структура сигнала в режиме передачи ЕЦП

Стремление к сохранению структуры сигналов (сигнальный консерватизм) оправдан хотя бы тем, что ряды КИС развиваются эволюционно: необходимо создавать системы, удовлетворяющие новым требованиям, которые

не всегда можно спрогнозировать на достаточно длительный период жизненного цикла поколения КИС (~20лет), и одновременно управлять КА со старыми бортовыми КИС. В результате современные наземные станции КИС являются сигнально многоструктурными.

На различных предприятиях, создающих КИС, которые должны функционировать в различных условиях, неизбежно будут приняты различные решения в плане выбора сигналов, (если конечно при создании КИС, начиная с первых поколений, не сформулированы специальные требования по сигнальной унификации). Примером этому может служить история развития КИС типа *A, B, C*, хотя каждая из этих КИС может быть базовой при создании единой универсальной системы, удовлетворяющей всем предъявляемым требованиям. Необходимость создания такой универсальной системы не очевидна (не для каждого КА необходимы все функциональные возможности универсальной КИС, особенно связанные с высокоскоростными режимами передачи информации).

Более предпочтительной может быть реализация в КИС принципа модульности, когда каждая дополнительная функция (режим) может быть введена в некоторый базовый аппаратный комплекс соответствующей дополнительной аппаратурой или математическим обеспечением. При этом структура сигналов также должна разделяться на базовую и соответствующую дополнительным режимам (режимам повышенной точности измерений, градиентам скорости передачи информации, режимам с сокращенной длительностью сеансов работы на излучение и т. д.).

4.5.4. Системы и средства управления КА США

В США РСУ КА, называемые станциями слежения, контроля и управления, аналогично отечественным КИС предназначены для выполнения следующих основных функциональных задач:

- ИТНП КА;
- передачи на КА КПИ;
- обмена телевизионной информацией и телефонно-телеграфными сообщениями с экипажами пилотируемых КА;
- приема ТМИ с КА;
- обмена специальной информацией (ИЦН), в том числе передачи эфемеридной информации навигационных КА;
- сверки и коррекции БШВ и выполнения ряда других традиционных для КИС операций.

Основными РСУ КА США являются:

- ASGLS («АСГЛС») (военно-воздушные силы) – система предназначена для обеспечения управления всеми КА военного назначения в непосредственном режиме;
- TRTS («ТРТС») (военно-воздушные силы) – транспортабельная станция с функциональными задачами, аналогичными станции «АСГЛС»;
- USBS («ЮСБС») (НАСА) – система предназначена для управления

автоматическими и пилотируемыми КА НАСА (по функциональным возможностям близка к системе «АСГЛС»);

- средства космической системы TDRSS («ТДРСС») (НАСА) предназначены для управления КА в ретрансляционном режиме;
- специальные средства (станции контроля и ввода данных) сетей слежения за КА КНС;
- DSS («ДСС») (НАСА) – система слежения, контроля и управления КА дальнего космоса.

Несмотря на большой номенклатурный состав РСУ США (следует заметить, что средства по назначению классифицированы примерно так же, как и отечественные КИС), основной отличительной особенностью РСУ США является их функциональная унификация: при управлении КА могут быть использованы РСУ различных типов и ведомственной принадлежности. Функциональная унификация достигается стандартизацией сигнальных параметров в радиопередачах управления КА и сетях обмена информацией. Специфичными в этом плане являются средства управления КНС.

Основные РСУ США эксплуатируются с середины 60-х годов прошлого столетия, за это время неоднократно модернизировались, но не списывались, так как унифицированная структура их построения позволяет наращивать возможности этих систем в соответствии с новыми требованиями. Такая концепция развития средств безусловно экономически оправдана.

Модернизация средств предусматривала, в частности, увеличение скорости передачи информации по радиопередачах управления КА и переход к использованию быстродействующих микропроцессоров.

При введении в эксплуатацию модернизированных систем обеспечивалась преемственность характеристик управления КА предыдущего поколения.

Наряду с унификацией РСУ важнейшей их особенностью (по сравнению с отечественными КИС) является совмещение различных функций, в частности, дополнительно к традиционным функциям РСУ США выполняют функции передачи с КА больших потоков ТМИ и ИЦН.

Специализированными являются системы, используемые в составе комплексов средств контроля и управления навигационными КА GPS. ИТНП и ряд других операций, связанных с управлением навигационными КА, обеспечиваются контрольными станциями в беззапросном режиме. Контрольные станции являются необслуживаемыми. Каждая из контрольных станций обеспечивает прием навигационной информации одновременно от 4 до 11 КА. Для передачи КПИ, эфемеридной информации, коррекции БШВ используются специальные станции ввода информации. Станции ввода информации могут резервироваться РСУ «АСГЛС». Такой принцип построения обеспечивает требуемую автономность и устойчивость системы управления навигационными КА.

Помехозащищенность радиопередач РСУ США обеспечивается методами, аналогичными по отношению к отечественным КИС (применение сложных сигналов и пр.). Однако отличительной особенностью РСУ США в этом плане является выбор в качестве приоритетного направления обеспече-

ние безусловного энергетического превосходства, что следует из реализованной в основных РСУ дальности действия: 185 тыс. км – в системе «АСГЛС», 400 тыс. км – в системе «ЮСБС».

Оперативность решения функциональных задач. Пропускная способность комплекса РСУ США обеспечивается достаточным количеством средств, размещенных как на территории США, так и в других странах и частях света.

Станции непосредственного управления оснащены параболическими антеннами большого диаметра (9...64 м) и могут работать одновременно только с одним КА. Основным является S-диапазон рабочих частот.

РСУ космической системы «ТДРСС» обеспечивают одновременное управление до 24 КА. Высоты орбит КА, управляемых этой системой, ограничены 5 тыс. км. Глобальность управления (доля времени, в течение которого обеспечивается радиовидимость управляемого КА) определяется количеством СР в системе. Использование 3 СР на ГСО обеспечивает полную глобальность. В магистральной радиолинии «Земля-СР» (прямой канал) используется временное разделение каналов и соответственно поочередное (квазиодновременное) управление КА-абонентами. В радиолинии «КА-СР» (обратный канал) обеспечивается одновременный многостанционный доступ к СР. СР оснащен фазированной антенной решеткой.

Скорости передачи информации:

- РСУ типа «АСГЛС»

КПИ – 2,4 кбит/с; ТМИ – 8х128 кбит/с; ИЦН – 20 Мбит/с;

- РСУ «ТДРСС»

прямой канал – до 25 Мбит/с; обратный канал – до 300 Мбит/с.

Погрешности измерения текущих навигационных параметров

КА. Погрешности измерения дальности определяются, в основном, систематической составляющей на уровне $\pm(10...15)$ м - для РСУ типа «АСГЛС» и (3,6...6,2) м – для станций контроля КНС GPS, т. е. близки к соответствующим характеристикам отечественных КИС. Уровень погрешностей измерения радиальной скорости КА отечественной системы типа А $\sim 10^{-3}$ м/с в РСУ США не реализован.

Некоторые характеристики РСУ. Масса бортовой аппаратуры характеризуется следующими значениями: единицы кг – в вариантах бортовых комплексов РСУ, в которых роль низкочастотных устройств выполняют вычислительные комплексы КА; 25...30 кг – в унифицированном автономном исполнении.

Характеристики перевозимой станции «ТРТС»: дальность действия 40 тыс. км; диапазон частот (1,7...2,3 ГГц) и основные характеристики по назначению соответствуют системе «АСГЛС»; мощность передатчика 4 кВт; эквивалентная шумовая температура ~ 60 °С; диаметр антенны 7 м. Станция размещается на трех прицепах и перевозится одним тягачом. Время развертывания ~ 7 час., время подготовки к походному состоянию $\sim 1,5$ час.

Общая характеристика сетей слежения и управления КА НАСА.

В составе НАСА функционируют две сети средств слежения и управления КА: STDN – для обеспечения полетов КА на околоземных орбитах; DSN – для обеспечения полетов КА дальнего космоса.

Общее руководство эксплуатацией и развитием обеих сетей осуществляется центральным аппаратом НАСА (Вашингтон). Текущее руководство поручено соответственно Центру космических полетов им. Годдарда (GSFC) (Гринбелт, шт. Мериленд) и Лаборатории реактивного движения (JPL) (Пасадена, шт. Калифорния).

Сеть STDN. Сетью STDN руководит Центр им. Годдарда, в обязанности которого входит обеспечение полетов приземных автоматических КА США гражданского и двойного назначения, информационное обеспечение пилотируемых полетов МКС и транспортных КА «Шаттл», а также эксплуатация космической системы слежения и ретрансляции данных «ТДРСС».

Сеть STDN включает наземную сеть GN и космическую сеть, представленную системой «ТДРСС». Непосредственное текущее планирование работы средств, контроль их состояния и обмен данными в сети организует центр управления сетью (NSS), расположенный на территории Центра им. Годдарда.

Наземная сеть GN включает 6 основных пунктов слежения и вспомогательные пункты. Пункты слежения оснащены станциями S- и X-диапазонов. Станции X-диапазона используются для приема ИЦН.

Размещение основных пунктов слежения: о. Уоллопс (шт. Вирджиния); Мак-Мердо (Антарктида); полигон Покер-Флэт (Аляска); Исбор (о. Шпицберген); о. Купер (Бермудские острова); Меррит Айленд (Флорида). К вспомогательным пунктам относятся 4 пункта связи с экипажами на участках запуска и посадки КА «Шаттл» и станции системы ECS, использовавшиеся для связи с МКС до ввода штатной аппаратуры ретрансляции связных сообщений через систему «ТДРСС».

Управление большинством низкоорбитальных автоматических КА НАСА осуществляется из центров управления, расположенных на территории Центра им. Годдарда. Основным является центр MSOCC, имеющий сектора управления соответствующими КА. Некоторые из этих секторов могут поочередно использоваться для управления различными КА (при необходимости со сменой групп управления и программного обеспечения). Для управления отдельными КА используются автономные центры. Все центры управления КА охвачены локальной компьютерной сетью. Центры управления малыми спутниками, создаваемыми и эксплуатируемыми в университетах и других учреждениях при поддержке НАСА, могут использовать как собственные станции управления, так и средства сети STDN. При планировании сеансов связи с КА все центры управления КА считаются равноправными.

Управление пилотируемыми полетами КА «Шаттл» и МКС осуществляется из ЦУП-Х в Хьюстоне. На этапе подготовки к запуску КА «Шаттл» используется центр Кеннеди (KSC) на мысе Канаверал, шт. Флорида. ЦУП в Хьюстоне управляет КА преимущественно через систему «ТДРСС». При

Источники и получатели информации (сигнала) обычно не входят в состав радиолиний. К радиолинии относятся: передающее устройство (ПРД), передающая антенная система (АС), приемная АС, приемное устройство (ПРМ).

Передающее устройство превращает информационное сообщение в сигнал либо формирует сигнал в целях ИТНП КА. Антенные системы обеспечивают излучение и выделение (пространственную селекцию) электромагнитных колебаний, распространяющихся в свободном пространстве.

В состав направленных антенных систем НС КИС входят специальные системы программного, автоматического и ручного наведения антенн на взаимодействующие с ними устройства радиолиний.

Приемное устройство принимает выделенный антенной сигнал и восстанавливает по нему переданные сообщения.

В НС КИС, как и в радиолокационных станциях, передатчики обычно представляют собой достаточно громоздкие дорогостоящие системы, в значительной степени определяющие энергопотребление станции. Конструкция передатчика в основном зависит от типа усилителя мощности высокой частоты. В стационарных НС КИС наибольшее распространение получили лампы бегущей волны, клистроны и некоторые другие лампы СВЧ-диапазона, способные обеспечить на выходе передатчиков мощность непрерывного излучения на уровне 1...5 кВт. Такие лампы требуют применения специальных обеспечивающих систем охлаждения, безопасности и др. [4.23].

В бортовых передатчиках мощностью ~ 10 Вт, а в последнее время и в передатчиках наземных станций с мощностью порядка нескольких сот Вт разработчики применяют полупроводниковые приборы, отказавшись от мощных высокочастотных ламп. Достоинства электронной аппаратуры, выполненной на полупроводниковых приборах широко известны: высокая надежность, устойчивость к механическим воздействиям, малые массогабаритные характеристики, высокая готовность к работе, экономичность питания.

До недавнего времени применение полупроводниковых приборов в радиопередающих устройствах было ограничено их малой мощностью и худшими, чем у ламп, частотными свойствами. Поэтому полупроводники использовались лишь в маломощных и низкочастотных узлах: модуляторах, возбудителях, системах автоматического управления и т. д.

В последние годы для радиотехнических систем (в первую очередь, подвижного исполнения) разрабатываются полностью полупроводниковые передатчики (рис. 4.11). Это связано как с успехами в области разработки новых транзисторов, схем сложения мощностей и др., так и со снижением требований к мощности излучения передатчиков НС КИС примерно на порядок с целью их скрытия от систем радиотехнической разведки.

Колебания маломощного возбудителя усиливаются многокаскадным усилителем мощности с умножением частоты. Возбудитель передатчика чаще всего стабилизируется по частоте. В высокочастотном тракте передатчика СВЧ-диапазона на выходе включается ряд каскадов умножения частоты на в-ракторах, которые преобразуют мощность, отдаваемую транзисторами на ча-

стотах 100...1000 МГц, в мощность более высокой частоты ценой некоторых потерь. Коэффициент полезного действия таких многокаскадных передатчиков СВЧ-диапазона оценивается в 8...12%. Полупроводниковые передатчики для НС КИС мощностью 100...400 Вт весят несколько десятков килограммов, бортовые передатчики мощностью 1...10 Вт - несколько килограммов.



Рис. 4.11. Типовая структурная схема полупроводникового передатчика в диапазоне дециметровых и сантиметровых волн

Приемники КИС имеют типовую структуру, представленную на рис. 4.12.



Рис. 4.12. Типовая структурная схема приемника КИС

Приемники КИС строятся по супергетеродинному принципу. Сигнал после прохождения входного фильтра преобразуется в сигнал промежуточной частоты путем смешивания с сигналом гетеродина. Возможно многократное преобразование частоты с усилением. Эта типовая часть приемника практически не имеет особенностей, определяемых функционированием КИС. Специфичными являются устройства оптимального выделения сигналов, которые реализуются, как правило, по типу корреляционного приема.

Шумовая температура современных приемников КИС для массового управления КА специального и двойного назначения равна 300...400°К и не оказывает существенного влияния на выбор варианта построения приемника по ряду причин. Одной из таких определяющих причин является требование устойчивой работы КИС в условиях внешних помех, которые по мощности значительно превышают собственные шумы приемника. Поэтому для таких КИС нет смысла в дальнейшем снижении шумовой температуры приемников. В КИС, предназначенных для управления КА гражданского назначения, малошумящие усилители нашли применение.

Требования к входным цепям приемника определяются, в основном, шириной полосы пропускания, пределами перестройки несущей частоты, динамическим диапазоном и стабильностью характеристик.

Учитывая сравнительную простоту приемопередающих устройств КИС, а также ограниченные возможности по повышению мощности передатчиков и нецелесообразности применения малошумящих приемников, основной вес при обеспечении требуемой энергетики радиолиний, как правило, ложится на антенные системы. Однако и здесь накладываются дополнительные ограничения, связанные с требованием применения на КА всенаправленных или малонаправленных антенн КИС. Это требование обусловлено необходимостью управления КА, не стабилизированного в пространстве по условиям полета (при выводе, например) или потерявшего ориентацию в аварийных ситуациях. Безусловно, на КА в ориентированном полете могут быть использованы и направленные антенны, но наличие всенаправленных антенн представляется по указанным причинам обязательным. В этих условиях особые требования предъявляются к антенным системам НС КИС.

В основных существующих (и перспективных) НС КИС используются однозеркальные или двухзеркальные параболические антенны, устанавливаемые на опорноповоротных устройствах с азимутальным и угломестным приводом. Такие антенные системы способны работать одновременно с одним КА и совмещать режимы приема и передачи. Антенные решетки в НС КИС пока не нашли применения, поскольку технология поочередного управления КА с учетом их количества в ОГ удовлетворяет предъявляемым требованиям и соответствует характеристикам КИС. В случае развертывания большого количества КА, требующих оперативного управления, возможно использование антенных решеток как в НС КИС, так и на КА.

Особенностью зеркальных параболических антенных систем с узкими диаграммами направленности является наличие в их составе специальных систем наведения по угловым координатам. В таких системах наведения реализованы ручной режим управления антенной, управление по программе с возможностью поиска КА путем одновременного сканирования по азимуту и углу места, режим автосопровождения. Для больших антенн при необходимости могут вводиться различные поправки, связанные с юстировкой антенн и внешними условиями функционирования.

Типовая структурно-функциональная схема системы наведения параболической антенны по одной из угловых координат приведена на рис. 4.13.

Текущее положение антенны регистрируется специальными оптико-механическими, электронными, индуктивными и др. датчиками. При программном наведении антенны текущее положение сравнивается с требуемым по программе, вырабатывается сигнал ошибки, который обрабатывается приводом. Аналогично система работает в режиме ручного управления, поиска, при вводе поправок.

В режиме автосопровождения сигнал ошибки вырабатывается облучателями, формирующими равносигнальную зону (путем вращения смещенно-

го в фокальной плоскости относительно оси параболы облучателя или применения двух пар облучателей, реализующих моноимпульсный метод [4.17]), и выделяется приемником.



Рис. 4.13. Типовая структурно-функциональная схема системы наведения параболической антенны по одной из угловых координат

4.5.5.2. Синхронизация радиолиний КИС

Синхронизация представляет собой совмещение во времени изменений периодических процессов.

Наличие синхронизации в радиолиниях позволяет реализовать потенциальную помехоустойчивость оптимального по В.А. Котельникову приемника [4.15], в котором параметры передаваемого сигнала, не несущие информацию, считаются известными на приемном конце радиолинии.

Информация неизменных в процессе передачи параметров сигнала учитывается при конструировании приемника (например, тип модуляции,

форма и длительность сигнала). Сведения о других параметрах выделяются из принимаемого сигнала в процессе передачи (частота и фаза колебания, временная задержка сигнала).

Достижение синхронизма между передатчиком и приемником обеспечивает наилучшее согласование приемника с принимаемым сигналом. Так как в процессе передачи параметры сигнала могут изменяться (частота, фаза), а также могут изменяться положение передатчика относительно приемника, характеристики радиолинии, то приемник должен быть следящим.

Таким образом, синхронизация означает установление соответствия параметров передатчика, канала распространения сигнала, приемника и их временных изменений с целью максимизации количества информации, передаваемой по радиолинии.

Синхронизация в основных существующих КИС обеспечивается по всем направлениям обмена информацией, причем радиолинии НС-БА и БА-НС функционируют, как правило, одновременно (переданные на КА сообщения требуют выдачи квитанций). Синхронизация обеспечивается как на сигнальном уровне, так и на уровне крипто- и имитозащиты передаваемой информации.

Синхронизация на сигнальном уровне при использовании ШШС и корреляционной его обработке обеспечивается автоматически соответствующими схемами синхронизации, из которых можно выделить три основных, отличающихся степенью учета фазы и частоты несущей:

- схема, работающая на видеосигнале ПСП;
- схема с некогерентным приемом сигнала;
- схема с когерентным приемом сигнала.

Сравнение этих схем по точности синхронизации приводит к следующим результатам:

1. Схема синхронизации, работающая на видеосигнале ПСП, характеризуется среднеквадратической погрешностью слежения за временной задержкой, определяемой выражением:

$$\sigma_{\tau}^2 = 2 \frac{\Delta F}{P_c} \tau_2^u, \quad (4.44)$$

где: $\Delta F_{Ш}$ - эффективная шумовая полоса пропускания системы.

Выражение (6.1) получено при условиях:

$$\frac{P_c}{N_0} \gg 1, \quad L \gg 1.$$

2. Схема синхронизации с некогерентным приемом сигналов представлена на рис. 4.14.

Такая схема не отслеживает частоту и фазу высокочастотного сигнала и характеризуется среднеквадратической погрешностью слежения за временной задержкой, определяемой выражением:

$$\sigma_{\tau}^2 = 0,5 \frac{\Delta F}{P_c} \tau_u^2 + \frac{F_{УПЧ}}{\left(\frac{P_c}{N_0}\right)^2} \Delta F_{ш} \tau_u^2, \quad (4.45)$$

где: $\Delta F_{УПЧ}$ - полоса пропускания усилителя промежуточной частоты (УПЧ), выбираемая с учетом неопределенности значения несущей частоты ШПС.

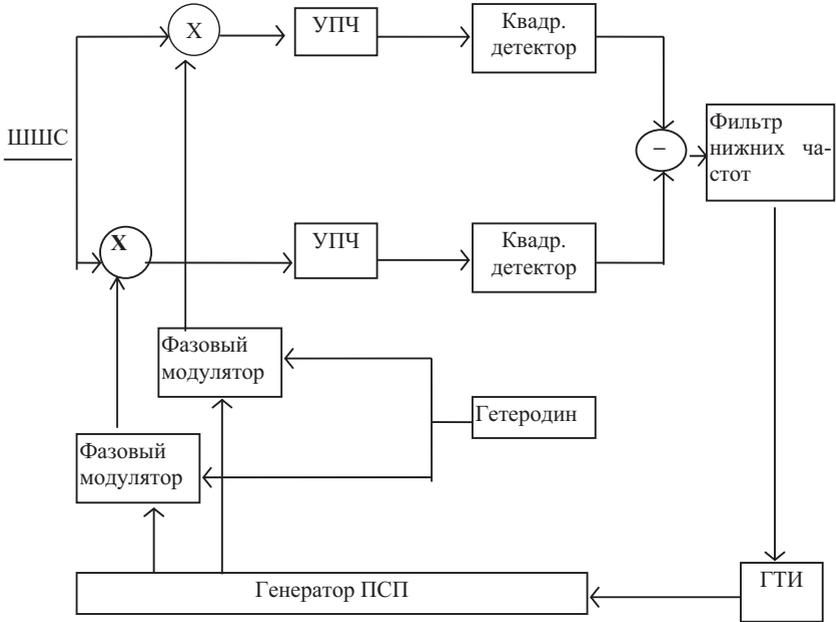


Рис. 4.14. Схема некогерентного приема ШПС

3. Схема синхронизации с когерентным приемом сигнала характеризуется среднеквадратической погрешностью слежения за временной задержкой, определяемой выражением:

$$\sigma_{\tau}^2 = 0,5 \frac{\Delta F_{ш}}{P_c} \tau_u^2, \quad (4.46)$$

и среднеквадратической ошибкой системы ФАПЧ:

$$\sigma_{\varphi}^2 = 2 \frac{\Delta F_{шФАПЧ}}{P_c} \tau_u^2, \quad (4.47)$$

где: $\Delta F_{ш}$, $\Delta F_{шФАПЧ}$ - эффективные полосы пропускания соответствующих фильтров.

4. При больших отношениях $\frac{P_c}{N_o}$ схемы синхронизации с некогерент-

ным и когерентным приемом сигналов по точности слежения за задержкой примерно равноценны и характеризуются погрешностью измерения этого параметра, в несколько раз меньшей по сравнению со схемой синхронизации, работающей на видеосигнале.

Когерентный прием характеризуется максимальной точностью слежения за задержкой, фазой и частотой высокочастотного колебания.

Применение той или иной схемы в каждой конкретной КИС определяется требованиями к составу и точности измеряемых параметров, надежности, а также необходимостью совмещения каналов синхронизации и передачи информации.

4.5.5.3. Совмещение различных режимов функционирования КИС

Совмещение режимов ИТНП КА и передачи информации. Для измерения параметров движения КА и передачи информации при наличии синхронизации в КИС очевидна целесообразность создания совмещающих эти режимы радиолиний (совмещенных радиолиний). Сигнал синхронизации в таких радиолиниях может выделяться из принимаемого информационного сигнала или может передаваться по отдельному каналу с временным, частотным или структурным разделением каналов. Схем, совмещающих каналы передачи информации и ИТНП КА, в настоящее время предложено много. В данном разделе эти схемы не рассматриваются.

Раздел посвящен анализу взаимного влияния каналов передачи информации и синхронизации с целью определения соотношений между зависимыми характеристиками, требующих учета при задании соответствующих требований.

Информационный сигнал для канала синхронизации в общем случае является помехой, вызывающей увеличение погрешностей синхронизации. С другой стороны, в канале передачи информации вследствие неточности синхронизации приемника возможны ошибки в принятии решения о переданном информационном сообщении. В этой ситуации возникает задача выбора характеристик радиолинии, наилучшим образом соответствующих предъявленным требованиям по вероятности правильного приема сообщений и точности синхронизации. Решение такой оптимизационной задачи получено в работах [4.8, 4.9].

В соответствии с постановкой данной задачи рассмотрим класс систем с разделением энергии каналов синхронизации и передачи информации, для которых выполняется условие

$$P_u + P_c = P, \quad (4.48)$$

где: P_u - средняя мощность сигнала, несущего информационные сообщения;

P_c - средняя мощность сигнала, обеспечивающего работу системы синхронизации.

Очевидно, что для таких систем существует оптимальное соотношение мощности P_c и P_u , при котором минимизируется вероятность $P_{ош}$ ошибочного приема сообщения.

По этому критерию оценим оптимальное значение показателя

$$\eta = \frac{P_c}{P} . \quad (4.49)$$

Для определенности предположим, что сообщения передаются ортогональными ШПС при воздействии на приемник аддитивного нормального стационарного шума со спектральной плотностью N_0 .

В [4.1] приведена приближенная формула, аппроксимирующая с достаточной для практики точностью выражение для вероятности ошибочного приема сообщений, кодированных ортогональными сигналами, при отсутствии ошибок синхронизации:

$$P_{ош}^{(1)} \approx \sqrt{M-1} \exp\left(-\frac{\mu}{2}-1,4\right) , \quad (4.50)$$

где: $M \gg 1$ - количество сигналов в алфавите,

$$\mu = \frac{P_u}{N_0} \frac{\log_2 M}{c} , \quad (4.51)$$

c - скорость передачи информации.

Вероятность ошибки сообщения с учетом лишь нестабильностей в системе синхронизации с когерентным приемом оценивается следующим выражением [4.1]:

$$P_{ош}^{(2)} = 1 - \int_{-\frac{\tau u}{2}}^{\frac{\tau u}{2}} \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} w(u, v) \, dudv , \quad (4.52)$$

где: $w(u, v)$ - двумерная плотность вероятности случайных величин τ (задержки сигнала) и φ (фазы сигнала).

При больших отношениях сигнал/шум контуры слежения за флюктуирующими параметрами τ и φ можно считать независимыми [4.1]. Тогда с учетом (4.46) и (4.47) выражение (4.52) может быть представлено в виде:

$$P_{ош}^{(2)} = \begin{cases} 2 \left[1 - \operatorname{erf} \left(\frac{1}{\sigma_\tau} \right) \right] , & \overline{\sigma_\tau} > \overline{\sigma_\varphi} , \\ 2 \left[1 - \operatorname{erf} \left(\frac{1}{\sigma_\varphi} \right) \right] , & \overline{\sigma_\varphi} > \overline{\sigma_\tau} , \end{cases} \quad (4.53)$$

где: $\operatorname{erf}(x)$ – функция Лапласа,

$$\bar{\sigma}_\tau = \frac{2}{\tau u} \sigma_\tau, \quad (4.54)$$

$$\bar{\sigma}_\varphi = \frac{2}{\pi} \sigma_\varphi. \quad (4.55)$$

Из выражения (4.53) следует, что оценку влияния шума в системе синхронизации на вероятность ошибочного приема сообщений можно производить с учетом нестабильности только одной из следящих схем (с худшими характеристиками относительной точности), если относительные средне-квадратические ошибки $\bar{\sigma}_\tau$ и $\bar{\sigma}_\varphi$ не очень близки друг к другу, что практически всегда имеет место.

Совместное влияние шумов в канале приема информации и нестабильностей в системе слежения за задержкой ШПС на вероятность ошибочного приема сообщений также оценена в [4.1]. Полученные результаты свидетельствуют о том, что и эти факторы могут учитываться раздельно, т. е.

$$P_{ош} \approx \max \left[P_{ош}^{(1)}(\mu, M), P_{ош}^{(2)}(\bar{\sigma}_\tau, \bar{\sigma}_\varphi) \right]. \quad (4.56)$$

Тогда поставленная оптимизационная задача может быть выражена в явном виде:

$$\min \left\{ \max \left[P_{ош}^{(1)}(P_u), P_{ош}^{(2)}(P_c) \right] \right\}, \quad (4.57)$$

$$P_u + P_c = P.$$

Полагая для определенности $\bar{\sigma}_\tau > \bar{\sigma}_\varphi$, представим задачу в виде нахождения одного искомого неизвестного $\eta_{ош}$ в уравнении:

$$P_{ош}^{(1)} \left[P(1 - \eta_{ош}) \right] = P_{ош}^{(2)} \left[P\eta_{ош} \right]. \quad (4.58)$$

При больших отношениях сигнал/шум уравнение (6.18) может быть решено аналитически.

Решение представляется в следующем виде [4.8, 4.9]:

$$\eta_{ош} \approx \frac{1}{1 + \frac{1}{B_\tau}}, \quad (4.59)$$

где:

$$B_\tau = 2L\tau_u \Delta F_{ш}. \quad (4.60)$$

В качестве иллюстрации полученных результатов на рис. 4.15, 4.16 и 4.17 представлены соответственно зависимости $P_{ош}^{(2)}(\bar{\sigma}_\tau, \bar{\sigma}_\varphi)$, $P_{ош}(\mu, M, \sigma_\tau)$ и $P_{ош}(\tau)$ при следующих значениях параметров: $M = 33$, $L = 1023$, $\Delta F_{ш} = 200$ Гц, $\tau_u = 10^{-6}$ с.

При заданных характеристиках $P_{ош}$ и $\bar{\sigma}_\tau$ необходимо оценить минимальную вероятность правильного приема сообщений $P_{ош \text{ мин}}$, соответствующую значению $\bar{\sigma}_\tau$. Если эта вероятность меньше заданной, то реали-

зуются энергетические характеристики радиолинии, соответствующие требованию к системе синхронизации.

Если вероятность $P_{ош\ мин}$ больше заданной, то необходимо уменьшить значение $\bar{\sigma}_\tau$ и реализовать энергетические характеристики радиолинии, соответствующие требованию к каналу передачи информации.

Таким образом, при задании требований к каналам передачи информации и ИТНП КА, определяющих энергетические характеристики КИС, необходимо учитывать их взаимную обусловленность.

Совмещение режимов передачи различной информации в радиолиниях КИС. Технические аспекты совмещения в одной радиолинии различной информации в настоящее время достаточно хорошо отработаны, прежде всего, в системах связи и передачи данных и принципиальных проблем не вызывают.

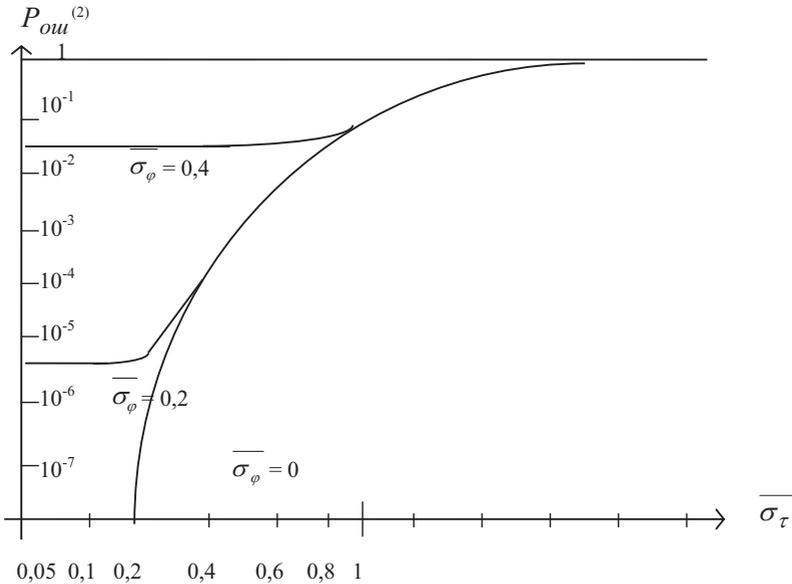


Рис. 4.15. Зависимость вероятности ошибочного приема информационного сообщения от нестабильности системы синхронизации

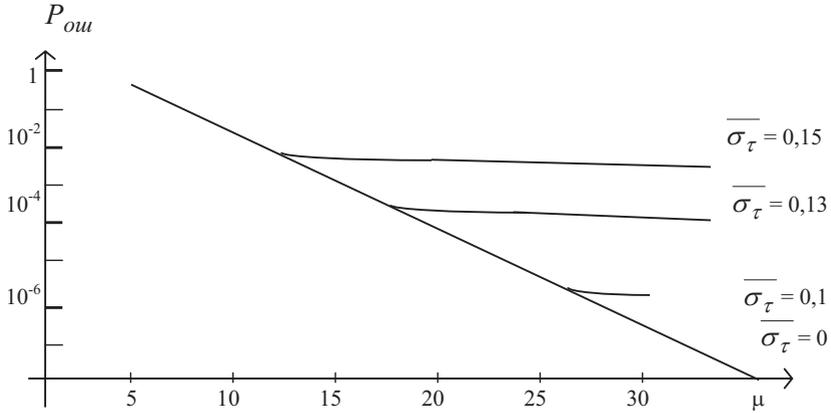


Рис. 4.16. Зависимость вероятности ошибочного приема информационного сообщения от характеристик канала приема информации и нестабильности системы слежения за задержкой сигнала

Подобные задачи решались и в КИС по передаче в одной радиолинии командно-программной, телеметрической, телевизионной и другой информации; по передаче командно-программной и эфемеридной информации, командно-программной информации и информации целевого назначения.

Вопросы совмещения разнородной информации приобретают особую актуальность при создании многофункциональных систем для решения перспективных практических задач с применением космических средств. Поэтому в данном разделе оценивается преимущественно целесообразность такого совмещения на примере реализации ряда проектов.

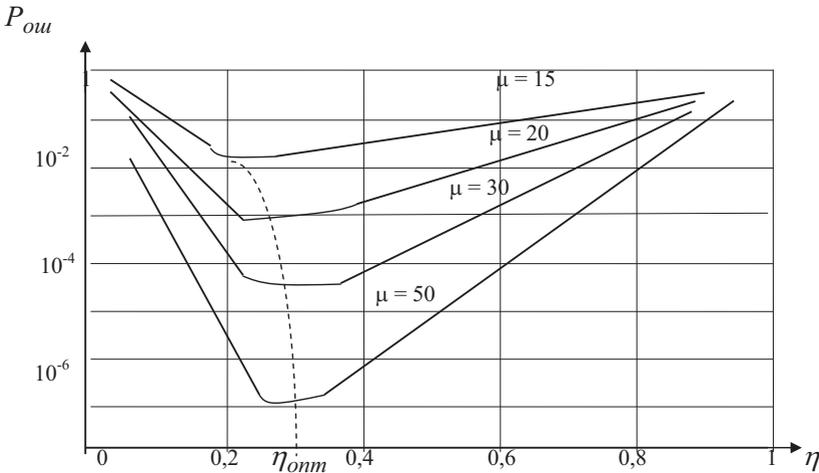


Рис. 4.17. Зависимость вероятности ошибочного приема информационного сообщения от доли средней мощности сигнала в системе синхронизации относительно суммарной мощности

При решении перспективных задач по-прежнему возможен альтернативный подход к развитию КИС: сохранение назначения КИС как системы передачи сравнительно низкоскоростной информации (от долей до нескольких единиц кбит/с) и создание новых систем, совмещающих функции обмена с КА низкоскоростной и высокоскоростной (до сотен Мбит/с) информацией.

Дополнительными к традиционным функциональным задачам КИС по передаче низкоскоростной информации могут быть следующие задачи:

- сбор и доведение до соответствующих органов информации траекторного контроля КА, формируемой навигационной аппаратурой потребителя космических навигационных систем, устанавливаемой на КА;

- сбор и доведение до соответствующих органов сигналов оповещения, формируемых БКУ КА («Вызов НКУ»); специальной системой датчиков, реагирующих на поражающие внешние воздействия (облучения КА, опасные сближения и контакты с другими космическими объектами); сигналов, передаваемых с отделяемых от поврежденных КА модулей («черных ящиков»), сигналов контроля окружающей среды и т. д.;

- передача (трансляция) по каналам КИС малых потоков телеметрической информации и не только с КА, оснащенных БА КИС, но и с других объектов (ракет, разгонных блоков);

- передача (трансляция) связных сообщений для космических и наземных абонентов, а также специальных сигналов централизованного управления бортовыми системами КА и наземными объектами.

Варианты возможных схем сопряжения КИС с перечисленными источниками и потребителями низкоскоростной информации приведены на рис. 4.18, 4.19.

Информацию с НАП представляется наиболее целесообразным передавать в телеметрическом кадре.

Сигналы оповещения, передаваемые в настоящее время по специальным радиолиниям, постоянно находящимся в дежурном режиме, могут транслироваться и через КИС при условии организации в комплексе КИС аналогичного дежурного режима. Постановка КИС непосредственного управления КА с остронаправленными наземными антеннами в режим постоянного слежения за всей ОГ КА экономически не оправдана, а прием информации с отделившихся модулей в этом варианте вследствие неопределенности их траекторий практически невозможен, что послужило основанием создания специальных дежурных наземных станций, оснащенных малонаправленными антеннами.

Однако при использовании космических систем ретрансляции информации прием сигналов оповещения может быть обеспечен наземной станцией КИС, формирующей магистральный канал обмена информацией со всеми космическими абонентами системы. При наличии десятков КА-абонентов космической системы ретрансляции и дополнительном оснащении их приемниками сигналов, передаваемых с отделившихся модулей, может быть обеспечено по той же ретрансляционной схеме оперативное доведение до потребителей ин-

формации и с «черных ящиков». Поскольку основными условиями реализуемости радиолинии передачи сигналов оповещения с отделившихся модулей является использование всенаправленных передающей и приемной антенн и ограничение мощности передатчика до единиц Вт, представляется целесообразным в таких радиолиниях использовать, по возможности, более длинные волны.

Из уравнения энергетического баланса радиолинии [4.29] следует:

$$\left(\frac{P_c}{N_0}\right) \sim \lambda^2 \quad (4.61)$$

где: $\left(\frac{P_c}{N_0}\right)$ - отношение мощности сигнала к спектральной плотности шума

на входе приемника;

λ - длина радиоволны.

Наиболее предпочтительным для таких радиолиний в рассматриваемой схеме представляется КВ-диапазон (рис.4.19), обеспечивающий при прочих необходимых условиях и помехозащищенность радиолиний при постановке помех с Земли (радиоволны КВ-диапазона отражаются от атмосферы Земли).

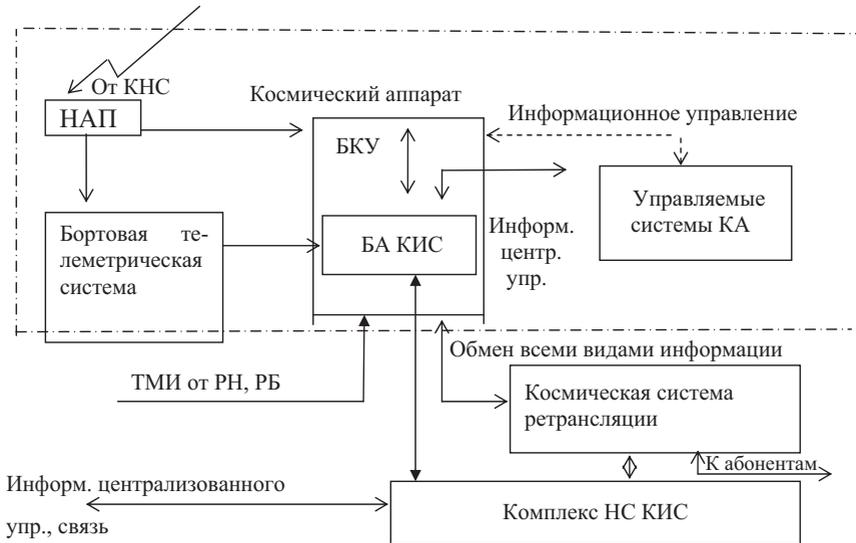


Рис. 4.18. Варианты схем сопряжения КИС с источниками и потребителями низкоскоростной информации



Рис. 4.19. Вариант схемы доведения информации оповещения и контроля окружающей среды с применением КИС, функционирующих в системе ретрансляции

Трансляция через КИС телеметрической и различной связной (управленческой) информации, передаваемой с наземных и космических объектов, также требует реализации в КИС ретрансляционных режимов. В этом плане либо КИС должна быть абонентом некоторой многофункциональной системы ретрансляции, либо своими аппаратурными комплексами организовывать локальные наземно-космические сети (см. рис. 4.18).

Возможна передача информации между двумя НС КИС непосредственного управления через БА КИС космического аппарата, находящегося в зоне одновременной видимости НС КИС. При этом обеспечивается только симплексный режим обмена сообщениями.

Создание систем передачи высокоскоростной информации наиболее актуально для обеспечения целевого функционирования КА наблюдения. Скорость передачи ИЦН с КА видового наблюдения может достигать сотен Мбит/с, а информации банков данных (ИБД) с Земли – десятков Мбит/с. Такие системы до настоящего времени создавались как автономные и входили в состав спецкомплексов.

Принципиально подобные задачи могут быть возложены и на КИС при условии использования высоконаправленных бортовых антенн. Совмещенные в данном смысле радиолинии, тем не менее, не нашли широкого применения, прежде всего, из-за того, что высокоскоростные режимы передачи информации требуются для сравнительно узкого класса КА, а КИС развивались как унифицированные системы. Там же, где спецрадиолинии используются практически постоянно, на базе этих радиолиний имеет смысл создавать и каналы управления КА. Такие системы создавались и, по-видимому, будут развиваться в дальнейшем.

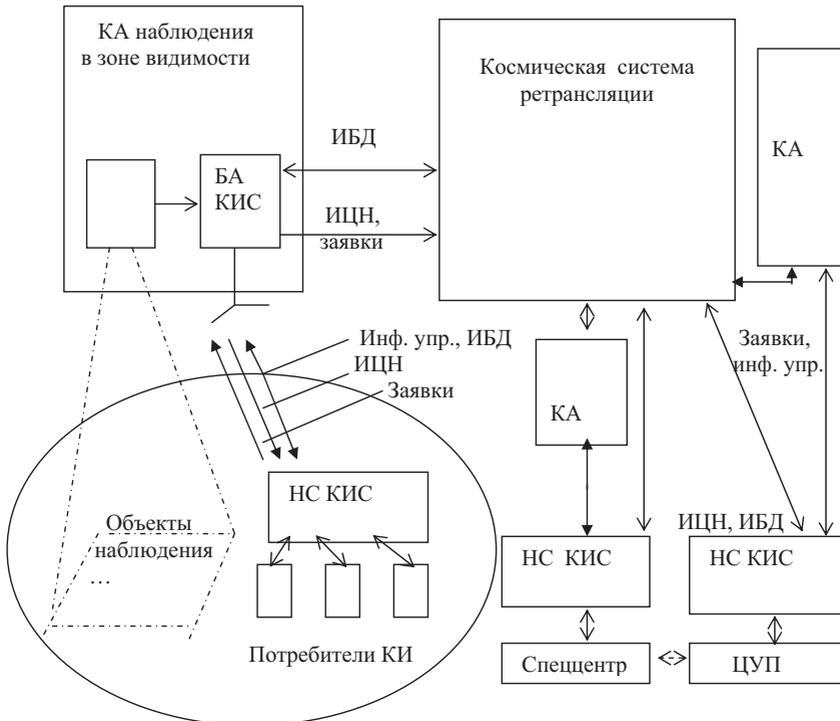
В последнее время возникает интерес к системам оперативного доведения космической информации (КИ) до периферийных потребителей (наблю-

дение за районами конфликтов, стихийных бедствий, ледовой обстановки и др.) с доведением информации потребителям, работающим в этих районах.

Один из вариантов построения такой системы с централизованными и децентрализованными элементами управления КА и обработки информации наблюдения представлен на рис. 4.20.

Управление КА согласно этому варианту осуществляется из ЦУП через НС КИС непосредственно или через другие КА, входящие в космическую систему ретрансляции. ЦУП и НС КИС при наличии требуемой глобальности системы ретрансляции могут располагаться на значительном удалении от потребителей КИ. В зоне ответственности потребителей размещается мобильный пункт децентрализованного оперативного управления и приема КИ, представляющий собой наземную станцию перевозимого типа, обеспечивающую непосредственный прием, обработку и выдачу КИ потребителям. Прием информации наблюдения согласно этой схеме осуществляется в реальном масштабе времени, что повышает оперативность ее доведения по сравнению с другими системами централизованного типа.

Система может быть и смешанной, если ее дополнить режимами обмена информацией банков данных периферийного пункта и спеццентра.



Зона ответственности потребителей КИ

Рис. 4.20. Вариант оперативного доведения высокоскоростной информации наблюдения до периферийных потребителей

4.5.5.4. Диапазоны волн радиолиний КИС

В данном разделе формулируются основные принципы, которыми целесообразно руководствоваться при выборе диапазонов радиоволн радиолиний КИС ближнего и среднего космоса.

Очевидно, что НС КИС в зоне ответственности периферийных потребителей целесообразно создавать как систему, совмещающую режимы управления КА, обмена ИБД, приема высокоскоростной информации и передачи заявок по планированию работы КА в ЦУП.

Создание совмещенных систем обмена с КА низкоскоростной и высокоскоростной информацией, безусловно, усложнит базовые аппаратные комплексы КИС, но при модульном принципе построения системы, когда соответствующие устройства могут применяться по необходимости, представляется перспективным и экономически оправданным.

Диапазоны волн КИС выбираются в пределах «радиоокна прозрачности», их выбор определяется следующими основными обстоятельствами и требованиями:

- максимальной преемственностью по отношению к аппаратным комплексам-прототипам;
- рекомендациями международных и государственных комитетов по радиочастотам, действующими директивными документами;
- тактико-техническими требованиями к КИС:
- по управлению КА в неориентированном (ориентированном) полете (определяющих характеристики направленности бортовых антенн); в непосредственном и (или) ретрансляционном режимах (определяющих наличие или отсутствие на трассе радиолинии атмосферы Земли);
- по информативности радиоканалов;
- по помехозащищенности и электромагнитной совместимости радиолиний;
- характеристиками затухания и преломления при прохождении электромагнитных волн атмосферы Земли.

Важнейшей особенностью радиолиний КИС, отличающей их от радиолиний других систем, существенно влияющей на выбор диапазонов волн КИС, является требование по обеспечению управления КА в неориентированном полете. КИС является основным инструментом приведения всех технических комплексов КА в режим их штатной эксплуатации, в каком бы состоянии КА не находился, включая аварийные ситуации.

Преемственность для разработчиков КИС играет существенную роль. Использование ранних разработок, накопленного научно-технического задела освобождает разработчиков при создании перспективных систем от рутинной работы и повторения пройденного пути. Нет необходимости перестройки системы, в том числе изменения диапазона волн, если система соответствует поставленным задачам. Такой консерватизм допустим до тех пор, пока требования к системе не превышают резервы ее развития, определяемые

выбранными ранее решениями. Именно благодаря преемственности отечественные КИС развивалась в течение десятилетий, в основном сохраняя в рядах (семействах) диапазоны волн, соответствующие аппаратным комплексам первых поколений [4.49].

К таким основным существующим рядам могут быть отнесены КИС УКВ-диапазона (150...400 МГц), обеспечившие полеты еще первых ИСЗ, дециметрового диапазона (~1 ГГц), сантиметрового диапазона (~2...8 ГГц) в режиме непосредственного управления КА, (10...15 ГГц) - в режиме ретрансляционного управления.

Рекомендациями комитетов по радиочастотам и регламентом радиосвязи в настоящее время для радиолиний КИС непосредственного управления КА в качестве основного предлагается S-диапазон радиочастот, для ретрансляционных систем K_U -диапазон и более высокие частотные диапазоны.

Эти рекомендации основаны, прежде всего, на упорядочении коллективного использования радиочастотного спектра с точки зрения электромагнитной совместимости (ЭМС). Выполнение рекомендаций комитетов по радиочастотам играет определенную роль, прежде всего, при коммерческом использовании создаваемых систем. Исходя из этих позиций ряд отечественных КИС, предназначенных для управления КА социально-экономического, научного назначения и международного сотрудничества, могут быть переведены в международные диапазоны.

Физическую основу, определяющую выбор диапазона волн КИС, составляют тактико-технические требования к системе и известные выражения энергетического баланса радиолинии:

а) в отсутствии внешних помех при распространении радиоволн в свободном пространстве [4.29]

$$\frac{P_{\text{прд}} G_{\text{прд}} G_{\text{прм}} \lambda^2}{16\pi^2 \kappa T_w D^2} \gamma > \left(\frac{c}{N_0} \right) \text{ порог}; \quad (4.62)$$

б) при воздействии внешних шумовых помех (РЭП)

$$P_{\text{прд}} G_{\text{прд}} \cdot \frac{G_{\text{прм}}}{G_{\text{прм}}^{(n)}} \left(\frac{P_c}{N_0} \right) \left(\frac{D_{\text{рэн}}}{D} \right)^2 > P_{\text{прдп}} G_{\text{прдп}}, \quad (4.63)$$

где: $P_{\text{прд}}$ - мощность передатчика $G_{\text{прд}}$;

$G_{\text{прм}}$ - коэффициенты усиления передающей и приемной антенн соответственно;

$\kappa = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Вт/Град·Гц - постоянная Больцмана;

T_w - шумовая температура антеннофидерных тактов и приемника;

D - дальность радиолинии;

λ - средняя длина волн;

γ - коэффициент затухания (поглощения) волн в атмосфере ($0 < \gamma \leq 1$);

$\left(\frac{P_c}{N_0}\right)$ порог - пороговое отношение мощности сигнала к спектральной

плотности шума на выходе приемника, определяемое информативностью радиолинии и достоверностью приема информации;

$G_{прм}^{(n)}$ - коэффициент усиления приемной антенны в направлении на источник помех;

Δf - ширина спектра сигнала (а также спектра помехи, согласованной с сигналом, обеспечивающей наиболее эффективное подавление);

$D_{рзп}$ - дальность радиолинии постановки помех;

$P_{прдп}, G_{прдп}$ - соответственно мощность передатчика и коэффициент усиления станции помех.

Проанализируем условия функционирования радиолиний КИС и для этих условий определим предпочтительные диапазоны радиоволн.

Требование устойчивой работы радиолинии в неориентированном полете КА определяет необходимость использования на КА ненаправленных (всенаправленных) антенн. Минимальный коэффициент усиления антенны КИС на КА определяется уровнем минус (10...13) дБ, чтобы гарантировано обеспечить работу радиолинии в «провалах» диаграммы направленности при вращении КА.

Наземные антенны основных многофункциональных КИС являются зеркальными параболическими, обеспечивающими наилучшие эксплуатационные свойства и показатели усиления при заданных размерах. Диаметры зеркал наземных антенн составляют от единиц до десятков метров.

Если принять во внимание, что для параболических антенн справедливо соотношение

$$G \approx 5,6 \left(\frac{D}{\lambda}\right)^2, \quad (4.64)$$

где: G - коэффициент усиления антенны;

D - диаметр антенны.

Для рассматриваемых условий выражение (6.19) приобретает вид:

$$\frac{P_{прдп}}{16\pi^2 k T_u D^2} 5,6 D^2 \gamma G_{КА} > \left(\frac{P_c}{N_0}\right) \text{ порог.} \quad (4.65)$$

В выражении (4.65) $G_{КА}$ - коэффициент усиления бортовой антенны (заданная величина).

Частотнозависимым параметром в (4.65) является только коэффициент затухания γ , из чего можно сделать вывод **о равноценности всех частотных диапазонов** при их использовании в КИС в пределах «радиоокна прозрачности» ($\gamma \approx 1$). Размеры наземной антенны для любого из выбранных диапазонов при прочих равных условиях остаются неизменными.

Учитывая, что в миллиметровом диапазоне волн (верхняя граница «радиоокна») резко возрастает затухание в атмосфере (при $\lambda \approx 8$ мм до

14...20 дБ), усложняются вопросы создания всенаправленных антенн, возможности получения больших мощностей передатчиков, использовать этот диапазон в радиолиниях КИС «Земля–КА» и «КА–Земля» в рассматриваемых условиях представляется нецелесообразным.

В оптическом диапазоне затухание также зависит от состояния атмосферы, времени суток; проблематично создание двухсторонних линий передачи информации с всенаправленной бортовой диаграммой. Однако в системах ИТП КА, где достаточно получить отраженный сигнал в направлении на источник запросного с Земли сигнала, возможность функционирования наземной станции с КА в неориентированном полете существует за счет установки на нем угловых отражателей. Благодаря этому квантово-оптические системы (КОС) стали одним из основных прецизионных инструментов траекторного контроля КА с Земли.

Направленные антенны КА при работе с наземной станцией КИС практически не используются, так как требуют наведения на конкретный пункт управления. Соответственно при этом ограничиваются возможности оперативного планирования работы пункта для управления КА.

Однако введение режимов функционирования КИС с направленными бортовыми антеннами могло бы уменьшить размеры наземных антенн, мощности передатчиков КИС, что следует из соотношения (4.62), в котором левая часть неравенства в рассматриваемых условиях обратно пропорциональна λ^2 .

Для высокоскоростных режимов обмена информацией с КА применение бортовых направленных антенн представляется неизбежным.

В выражении (4.63) для условий РЭП частотнозависимым параметром потенциально является только ширина частотного спектра Δf , которая для узкополосных режимов определяется скоростью передачи информации (информативностью канала), для широкополосных режимов с применением сложных сигналов - информативностью и базой сигнала (частотной избыточностью). Расширение спектра сигнала в пределах выбранного диапазона частот ограничивается информационной емкостью канала, которая повышается с увеличением частоты. В этом плане переход к более высоким частотам потенциально способствует решению проблемы помехозащищенности радиолинии. Даже на частотах с большими затуханиями в атмосфере этот вывод сохраняется, так как условия распространения радиоволн для радиолиний КИС и средств РЭП с Земли одинаковы.

Информационные полосы КИС в каналах передачи информации на КА являются сравнительно узкими - единицы и десятки кбит/с. Ширина спектра сигнала существующих КИС сантиметрового диапазона в широкополосных режимах достигает 100 МГц, что на ближайшую перспективу может считаться достаточным для обеспечения требуемой помехозащищенности КИС.

В этих условиях переход от используемых в настоящее время к более высоким частотам не представляется безусловно актуальным. В далёкой перспективе при появлении (возможно) дополнительных требований по помехозащищенности использование более высоких частот в КИС повышенной

устойчивости функционирования с расширением полосы Δf до 200...500 МГц может быть признано целесообразным.

В варианте подавления НС КИС с высоконаправленной антенной, осуществляемом по боковым и задним лепесткам диаграммы направленности антенны, дополнительным фактором, повышающим помехозащищенность радиолинии, является отношение $\frac{G_{нрм}}{G_{нрм}^{(n)}}$ величины главного лепестка диаграммы

направленности к уровню бокового (заднего) излучения антенны. Это отношение практически не является частотнозависимым и для типовых параболических антенн оценивается в ~ 30 дБ.

В радиолиниях «КА-КА» возможно использование любого частотного диапазона, в котором реализуется антенная система с заданными характеристиками.

При организации РЭП таким радиолиниям с Земли достаточно использовать диапазоны высоких частот, не проходящих через атмосферу Земли, например, с длиной волны ~ 5 мм (при этом реализуется режим работы без внешних помех).

Особый интерес представляют радиолинии, в которых используются ненаправленные передающие и приемные антенны. Этот вариант рассматривается в режиме работы без внешних помех, поскольку обеспечить помехозащищенность таких радиолиний в пределах рациональных усилий не представляется возможным.

Такие радиолинии «КА-Земля» существуют и развиваются в классах систем, близких к КИС. Созданы, например, специальные радиолинии, предназначенные для непосредственного оповещения Земли о нештатных ситуациях на борту КА (передающие сигналы «Вызов НКУ») или о невозможности восстановления аварийной ситуации с отделением от КА «черного ящика», передающего информацию об аварии. Для таких систем ненаправленность передающих и приемных антенн является обязательным условием, так как баллистические характеристики «черных ящиков» на Земле в общем случае неизвестны.

В радиолиниях «КА-КА» при использовании, например, КВ-диапазона радиоволн также реализуется вариант работы со слабонаправленными антеннами. Такой вариант радиолинии может быть реализован при создании малоинформативных космических сетей. Преимущества этого варианта связаны с пространственно беспойсковым режимом вхождения в связь и свойством КВ- радиоволн отражаться от атмосферы Земли.

Из выражения (4.63) следует, что для таких радиолиний (при $G_{нр\delta} \approx G_{нрм} \approx 1$) целесообразно выбирать диапазон как можно более длинных радиоволн. Для системы непосредственного оповещения Земли он выбран вблизи левой границы «радиоокна прозрачности» (~ 150 МГц).

Обобщая проведенный анализ в плане выбора диапазона радиоволн многофункциональных КИС, можно сделать вывод о том, что при создании однодиапазонных КИС (сетей) и условии обязательной реализации режима

работы с всенаправленной на КА антенной диапазон всех радиолиний КИС («Земля-КА» «КА-Земля», «КА-КА») целесообразно выбирать в верхней части «радиоокна прозрачности». В вариантах создания двухдиапазонных сетей в радиолиниях «КА-КА» целесообразно дополнительно реализовать режим направленного излучения и приема в диапазоне более высоких частот (миллиметровых или оптических длин волн).

4.5.6. Проблемные вопросы совершенствования радиотехнических средств управления КА

Радиотехнические средства управления КА, как и другие технические системы стабильно развивающейся отрасли, совершенствуются в течение времени в соответствии с изменяющимися требованиями, возможностями заказчиков и разработчиков. Такое развитие должно регламентироваться научно обоснованной программой, рассчитанной на обозримую перспективу и предусматривающей приведение в соответствие выдвинутых к РСУ требований и готовности комплексов РСУ реализовать эти требования.

РСУ в своем развитии проходят ряд стадий, образующих их жизненные циклы:

- упреждающие научно-исследовательские работы (НИР);
- опытно-конструкторская работа (ОКР) по созданию конкретной системы (обоснование; разработка тактико-технического задания (ТТЗ);
- разработка технического предложения; разработка эскизного (технического) проекта; разработка конструкторской документации; создание опытных образцов; испытания созданных систем; корректировка конструкторской документации);
- серийное производство (СП) системы, ввод серийных образцов в эксплуатацию;
- эксплуатация систем, включающая применение их по назначению, профилактические и ремонтно-восстановительные работы в процессе эксплуатации;
- вывод из эксплуатации устаревших систем с заменой их на аналогичные, модернизированные или существенно усовершенствованные (новые).

Реализующими эти стадии развития технических систем органами являются НИУ (стадии НИР), научно-производственные и проектные организации, конструкторские бюро (стадия ОКР), заводы-изготовители (стадия СП), эксплуатирующие организации.

Кооперация организаций, привлекаемых для разработки, создания и эксплуатации технических систем, может насчитывать сотни предприятий, которые организуются головным разработчиком технической системы, финансируются и контролируются ее генеральным заказчиком.

В условиях постоянного функционирования на орбите большого количества КА, требующих управления, стадии эксплуатации средств должны образовывать непрерывный процесс, обеспечивающий готовность к применению и

применение их при необходимости в любой момент времени. По отношению к другим стадиям (НИР, ОКР, СП) непрерывность является желательной, но не обязательной. Варианты сопряжения жизненных циклов РСУ могут различаться в зависимости от объема работ на каждой стадии. Так, например, стадия НИР может отсутствовать, ОКР может выполняться как работа по созданию новой или модернизации существующей технической системы, стадия СП может осуществляться для изготовления систем необходимой серии как однократно, так и большее число раз. Состав задач на каждой стадии, длительности стадий, времена их начала могут привести к существенно различным результатам развития технических систем. Поэтому весь рассматриваемый процесс целесообразно оптимизировать, исходя из заданной целевой установки и финансирования на интервале программного планирования развития технической системы.

Задача программного планирования развития РСУ формулируется на основе известного критериального подхода «эффективность-стоимость (время)», альтернативы которому в сложившихся производственных отношениях нет.

Наиболее общая вербальная формулировка этой задачи имеет вид:

необходимо предложить такую программу развития РСУ на интервале программного планирования, которая обеспечивала бы удовлетворение с заданной (близкой к единице) вероятностью всех требований на данном интервале со стороны систем более высокого иерархического уровня и других взаимодействующих систем при некоторых ограничениях и характеризовалась бы минимальной по отношению к другим вариантам программы суммарной стоимостью работ, предусмотренных программой.

Все задачи совершенствования РСУ так или иначе являются подчиненными задачами по отношению к данной.

Основными результатами программного планирования развития РСУ являются:

- типаж (номенклатура модификаций) создаваемых (применяемых) средств по этапам на планируемом интервале времени;
- объемы серийных поставок каждого типа средств по этапам на планируемом интервале времени, места дислокации наземных станций на пунктах эксплуатации, типаж бортовой аппаратуры РСУ для конкретных КА;
- перечень и основные задачи НИР и ОКР на планируемом интервале времени;
- требования к перспективным средствам и их ожидаемые характеристики;
- затраты на развитие РСУ на интервале программного планирования, распределение затрат по отдельным направлениям программы.

Исходные данные для решения сформулированной задачи включают:

- временной интервал программного планирования;
- характеристики технического состояния эксплуатируемых средств, состояние разработки новой техники (модификаций) к началу интервала программного планирования;

- планы (программы) развития взаимодействующих систем, элементной базы, устройств, включаемых в состав РСУ;
- характеристики производительности заводов-изготовителей аппаратуры, возможности предприятий-разработчиков средств; экономические показатели разработки, изготовления и эксплуатации техники;
- выделенные для развития РСУ на планируемом интервале времени финансовые ресурсы;
- требования к РСУ со стороны систем более высокого иерархического уровня (ИУС, в составе которых предполагается функционирование РСУ); ограничения со стороны взаимодействующих с РСУ средств;
- результаты прогноза характеристик комплексов противодействия функционированию РСУ военного и двойного назначения;
- характеристики систем-аналогов, развиваемых в рамках других операций.

В настоящее время для разработки программ развития РСУ, как и других технических систем, используются, в основном, неформальные методы, базирующиеся на экспертных предложениях и оценках вариантов с привлечением при проведении оценок формализованных методов анализа и синтеза отдельных фрагментов программы. Такой подход всегда может быть в той или иной мере реализован, имеет право на существование, однако не гарантирует нахождение оптимального решения, требует привлечения большого количества экспертов по различным специальностям и организации взаимодействия входными и выходными данными. Такой процесс, как правило, является длительным, может быть связан с авралами, субъективными подходами и т. д.

Актуальность задачи оптимизации программного развития РСУ, трудности ее формализации и решения очевидны, но также очевидна и принципиальная возможность создания такой оптимальной программы развития. Завершенных научных проработок в этом направлении явно недостаточно.

Основные полученные научные результаты сводятся к построению сложных имитационных моделей (комплексов моделей) взаимосвязанных процессов создания и функционирования исследуемой системы при соблюдении принципа учета сколь угодно большого количества факторов с последующими попытками сокращения размерности задачи путем отсеивания несущественных факторов. Строгого решения задач моделирования (оптимизации функционирования) в настоящее время также не существует. Но если бы оно и существовало, то остаются проблемными вопросы нахождения оптимальных решений на основе планирования вычислений (единичных откликов), которые могут быть получены в процессе исследования имитационных моделей. Не формализуются также процессы научных исследований, генерации альтернативных вариантов, подлежащих исследованию. Одним из важнейших проблемных вопросов остается вопрос получения регрессионных зависимостей стоимости разработки, создания, эксплуатации средств от их характеристик (особенно в условиях экономической нестабильности развития предприятий).

Весь этот комплекс проблем представляется определяющим для дальнейшего развития системотехники вообще как науки, исследующей процессы функционирования и развития технических систем различного назначения.

В условиях невозможности математически строгого решения задачи программного планирования развития технических систем на длительных интервалах времени применяются методы поэтапного программирования, согласно которым долгосрочные программы уточняются при разработке краткосрочных программ. При этом могут сохраняться основные цели долгосрочных программ, а достоверность результатов краткосрочных программ обеспечивается более точным знанием условий и исходных данных решаемых задач.

Практика разработки отечественных программ на государственном уровне определила необходимость формирования:

- долгосрочных эскизных целевых программ на период 20 лет и более;
- основных направлений развития конкретной техники на 15 лет;
- 10-летних программ развития техники;
- 5-летних планов, планов текущего года и более глубокой детализацией.

• Научным базисом разрабатываемых программ и планов развития конкретной техники представляются основные направления ее развития.

• Относительно современного состояния КИС основные направления их развития предполагают:

• обеспечение требуемой оперативности и глобальности управления КА (стремление к идеальному непрерывному во времени и пространстве управлению);

• обеспечение требуемой точности и оперативности контроля параметров орбит КА;

• обеспечение требуемой устойчивости функционирования КИС в условиях непреднамеренных воздействий и целенаправленного противодействия;

• унификацию (сокращение количества типов) КИС;

• совершенствование эксплуатационно-технических характеристик (стремление к высоконадежным автоматическим необслуживаемым системам).

Основные направления развития, требования к перспективным КИС и пути выполнения требований (ориентиры развития) в соответствии с существующими взглядами представлены в табл. 4.4.

Основные направления развития КИС

№ П.П.	Ориентировочные требования к перспективным КИС	Основные пути выполнения требований
	2	3
1	<p>Оперативность и глобальность управления КА:</p> <p>а) время вхождения в связь с КА 0,1...0,3 с;</p> <p>б) передача КПИ на одиночный КА объемом 200 кбит за 100...200 с в условиях помех, за ~1 с при отсутствии помех; вероятность ошибочности приема 1 бит информации не более 10^{-6};</p> <p>в) передача информации в направлении «КА-Земля» в диапазоне скоростей 0,1... $64 \cdot 10^3$ кбит/с с вероятностью ошибочного приема 1 бит информации не более 10^{-6}.</p>	<p>Внедрение ретрансляционных режимов управления КА, в том числе наземно-космических сетей; расширение диапазона скоростей передачи информации при работе с целевыми одиночными автоматическими КА в направлении «Земля-КА» до значений 0,1...300 кбит/с, в направлении «КА-Земля» – 0,1... $64 \cdot 10^3$ кбит/с, при работе с СР (групповая скорость) – до 600 Мбит/с; внедрение методов ускоренного вхождения в связь; использование как всенаправленных, так и остронаправленных бортовых антенн; совмещение при необходимости в радиолиниях «КА-Земля» каналов управления КА и каналов передачи специальной (целевой) и другой информации.</p>
2	<p>Точность ИТНП КА</p> <p>Среднеквадратические (σ) и систематические (δ) погрешности измерения</p> <p>а) дальности до КА $\sigma D \leq 1 м; \delta D \leq 5 м;$ для навигационных КА при их ЛИ $\sigma D \leq 0,2 м; \delta D \leq 1 м;$</p> <p>б) радиальной скорости КА $\sigma D^0, \delta D^0 \leq 10^{-3} м/с;$ для навигационных КА при их ЛИ $\sigma D^0, \delta D^0 \leq 10^{-4} м/с;$</p> <p>в) угловых координат КА $\sigma(\alpha, \beta), \delta(\alpha, \beta) \leq 0,5'.$</p> <p>Для особых условий применения и режимов работы (мобильные КИС, атмосферный полет, безопасные измерения и т. д.) требования согласуются с решением целевых задач.</p>	<p>Измерение и учет аппаратурных задержек радиосигналов; контроль и учет условий распространения радиоволн; повышение тактовой частоты ШПС; повышение при заданных ограничениях энергетики радиолиний; внедрение методов оптимальной фильтрации сигналов на фоне помех; применение высокостабильных генераторов; измерение и учет последствий температурных и других силовых деформаций антенных систем, бортовых устройств и др.</p>

№ П.П.	Ориентировочные требования к перспективным КИС	Основные пути выполнения требований
	2	3
3	<p>Устойчивость</p> <p>а) помехозащищенность КИС: выполнение требований п.п.1,2 с вероятностью, близкой к единице, в условиях РЭП, организованного в соответствии с заданной моделью, определяющей:</p> <ul style="list-style-type: none"> • по постановке шумовых помех: <p>ЭИИМ постановщиков помех; расстояние от них до подавляемых приемников (способы доставки постановщиков помех в зону действия и сценарии их применения); инерционность контура РТР-РЭП;</p> <ul style="list-style-type: none"> • по постановке имитационных помех: <p>ВВХ аппаратуры раскрытия кодов имитозащиты; способы и сценарии постановки имитационных помех;</p> <p>б) живучесть НС КИС: выполнение требований п.п.1,2 с вероятностью, близкой к единице, в условиях ударных воздействий различным оружием, организованных в соответствии с заданной моделью, определяющей:</p> <ul style="list-style-type: none"> • сценарии технической разведки местоположения НС КИС; • инерционность контуров «формирование целеуказаний-применение оружия»; • характеристики носителей оружия и собственно оружия, в том числе высокоточного, поражающих излучений (ЭМИ и ИИ) и др.; • временной интервал проведения операций по поражению КИС и других средств управления КА. 	<p>а) Расширение полос используемых частот;</p> <ul style="list-style-type: none"> • повышение ЭИИМ КИС в диапазоне заданных ограничений; • использование высоконаправленных бортовых антенн (наряду с всенаправленными); • снижение уровня бокового и заднего излучения антенн; • использование широкополосного кодирования сигналов; • внедрение режимов со сверхкороткими сеансами управления КА, обеспечивающих уклонение от прицельных во времени помех (наряду с режимами, соответствующими требованиям по оперативности управления КА); • расширение диапазона скоростей передачи информации в условиях превентивных помех; • внедрение беззапросных режимов ИТНП КА, технологий, минимизирующих выход на излучение НС, режимов с задержкой квитирования, функционирования без синхронизации по обратному каналу; <p>б) повышение мобильности подвижных наземных станций; уменьшение массогабаритных характеристик аппаратурных комплексов до размеров одного малогабаритного автомобильного носителя;</p> <ul style="list-style-type: none"> • внедрение технологий, минимизирующих выход на излучение НС; • уменьшение мощности радиопередающих устройств, бокового и заднего излучения антенных систем, исключаящих эффективную РТР НС КИС; • комплексное применение средств маскировки от видовой технической разведки; • создание средств защиты от самонаводящегося оружия; • внедрение методов защиты аппаратуры от ЭМИ и ИИ; • применение средств и способов активной защиты НС КИС от оружия.

№ П.П.	Ориентировочные требования к перспективным КИС	Основные пути выполнения требований
	2	3
4	<p>Унификация Минимизация номенклатуры модификаций КИС при удовлетворении требованиям всех заказчиков.</p>	<p>Поэтапное прекращение эксплуатации морально и физически устаревших КИС. Развитие следующих базовых (семейств модификаций) КИС:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1) КИС дальнего космоса для управления и обмена информацией целевого назначения с межпланетными КА; 2) КИС для управления КА пилотируемых программ, выполнения транспортно-технических операций на орбите, совмещенные с системами космического телевидения и связи с экипажами, функционирующие совместно с космическими системами ретрансляции; 3) КИС для управления автоматическими КА специального (двойного), хозяйственного и коммерческого назначения в диапазоне высот орбит 150...50000 км, функционирующие в непосредственном и ретрансляционном режимах. <p>Возможные модификации:</p> <ul style="list-style-type: none"> • по принадлежности к заказывающему ведомству; • по назначению КА и функциональным задачам КИС; • по диапазону высот управляемых КА; • по способу исполнения (стационарные, мобильные); • по точности ИТП КА (прецизионные, массового применения); • по массогабаритным характеристикам бортовой аппаратуры; • по способам реализации ретрансляционных режимов; • по степени интеграции с БКУ, НКУ, целевой аппаратурой и другими комплексами; • по диапазону используемых частот; • по типу используемых сигналов; • по уровню защищенности от преднамеренных и непреднамеренных воздействий; • по наличию и квалификации операторов и др.

№ П.П.	Ориентировочные требования к перспективным КИС	Основные пути выполнения требований
	2	3
5	<p>Совершенствование ЭТХ Сокращение численности обслуживающего персонала; обеспечение надежности НС на уровне среднего времени наработки на отказ ~5000 час., БА – на уровне вероятности безотказной работы ~0,95 в течение 7...15 лет активного существования на орбите.</p>	<p>Автоматизация процессов управления КИС до уровня, требующего обслуживания только в нештатных и внеплановых ситуациях.</p> <p>Внедрение технологий, обеспечивающих требуемые характеристики надежности КИС.</p>

ГЛАВА 5. КРАТКИЕ ИСТОРИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ О СОЗДАНИИ РАКЕТ

5.1. Пионеры ракетной техники

Человек всегда мечтал о небе, о космосе, о полетах к Луне, планетам, звездам и галактикам. По этому поводу написано много фантастических, научно-фантастических и научных произведений. Появление ракеты произошло после изобретения в X веке пороха. Вначале такие ракеты использовались для создания фейерверков. Затем они стали применяться как боевое средство для поражения противника [5.1].

В X...XIII веках в Европе применение пороха и ракет уже было достаточно широко известно. К этому же времени относятся достоверные данные о боевом применении ракет, или, как их в то время называли, «огненных стрел». В последующие столетия развитие гладкоствольной артиллерии и её крупные успехи отодвинули ракетную технику на второй план [5.2].

В конце XVIII века в Европе вновь пробуждается интерес к военному применению пороховых ракет. Толчком к этому послужили захватнические войны, которые в то время вели англичане в Индии; в ходе этих войн индусы применяли боевые пороховые ракеты. Простое устройство первых ракет и массивность удара, психологическое воздействие на пехоту – все эти качества уже забытого оружия заставили англичан внимательно присмотреться к ракетам. В результате боевая ракета через несколько лет уже была принята на вооружение в английской армии, а затем в армиях других европейских государств. Основным инициатором развития ракетного дела в английской армии того времени был полковник Конгрев, усовершенствовавший пороховую ракету и доведший дальность ее полета до 2,5 км.

Преимущества ракетного оружия заключались в скорострельности и в возможности ведения массированного огня. Легкость пусковых установок, не нуждающихся в тяжелых стволах и противооткатных устройствах, делала ракетную артиллерию маневренной и транспортабельной, что было особенно выгодно в условиях горной войны и при преодолении водных преград.

Развитие ракет в Европе продолжалось до восьмидесятых годов XIX столетия, пока не появились нарезные артиллерийские орудия, заряжающиеся с казны. С этим оружием как по скорострельности, дальности, так и по кучности боя ракеты того времени уже не могли конкурировать, и вплоть до Второй мировой войны ракета полностью снимается с вооружения всех армий мира.

Древние русские ракеты описаны впервые пушечным мастером Онисимом Михайловым в его «Уставе ратных, пушечных и других дел, касающихся до военной науки» (1607...1621 гг.). Подробно описав русские ракеты, он указывал на их применение не только для увеселений, но и в качестве боевого средства.

Вопросам боевого применения пороховых ракет было уделено серьезное внимание при Петре I. Еще в 1680 г. в Москве специальным указом было учреждено «ракетное заведение», в работе которого в дальнейшем деятельное

участие принимал сам Петр. При Петре I была разработана и стала применяться однофунтовая сигнальная ракета, поднимавшаяся вверх на высоту до 1 км. Эта сигнальная ракета «образца 1717 г.» оставалась на вооружении до конца XIX века. Ракеты ни во времена Петра, ни в более поздние времена не имели широкого боевого применения вплоть до двадцатых годов XIX столетия. Причиной этому были в основном большие успехи русских артиллеристов в области изготовления и боевого применения артиллерийских орудий.

Начавшаяся Отечественная война 1812 г. предъявила новые требования к артиллерии: увеличение дальности стрельбы, повышение подвижности артиллерийских орудий, обеспечение массированного артиллерийского огня. Над этой задачей трудились лучшие умы русских военных техников-артиллеристов. Развивая отечественную артиллерийскую ракетную технику, они самостоятельно создали удачные конструкции боевых ракет (фугасных и зажигательных) и легкие пусковые станки к ним. Здесь в первую очередь следует отметить труды генерала Александра Дмитриевича Засядко (1779...1837 гг.), внесшего большой вклад в дело развития отечественной ракетной техники. Им были созданы ракеты калибра 2; 2,9 и 4 дюйма с дальностью действия до 2,7 км. Засядко сконструировал также более совершенный станок для пуска ракет. Вместо ранее применявшихся устройств он предложил деревянную треногу и железную трубу, вращающуюся на треноге в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Хорошо прошедшие испытания ракеты Засядко получили одобрение военных специалистов и были приняты на вооружение русской армии.

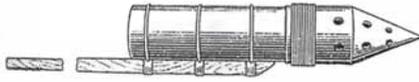
Заметим, что лучшие английские ракеты того времени имели дальность около 2,5 км и пускались из тяжелой массивной пушки. Во Франции легкие станки, аналогичные русским, были приняты на вооружение лишь в 1853 г.

В 40-х годах XIX столетия начал свою деятельность выдающийся ученый-артиллерист генерал Константин Иванович Константинов (1819...1871 гг.), внесший большой вклад в дело создания русской ракетной артиллерии. Константинов улучшил технологию изготовления пороховых ракет и добился создания ракет, имевших хорошую для того времени кучность и дальность. Придавая большое значение эксперименту и точности измерений при отработке новых конструкций, Константинов сконструировал ракетный электробаллистический маятник, при помощи которого можно было измерять величину реактивной силы в различные моменты горения порохового состава. Так были заложены основы баллистики ракет. Константинов много сделал для улучшения конструкции ракет и внедрения механизации в процесс их изготовления. Внешний вид первых ракет российских конструкторов и ученых приведен на рис.5.1 [5.3].

Несмотря на серьезные успехи боевых ракет, во второй половине XIX века русская ракета, как и западная, вследствие успехов ствольной артиллерии теряет свое значение и в 80-х годах XIX столетия снимается с вооружения. Однако идея полета при помощи реактивной силы остается жить и проясляется в предложениях различных изобретателей последующего времени.

Большой вклад в развитие теории ракетодинамики и космонавтики внесли наши отечественные ученые в конце XIX – начале XX века [5.1].

ПЕРВЫЕ РАКЕТЫ



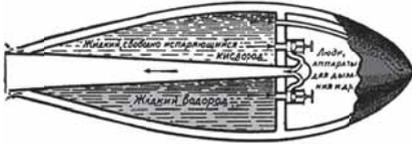
Боевая ракета А.Д.Засядко.
Первая половина XIX в.



Боевая ракета К.И.Константинова.
Вторая половина XIX в.



Опытная пороховая ракета конструкции
Н.И.Тихомирова и В.А.Артемьева. 1928-1930 гг.



Жидкостная ракета К.Э.Циолковского.
Чертеж автора, 1915 г.

Рис. 5.1. Внешний вид первых ракет российских конструкторов и ученых

Народоволец Николай Иванович Кибальчич, арестованный за покушение на царя, в ожидании казни в 1881 году создал проект ракетного летательного аппарата.

Мещерский Иван Всеволодович в работах по динамике тел переменной массы 1897...1918 гг. изложил основные уравнения ракетодинамики.

Константин Эдуардович Циолковский в 1883...1935 годах опубликовал ряд основополагающих работ по теории реактивного движения, теории ракет и ЖРД, многоступенчатых ракет, межпланетных сообщений и орбитальных станций, по конструкции ракет, жидкостных ракетных двигателей и космических аппаратов, по исследованию ракетных топлив, по космической философии.

Фридрих Артурович Цандер в 1908...1933 гг. опубликовал работы по реактивному движению, устройству КА, горючему ракет, межпланетным перелетам с использованием маневра в физических полях попутных планет, спуску КА, по теории и конструированию двигателей и ракет.

Николай Иванович Тихомиров в 1912 г. предложил проект боевых ракет («самодвижущихся мин») для воды и воздуха на твердом и жидком топливе.

Юрий Васильевич Кондратюк (Александр Игнатъевич Шаргей) в 1918... 1929 гг. изложил свои оригинальные работы по динамике движения ракет, многоступенчатым ракетам, двигателям ракет, гироскопическому управлению ракетой, по проблемам посадки и взлета КА с планет, по гравитационному маневру у встречных планет, по использованию солнечной энергии для нужд космического корабля.

После революции 1917 г. и в предвоенные годы над проблемами практического создания ракет работали многие советские ученые и конструкторы.

Николай Иванович Тихомиров в 1921 году при поддержке советского правительства создал и возглавил лабораторию в Москве для реализации своих изобретений по боевым ракетам, которая после переезда в Ленинград в 1928 году получила название Газодинамическая лаборатория (ГДЛ). Тихомиров в 1924...1928 гг. создал бездымный пироксилино-тротильный порох для твердотопливных ракет. Он совместно с Владимиром Андреевичем Артемьевым, Георгием Эриховичем Лангемаком, Борисом Сергеевичем Петропавловским, Иваном Терентьевичем Клейменовым является автором конструкции боеприпасов для «Катюш».

Валентин Петрович Глушко после окончания ЛГУ, работает в ГДЛ с 1929 года над созданием первого в мире электрического ракетного двигателя и ряда жидкостных ракетных двигателей. Затем он работает в Группе изучения реактивного движения (ГИРД) и в Реактивном научно-исследовательском институте (РНИИ). После ареста в 1938 году и осуждения по ложному доносу Глушко работает в «шарашке» над ракетными ускорителями самолетов (1939...1944 гг.). В дальнейшем под руководством В.П. Глушко созданы мощные ЖРД, установленные на РН, стартовавших в космос.

В Москве работала другая группа ученых и конструкторов. Цандер Фридрих Артурович в 1929...1932 гг. построил и испытал на сжатом воздухе с бензином реактивный двигатель ОР-1, в 1933 двигатель ОР-2 на жидком кислороде с бензином. Он разработал проекты двигателя и ракеты «ГИРД-Х». Запуск этой ракеты произведен уже после смерти Цандера 25 ноября 1933 года под руководством С.П. Королёва. На рис.5.2 приведены внешний вид и устройство ракет ГИРД-09 и ГИРД-Х [5.4].

Цандер был создателем и председателем Группы изучения реактивного движения 1931...1932 гг. (МосГИРД).

Сергей Павлович Королев пришел в ракетную технику из планеризма и авиации после знакомства с Цандером. При активном участии Тухачевского М.Н. в 1933 г. был создан Реактивный научно-исследовательский институт, в котором объединились московские и ленинградские ракетчики. Королёв С. П. разрабатывает проекты и создает крылатую ракету и ракетопланер. В 1938 году по оговору был арестован и осужден. С 1940 года работает вначале в «шарашке» в Омске под руководством А.Н. Туполева над самолетом Ту-2, а затем в Казани у В.П. Глушко (1942... 1944 гг.), руководит испытаниями ракетных ускорителей для самолетов Пе-2.

В дальнейшем под руководством С.П. Королева были созданы многие баллистические ракеты, ракеты-носители и ИСЗ, пилотируемые космические корабли и автоматические межпланетные станции.

В МосГИРДе вместе с Цандером и Королёвым работали другие московские ракетчики: Михаил Клавдиевич Тихонравов, Юрий Александрович Победоносцев, Владимир Павлович Бармин.

В результате работ советских ученых и конструкторов были созданы бездымный порох для пороховых ракет (1924...1928 гг.), пусковые установки

для них в 1929...1933 гг. в ГДЛ, пороховые реактивные снаряды для авиации (1937 г.). 3 марта 1928 г. с артиллерийского полигона на Ржевке в окрестностях Ленинграда запущена первая ракета на бездымном порохе. В 1939 г. авиационные реактивные снаряды успешно применялись у Халхин-Гола против японских войск. В 1929 г. В.П. Глушко изобрел электрический ракетный двигатель с использованием мгновенно испаряющегося металла в качестве рабочего тела. В 1930...1931 гг. в ГДЛ создан первый советский ракетный двигатель «опытный ракетный мотор», как они тогда назывались, на растворе толуола или бензина в азотном тетраоксиде с тягой 6 кг. Затем были разработаны другие более совершенные двигатели для ракет, ракетоплана и крылатой ракеты С.П. Королева с тягой до 175 кг.

17 августа 1933 г. на полигоне Нахабино под Москвой запущена первая советская ракета ГИРД-09 конструкции М.К. Тихонравова.



Рис. 5.2. Внешний вид и устройство ракет ГИРД-09 и ГИРД-X

Эта ракета на смесевом топливе (кислород и сгущённый бензин) имела длину 240,5 см и диаметр 18 см, вес 18 кг и могла при вертикальном взлёте достигнуть высоты 5 км. В самый канун войны 1941 г. на вооружение нашей армии поставлены первые в мире реактивные установки залпового огня М-8 и М-13 «Катюши», калибр снарядов 82 мм и 132 мм. Экспериментальная батарея капитана И.А. Флёрова, составленная из установок, сделанных в РНИИ в Москве, одним залпом смела вражескую группировку на станции Орша 14 июля 1941 г. Гвардейские минометные части сыграли выдающуюся роль в Великой Отечественной войне, используя залповый огонь снарядов от 80 до 300 мм.

Ракеты на жидких компонентах топлива до войны дальнейшего развития не получили: во-первых, из-за слабого развития систем автоматического

управления, а также из-за отсутствия систем телеметрического контроля параметров и контроля траектории в полете; во-вторых, из-за ареста большинства руководителей создания этих ракет, после чего испытания затормозились и были остановлены. Влияли также и субъективные факторы – в руководстве РНИИ преобладали выходцы из ГДЛ сторонники пороховых реактивных снарядов. Также сыграло свою роль то, что перед войной было принято правительственное решение: разработки с длительностью более 3-х лет не финансировать. Продолжились только работы над ракетными ускорителями для авиации.

Из иностранных ученых и конструкторов наибольший вклад в развитие ракетодинамики и космонавтики (1914... 1941 гг.) внесли Роберт Хатчингс Годдард (США); Герман Оберт в Германии, Иоганн Винклер в Германии, запустивший 14.03.1931 года первую в Европе ракету на жидком топливе; Вернер фон Браун, создавший в фашистской Германии в 1942 г. ракету «ФАУ-2», затем в США после войны успешно руководивший многими ракетными и космическими программами США; Карол Боссарт, под руководством которого создана первая в США МБР («Атлас» 1958 г.).

Американский инженер Годдард начал свои разработки в 1932 г., установив на ракету гироскоп диаметром 10,2 см с осью вращения, совпадающей с продольной осью ракеты. Гироскоп сохранял вертикальное направление оси вращения, и когда ракета отклонялась на 13° от вертикали, электрические контакты включали устройство, приводящее в действие один из четырех аэродинамических рулей и одновременно один из четырех металлических дефлекторов, вводившихся в струю истекающих газов. В результате заданное положение оси ракеты восстанавливалось.

Первый запуск управляемой ракеты был осуществлен Годдардом 19 апреля 1932 г.

В последующие годы Годдард разработал новые ракеты с автоматической стабилизацией. Одна из его ракет, запущенная 8 марта 1935 г., имела маятниковое устройство, которое давало сигналы на включение органов управления, когда ось ракеты отклонялась более чем на 10° от вертикали. Ракета достигла скорости более 1100 км/ч и пролетела 2700 м. Позже в том же месяце ракета Годдарда длиной 4,5 м достигла высоты 1460 м и пролетела 4000 м со средней скоростью 885 км/ч. В ней использовались гироскоп и газовые рули. Летом 1937 г. Годдард испытал ракету с кардановой подвеской двигателя.

5.2. Создание первых баллистических ракет

Существенным для своего времени явилось создание немцами во время второй мировой войны управляемых жидкостных ракет «Фау-2» под руководством конструктора Вернера фон Брауна. Ракета имела длину 14 м и диаметр 1,65 м. В качестве компонентов топлива были использованы 75%-ный этиловый спирт и жидкий кислород. Стартовая масса ракеты составляла 13 т, двигатель на уровне моря имел тягу 25,4 тс. После того как на 66-й се-

кунде полета ракета достигала скорости около 1600 м/с, происходило выключение двигателя. Ракета, снабженная боеголовкой массой около 1000 кг, достигала максимальной высоты 90 км, поражала на земле цель на расстоянии 270 км от старта. Надежность первых ракет была очень низкой, но производили их в большом количестве. Только один завод в г. Нордхаузене выпускал до 300 ракет в месяц.

Баллистические ракеты «ФАУ-2» (А-4) были использованы немцами для обстрела Лондона, начиная с 5 сентября 1944 г. Это подтолкнуло Великобританию, США и СССР к поиску материалов, которые позволили бы воссоздать эту ракету и определить ее тактико-технические характеристики.

Участие в этом процессе Советского Союза инициировано письмом У. Черчилля к И.В. Сталину от 13 июля 1944 года. В письме Черчилль ставит вопрос о необходимости захвата и сохранения нашими войсками аппаратуры запуска ракет на экспериментальной станции в Дебице в Польше.

Он просит также о предоставлении возможности изучения этой аппаратуры английскими специалистами. 5 августа 1944 года к линии фронта вылетела группа советских специалистов в составе генерал-майора П.И. Федорова, подполковника М.К. Тихонравова, полковника Ю.А. Победоносцева, майора Н.Г. Чернышова, подполковника Р.Е. Сорокина, М.Е. Шехтмана и переводчика лейтенанта Ю.А. Федосюка. Группа имела мандат на проведение работ по поиску немецких ракет, подписанный И.В. Сталиным. Это свидетельствует о большом значении, которое придавал Сталин этому вопросу. Группе Федорова удалось найти двигательную установку с камерой сгорания и соплом, включая бак перекиси водорода в хорошем состоянии, бак ракеты, наружную обшивку, части хвостового оперения, воздушные и графитовые рули, части и детали трубопроводов, детали системы управления. Все эти трофеи были доставлены в НИИ-1 МАП, где под руководством генерала В.Ф. Болховитинова группа в составе А.М. Мишина, Н.А. Пилюгина, Л.А. Воскресенского и Б.Е. Чертока получила задание реконструировать по найденным обломкам общий вид ракеты, принципы ее управления и основные характеристики. Расчеты, проведенные еще в Польше Тихонравовым и Победоносцевым, показали, что двигатель может развивать тягу до 25 тс.

После разгрома фашисткой Германии начался второй этап изучения немецкой военной техники. С мая по сентябрь 1945 года в Германию прибыла большая группа советских специалистов, которые развернули активную работу по поиску ракет, аппаратуры, документации, производственного оборудования и технологии производства ракет. В Германии работала большая группа советских специалистов, которая в 1945 году насчитывала 284 человека. Среди них были: С.П. Королёв, В.П. Глушко, В.П. Бармин, Н.А. Пилюгин, В.П. Мишин, М.С. Рязанский, В.И. Кузнецов, А.М. Исаев, Г.А. Тюлин, М.К. Тихонравов и другие.

Однако, знания, полученные нашими ракетчиками при создании своих довоенных ракет, позволили оценить не только достоинства, но и недостатки немецких ракет. Например, была выявлена возможность значительного облег-

чения конструкции при использовании несущей конструкции баков и принципа отделения головной части от ракеты. Конструирование советских ракет началось еще в Германии. Но Сталин запретил дорабатывать немецкую ракету и потребовал на первых порах точного воспроизведения «ФАУ-2» на отечественной базе, чтобы отработать технологию производства ракет и ее компонентов и научить рабочих и инженеров производству ракетной техники. Только после этого он разрешал дорабатывать «ФАУ-2» и создавать свои ракеты.

Первые трофейные немецкие ракеты «ФАУ-2» англичане начали запускать в Германии уже с 1-го октября 1945 г. с помощью немецких специалистов. Затем они демонстрировали пуски ракет союзникам, среди которых была наша делегация в составе генерала А.И. Соколова, В.П. Глушко, С.П. Королева, Ю.А. Победоносцева, Г.А. Тюлина. Американцы начали запускать ракеты «ФАУ-2» 10 мая 1946 г. в испытательном центре Уайт-Сэндс (штат Нью-Мексико).

Советские специалисты, направленные в советскую оккупационную зону в Германию с мая 1945 г. для изучения трофейной немецкой ракетной техники, в марте 1947 г. были отозваны в Советский Союз (733 специалиста), после того как собрали там документацию, станки, технологию, аппаратуру, 29 ракет «ФАУ-2», а также детали и агрегаты для сборки еще 10 ракет. Были вывезены в Советский Союз и немецкие специалисты, работавшие вместе с нашими специалистами в Германии.

Первую, собранную из трофейных узлов ракету «ФАУ-2», запустили 18 октября 1947 г. с полигона Капустин Яр.

24 мая 1946 года приказом Министра Вооруженных Сил создан научно-исследовательский институт реактивного вооружения ГАУ (НИИ-4 МО). Вскоре НИИ-4 добился больших успехов. Так, группа М.К. Тихонравова первой доказала перспективность «пакетной схемы» МБР и возможность вывода на ней ИСЗ. Была решена задача мягкой посадки груза, сброшенного с летящего самолета, с помощью парашютно-тормозной системы. После первых успешных пусков «ФАУ-2» Сталин поручил Королёву составить перспективный план создания ракет в СССР. Королёв был выдвинут на должность Главного конструктора ракет.

На Государственном центральном полигоне Капустин-Яр были проведены испытания ракет А-4, собранных в Германии. С 18 октября по 13 ноября 1947 года было проведено 11 пусков, из них 5 успешно.

Первая советская баллистическая ракета, копия «V-2», была запущена на полигоне Капустин Яр в октябре 1947 г. На базе ракеты А-4 была создана ракета Р-1 из отечественных материалов (главный конструктор С.П. Королёв). Успешный запуск ракеты Р-1 состоялся 10 октября 1948 г. В создании Р-1 участвовали 13 НИИ и КБ и 35 заводов. Был создан Совет главных конструкторов: руководитель С.П. Королёв, члены: В.П. Глушко, В.П. Бармин, В.И. Кузнецов, Н.А. Пилюгин, Рязанский М.С. Испытания этой ракеты на ГЦП проходили с 17 сентября 1948 г. Вначале испытания были неудачными, в основном, по технологическим причинам. Ракету удалось отработать.

25 ноября 1950 г. ракета Р-1 была принята на вооружение. Модификации ракеты использовались для геофизических и биологических исследований при вертикальных пусках в верхние слои атмосферы. Начиная с 1946 г., проектировалась ракета Р-2 на максимальную дальность 576 км с использованием выявленных резервов мощности ЖРД ракеты А-4. В октябре 1950 г. начались испытания этой ракеты на полигоне, которые вначале также проходили неудачно (отказы СУ, ДУ, не герметичность трубопроводов, разрушения головной части из-за перегрева на участке спуска в атмосфере). В процессе испытаний ракета была доработана и принята на вооружение.

Создание баллистических ракет первого поколения (Р-1, Р-2) положило начало становлению отечественного ракетостроения, разработкам технологии производства ракет дальнего действия. Было показано, что мы можем производить ракеты лучше немецких аналогов.

Помимо военного назначения баллистические ракеты использовались для исследования атмосферы и запуска животных с возвращением их на Землю. На рис.5.3 показаны внешний вид и устройство первых советских ракет [5.3].

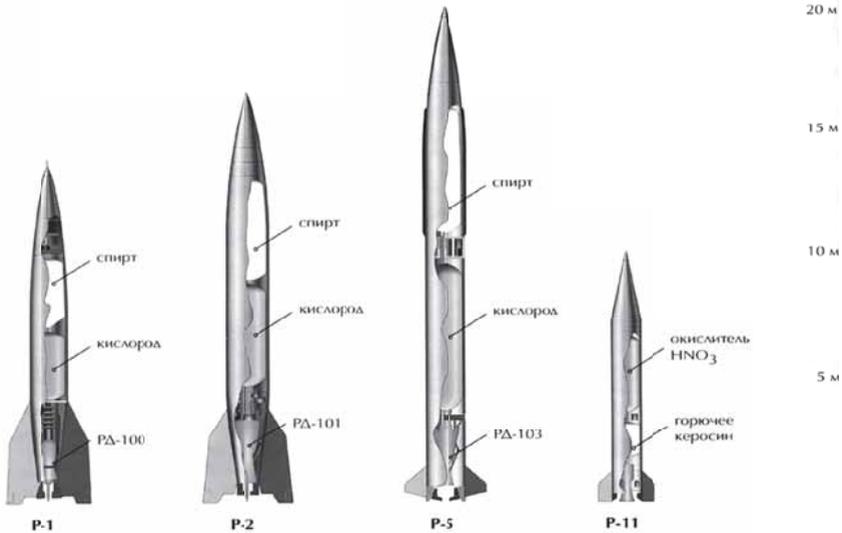


Рис. 5.3. Внешний вид и устройство первых советских ракет

26 апреля 1950 г. создано Особое конструкторское бюро № 1 (ОКБ-1) по разработке ракет дальнего действия. Начальником и Главным конструктором ОКБ-1 НИИ-88 был назначен С.П. Королёв, заместителем начальника В.П. Мишин, заместителем главного конструктора В.С. Будник. Серийное производство ракет Р-1, Р-2, Р-5М разработки ОКБ-1 было на Днепропетровском заводе № 586. Первый успешный пуск серийной ракеты Р-1 произведен в ноябре 1952 года.

К октябрю 1951 г. в ОКБ-1 был разработан проект совершенно новой ракеты Р-5 с дальностью 1200 км, испытания которой на ГЦП начались 15 марта

1953 г. Испытания проходили успешно. Использовалось много новых конструктивных решений. По решению правительства ракета затем была переделана для несения атомного заряда. 2 февраля 1956 года был проведен первый в мире успешный пуск ракеты Р-5М с атомным зарядом и был произведен наземный атомный взрыв мощностью более 80 кт в районе Аральских Каракумов. Основные характеристики первых баллистических ракет приведены в табл. 5.1.

Т а б л и ц а 5.1
Основные характеристики первых баллистических ракет

Наименование характеристики	Индекс ракеты					
	V-2 (А-4)	P-1	P-2Э	P-5	P-11	P-12 (с разгонными блоками)
Стартовая масса, т	13	20,3	20,3	28,57	5,86	49,4
Масса полезного груза, кг	1000	815	1350	1425		450; 380; 350**
Масса топлива, т	8,5: 3,5-спирт; 5-жидкий кислород	9,445: спирт; жидкий кислород	15,92: спирт; жидкий кислород	23,87: 9,88 – спирт, 13,99 – жидкий кислород	3,35: керосин, азотная кислота	Несимметричный диметил-гидрозин, жидкий кислород
Масса конструкции, т	3,9	4,0		4,39		
Дальность полета, км	270	270	576	1200	270	
Длина ракеты, м	14	14,25	16,95	21	10,4	26,4
Диаметр ракеты, м	1,65		1,65			1,652
Удельная тяга двигателя, с*	\210	203\237	\210	\219,3	\219	230\264

* На Земле\в пустоте.

** Высота орбиты 220 км, наклонение 49°, 74°, 82°.

5.3. Создание межконтинентальных баллистических ракет

Развитие ракетной техники привело к необходимости создания ракет для полета на межконтинентальные дальности. Работа наших научно-исследовательских институтов и конструкторских бюро над ракетой Р-3 показала, что дальность 3000 км является практически предельной для одноступенчатых ракет и для перехода на межконтинентальные дальности необходимо использование двухступенчатых ракет. Работа группы Тихонравова в НИИ-4 МО доказала, что использование пакетной схемы ракеты позволяет решить вопрос достижения любой дальности, в том числе и выведение искусственного спутника Земли. Это в значительной степени способствовало прекращению работы над проектом ракеты Р-3.

Параллельно с изучением трофейных и разработкой новых баллистических ракет пробивает себе дорогу идея полета в космос. Весной 1946 года группа инженеров под руководством М.К. Тихонравова и Н.Г. Чернышева представила И.В. Сталину предложение о создании ракеты, предназначенной для полета с двумя человеками и аппаратурой на высоту 100...150 км (проект ВР-190). Сталин заинтересовался этим вопросом. В своей докладной записке И.В. Сталину Министр авиационной промышленности СССР М.В. Хруничев сообщает о положительном заключении экспертной комиссии на проект и предложения по реализации проекта в течение двух лет.

Работам по созданию пакетной МБР Р-7 и первого искусственного спутника Земли предшествовала и способствовала большая исследовательская работа по применению пакетной схемы в конструкциях ракет и использованию её для запуска ИСЗ, проведенная группой М.К. Тихонравова в 1947...1948 г. в НИИ-4

Находясь в НИИ-4 МО, группа Тихонравова без ЭВМ проделала колоссальную расчетную работу и доказала, что с помощью пакетной ракеты, состоящей из одноступенчатых ракет с дальностью около тысячи километров, можно вывести на орбиту искусственный спутник Земли.

14 июля 1948 года на научной сессии Академии артиллерийских наук М.К. Тихонравов выступил с докладом «Пути осуществления больших дальностей стрельбы ракетами», где развил идею К.Э. Циолковского об эскадре ракет, предложил пакетную схему ракеты на базе существующих ракет. Заключил он свой доклад словами: «Таким образом, дальность полета ракет не только теоретически, но и технически не ограничена».

Благодаря работам группы Тихонравова, собственным проработкам ОКБ-1 и работам ИПМ АН СССР для МБР была выбрана схема с параллельным соединением двигательных установок. Неофициально разрабатывалась идея создания ИСЗ.

«Надо прямо сказать, что весь космос родился на базе разработок военной техники, – вспоминает Борис Евсеевич Черток. Вся энергия была направлена на то, чтобы создать боевые баллистические ракеты дальнего действия. Параллельно с этим специалисты думали о завоевании космоса. Это был С.П. Королев. Как только была создана тяжелая МБР «семерка», полетел наш спутник. На базе военной техники был совершен прорыв в космос» [5.5].

5.4. Межконтинентальная баллистическая ракета Р-7

Эскизное проектирование межконтинентальной баллистической ракеты Р-7 началось в 1952 г. Первый пуск состоялся 15 мая 1957 г., первый успешный полет – 21 августа 1957 г.

Основные характеристики ракеты Р-7: стартовая масса 279 т., масса конструкции 26,5 т, масса полезного груза 5370 кг, топливо – керосин, жидкий кислород, дальность полета 8000 км, длина ракеты 34,08 м, стартовая тяга двигателей 403,4 тс. [5.3]

Опыта создания двухступенчатых ракет к тому времени практически не было ни в нашей стране, ни за рубежом, кроме экспериментальных пусков в США в 1948...1950 гг. двухступенчатой жидкостной ракеты по проекту «Бампер». На этой ракете в качестве первой ступени использовалась доработанная ракета «Фау-2», а на второй ступени – небольшая экспериментальная ракета с вытеснительной системой подачи топлива. Эти пуски подтвердили принципиальные преимущества двухступенчатых ракет.

Первые «семерки» были изготовлены на опытном заводе в подмосковном Калининграде. Возможности опытного завода были ограничены, поэтому в феврале 1958 года ведущий конструктор «семерки» Дмитрий Ильич Козлов получил назначение в г. Куйбышев для организации на базе авиационного завода (ныне завод «Прогресс»), на котором изготавливались бомбардировщики, серийного производства ракет Р-7. В декабре 1958 года со сборочной линии завода сошли первые серийные изделия.

Серийные ракеты поступили на вооружение созданных ракетных войск стратегического назначения.

Дальнейшие работы проводились в направлении улучшения тактико-технических характеристик ракет, а именно: увеличения веса полезного груза и дальности полета ракеты, повышения надежности, живучести и других характеристик.

На базе ракеты Р-7 создано несколько модификаций (рис.5.4).

Первой среди них является РН «Спутник», с помощью которой на околоземную орбиту был выведен первый искусственный спутник Земли. Фактически это была ракета Р-7 с доработанной системой управления. Спутник (ПС-1) выполнен в виде шара диаметром 58 см, массой 83,6 кг 4 октября 1957 года в эфире зазвучали позывные первого спутника, началась космическая эра человечества.

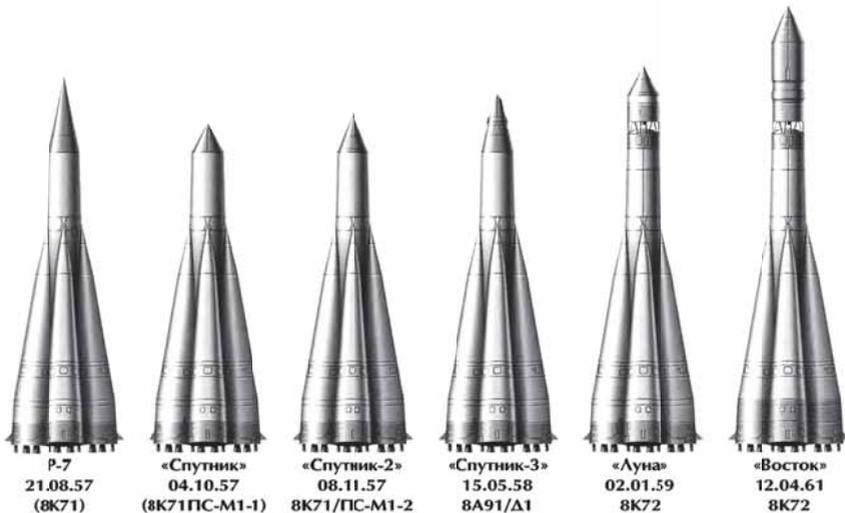


Рис. 5.4. Внешний вид ракеты Р-7 и её модификаций

Первый спутник. Автором идеи создания двухступенчатой ракеты пакетной схемы и запуска на ней ИСЗ был Михаил Клавдиевич Тихонравов, который со своей группой провел все теоретические расчеты и обоснования. Сергей Павлович Королев поддержал эту идею и со своим коллективом и большей частью группы Тихонравова, воплотил её в жизнь, создав ракету Р-7, на основе которой созданы более совершенные ракеты, которые продолжают служить отечественной космонавтике в наше время.

Задуманная как боевая ракета, ракета Р-7 обладала энергетическими возможностями, позволявшими вывести в космос на околоземную орбиту головную часть весом до 1400 кг. Поэтому после успешных пусков ракеты Р-7 как баллистической она была использована для запуска первого в мире искусственного спутника Земли.

О том, как создавался первый спутник, сообщалось в советской печати в журнале «Новое время» № 40, 1977 г. В 1955 г. президент Академии наук СССР послал советским ученым следующее обращение: «Прокомментируйте, пожалуйста, использование искусственных спутников Земли. Как вы думаете, когда они будут выведены в космическое пространство?». Ответы были разными. Одни вносили различные предложения, а другие писали: «Фантастикой не увлекаюсь», «Предполагаю, что выход в космос произойдет не ранее 2000 г.», «Не представляю, какое практическое значение могут иметь искусственные спутники Земли».

Эти замечания были высказаны достойными уважения учеными всего лишь за 2 года до запуска спутника. Сколь дальновиден и гениален был С. П. Королев, который еще в 1954 г. доказывал, что уже можно осуществить запуск искусственного спутника Земли. «Мне кажется, – писал он, – что в настоящее время была бы своевременной и целесообразной организация научно-исследовательского отдела для проведения первых поисковых работ по спутнику и более детальной проработки комплекса вопросов, связанных с этой проблемой». Потребовались три года интенсивных усилий, предпринятых группой Королева, пока был запущен космический аппарат, названный простейшим спутником [5.6].

Первый простейший спутник был сделан очень быстро, буквально за месяц, и уже 4 октября 1957 года был осуществлен его успешный запуск. Большой вклад в реализацию этой идеи внес Мстислав Всеволодович Келдыш, бывший в те годы президентом АН СССР.

Первый советский спутник позволил впервые измерить плотность верхних слоев атмосферы, получить данные о распространении радиосигналов в ионосфере, отработать вопросы выведения на орбиту, тепловой режим и др. Спутник был выведен на орбиту советской модифицированной межконтинентальной баллистической ракетой Р-7.

Второй спутник. 3 ноября 1957 года Советский Союз сообщил о выведении на орбиту второго советского спутника. В составе его полезного груза массой 508 кг в отдельной герметичной кабине находились подопытное животное собака Лайка и телеметрическая система для регистрации ее поведения в невесомости. Системы регенерации и терморегулирования поддер-

живали в кабине условия, необходимые для существования животного. Спутник был снабжен также научными приборами для исследования излучения Солнца и космических лучей.

6 декабря 1957 г. в США была предпринята попытка запустить спутник «Авангард-1» с помощью ракеты-носителя, разработанной Исследовательской лабораторией ВМФ. После зажигания ракета поднялась над пусковым столом, однако, через секунду двигатели выключились, и ракета упала на стол, взорвавшись от удара. Отброшенный спутник покатился по земле с работающим радиомаяком, сигналы которого ясно различались расположенными поблизости приемными устройствами.

31 января 1958 г. был выведен на орбиту спутник «Эксплорер-1» вместе с четвертой ступенью ракеты-носителя «Юнона-1» (высота апогея 2530 км., высота перигея 260 км.) – американский ответ на запуск советских спутников. Диаметр спутника 15,2 см, масса 4,8 кг. Спутник вместе с четвертой ступенью имел длину 205 см и массу 14 кг. На нем были установлены датчики наружной и внутренней температур, датчики эрозии и ударов для определения потоков микрометеоритов и счетчик Гейгера - Мюллера для регистрации проникающих космических лучей.

Данные, регистрируемые этими приборами, записывались на миниатюрный магнитофон и передавались на Землю, когда спутник проходил над наземными станциями слежения. Отличительной особенностью спутника «Эксплорер-1» была микроминиатюризация его аппаратуры и телеметрической системы, что позволило поместить оборудование меньших размеров и массы в малом объеме.

5 февраля 1958 г. в США была предпринята вторая попытка запустить спутник «Авангард-1», но она также закончилась аварией, как и первая попытка. Наконец 17 марта спутник был выведен на орбиту. В период с декабря 1957 г. по сентябрь 1959 г. было предпринято одиннадцать попыток вывести на орбиту «Авангард-1». Только три из них были успешными. На рис.5.5 приведен внешний вид первых искусственных спутников СССР и США.

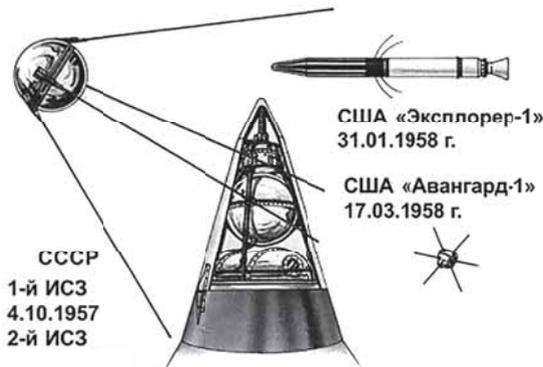


Рис. 5.5. Первые искусственные спутники СССР и США

5.5. Трехступенчатая ракета-носитель «Восток»

На базе ракеты Р-7 (рис.5.6) в конце 1958 г. коллективом ОКБ-1 была создана трехступенчатая ракета-носитель «Восток», которая позволила осуществить полет к Луне и запуск человека в космос. Первые две ступени ракеты-носителя «Восток», в основном такие же, как на ракете «Спутник». Третьей ступенью ракеты-носителя стал вновь разработанный и изготовленный в ОКБ-1 головной блок.

«Луна-1». В США было предпринято несколько попыток послать с мыса Канаверал в окрестности Луны зонд с научной аппаратурой. Три попытки были неудачными.

Так же как и в запуске спутника Земли, приоритет в запуске первого научного зонда в межпланетное космическое пространство принадлежит СССР. 2 января 1959 г. был запущен космический аппарат, освободившийся от земного притяжения и выведенный по траектории, проходящей достаточно близко от Луны, на орбиту спутника Солнца. При полете автоматической межпланетной станции «Луна-1» была впервые достигнута вторая космическая скорость. «Луна-1» была запущена с космодрома Байконур с помощью модифицированного носителя, использованного ранее для выведения на орбиту первого искусственного спутника Земли. Для межпланетных полетов ракета-носитель была снабжена дополнительной ступенью. «Луна-1» имела массу 361,3 кг и пролетела мимо Луны на расстоянии 5...6 тыс. км. На ее борту были установлены научные приборы для измерения солнечной и космической радиации, межпланетного магнитного поля, потока метеорных частиц и газового состава межпланетного вещества. На расстоянии 113 000 км от Земли с ракетной ступени, пристыкованной к «Луна-1», было выпущено облако паров натрия, образовавшее искусственную комету. Солнечное излучение вызвало яркое свечение паров натрия, и оптические системы на Земле сфотографировали облако на фон созвездия Водолея.

«Луна-2». Первые лавры исследования окололунного пространства и Луны достались советским автоматическим межпланетным станциям «Луна-2» и «Луна-3». «Луна-2», запущенная 12 сентября 1959 г. с космодрома Байконур, совершила первый в мире полет на другое небесное тело. В автоматической межпланетной станции «Луна-2», весом 390 кг., размещались приборы для обнаружения и измерения магнитных полей и радиации Луны. Анализ полученной научной информации показал, что Луна практически не имеет собственного магнитного поля и радиационного пояса. «Луна-2» достигла поверхности Луны восточнее Моря Ясности и доставила на поверхность Луны вымпелы с изображением Государственного герба Советского Союза.

«Луна-3». Автоматическая межпланетная станция «Луна-3» весом 435 кг. была запущена 4 октября 1959 г. с космодрома Байконур. На «Луна-3», как и на двух ее предшественницах, имелись приборы для изучения физической и радиационной обстановки в окололунном пространстве. Однако основной целью запуска «Луны-3» был облет Луны и фотографирование ее обратной стороны, невидимой с Земли. Фотографирование производилось 7 ок-

тября 1959 г. в течение 40 мин с высоты 6200 км над поверхностью Луны. Изображения обратной стороны Луны были переданы на Землю фототелевизионной системой. Было установлено, что обратная сторона Луны существенно отличается от ее видимой стороны. Здесь меньше морей и больших кратеров, но значительно больше образований средних размеров. «Луна-3» сфотографировала около 70% невидимой стороны Луны.

12 апреля 1961 года ракетой-носителем «Восток» на орбиту искусственного спутника Земли был выведен пилотируемый космический корабль «Восток» с гражданином СССР Ю.А. Гагариным. Ракета-носитель «Восток» стала первой космической ракетой-носителем для пилотируемых полетов (рис.5.7). На базе ракеты-носителя «Восток» были созданы её модификации (рис.5.8):

- трехступенчатая РН «Восход»;
- четырехступенчатая РН «Молния»;
- ракеты-носители семейства «Союз».

В табл. 5.2 приведены основные характеристики ракет-носителей «Союз-У» и «Союз-У2».

Таблица 5.2

Основные характеристики ракет-носителей «Союз-У» и «Союз-У2»

Характеристики	Ракета-носитель	
	«Союз-У»	«Союз-У2»
Параметры орбиты корабля: наклонение, град	51,6	51,6
высота средняя, км	220	220
Стартовая масса ракетного комплекса, т	309,7	310
Стартовая масса корабля, т	6,885	7,07
Экипаж, человек	2-3	2-3
Число ступеней	3	3
Тяга двигательных установок, кН:	4x830	4x830
I ступени у Земли	4x1620	4x1620
I ступени в пустоте	997	1031
II ступени в пустоте	304	304
III ступени в пустоте		
Длина, м	51,1	51,3
Поперечный размер, м	10,3	10,3
Примечание: 1кН равен примерно 0,1 тс.		



Рис. 5.6. Ракета P-7

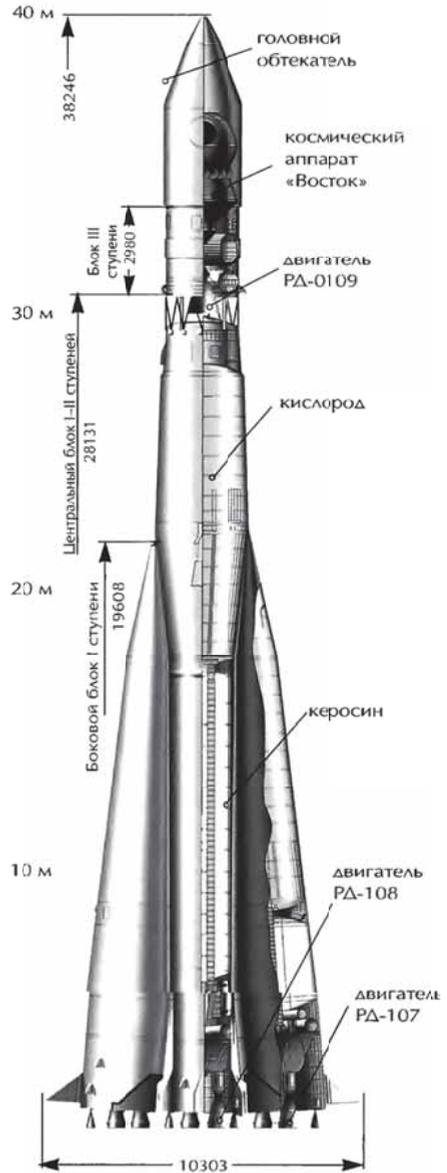


Рис. 5.7. Ракета-носитель «Восток»

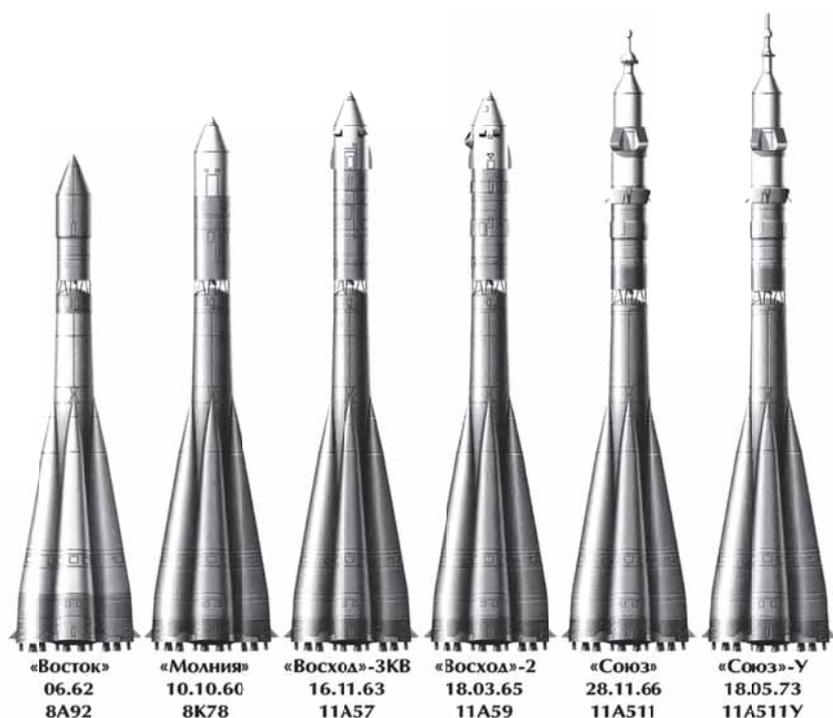


Рис. 5.8. Внешний вид ракеты-носителя «Восток» и её модификаций

РН «Союз-У» обеспечивала запуск космических аппаратов с космодромов Байконур и Плесецк. В настоящее время РН «Союз-У2» не эксплуатируется.

5.6. Ракетно-космический комплекс «Н1-Л3»

14 января 1966 года на операционном столе скончался С.П. Королев. Главным конструктором был назначен В. П. Мишин. В 70-х годах в стране разрабатывались две независимые лунные программы.

В КБ С.П. Королева проектировалась ракета «Н1», с помощью которой предусматривалась посадка на поверхность Луны одного человека, а в то же время на окололунной орбите в лунном орбитальном корабле должен был находиться второй космонавт.

В программе, разрабатываемой в КБ В.Н. Челомея, предусматривался облет Луны двумя космонавтами на базе ракеты-носителя УР-500, которая позже стала носить наименование «Протон».

В КБ С.П. Королева проработки ракеты велись задолго до начала официального проектирования. Уже в 1961...1962 гг. отработывались отдельные агрегаты и их фрагменты, была определена основная конструктив-

но-компоновочная схема ракеты. Для системы наддува использовались основные компоненты, что выгоднее по сравнению со вспомогательными компонентами.

Значительный выигрыш в стартовой массе ракеты может быть получен при использовании переохлажденного кислорода, т. к. в этом случае удельный вес компонента при температуре минус 193°C может быть увеличен примерно на 5% и приблизиться к удельному весу высококипящих окислителей.

И, наконец, необходимо было создать хотя бы для первой ступени двигатель закрытой схемы на низкокипящих компонентах с тягой на одну камеру не менее 5000 кН (примерно 500 тс), т. е. в 5...10 раз более мощный любого имеющегося тогда двигателя на низкокипящих компонентах.

Тяга каждого двигателя на Земле равнялась 1540 кН, удельный импульс тяги на Земле составляла 2980 Н·с/кг, в пустоте 3310 Н·с/кг. Тяговооруженность первой субракеты равнялась 1,605.

Непреодолимым барьером осталась двигательная установка первой ступени, состоящая из 24 автономных двигателей, дающих на Земле тягу 1540 кН каждый (примерно 154 тс). Двигатели работали на жидком кислороде и керосине, имели закрытую схему. Надежную работу и синхронизацию всех двигателей в составе ДУ обеспечить не удалось.

В исходном варианте проекта ракета-носитель состояла из трех ступеней и полезной нагрузки массой 75 т, выводимой на орбиту высотой 550 км. Стартовая масса ракеты равнялась 2200 т. Внешний вид и устройство ракеты-носителя «Н1» приведены на рис.5.9.

Первоначально планировалось начать летные испытания в 1967 г. и осуществить экспедицию на Луну в конце 1969 – первой половине 1970 гг. Но строительство стартового комплекса в основном было выполнено лишь в конце 1967 г., а его отработка с комплексом «Н1-ЛЗ» завершилась в декабре 1968 года. Таким образом, система «Н1-ЛЗ» получила заключение о допуске к летным испытаниям лишь в начале 1969 г. Летным испытаниям было подвергнуто четыре ракеты.

Первый пуск был осуществлен 21 февраля 1969 года. Двигатели ракеты проработали 68,67 секунд и были выключены вследствие возникшего пожара в двигательном отсеке первой ступени.

За два месяца до этого пуска с 21 по 27 декабря 1968 года астронавты Борман, Ловелл и Андерс на корабле «Аполлон-8» выполнили облет Луны.

3 июля 1969 года при втором пуске в результате аварии ракеты был разрушен стартовый комплекс.

24 июля земляне встречали астронавтов Армстронга, Олдрина и Коллинза – экипаж корабля «Аполлон-11», осуществивший 21 июля выход на поверхность Луны.

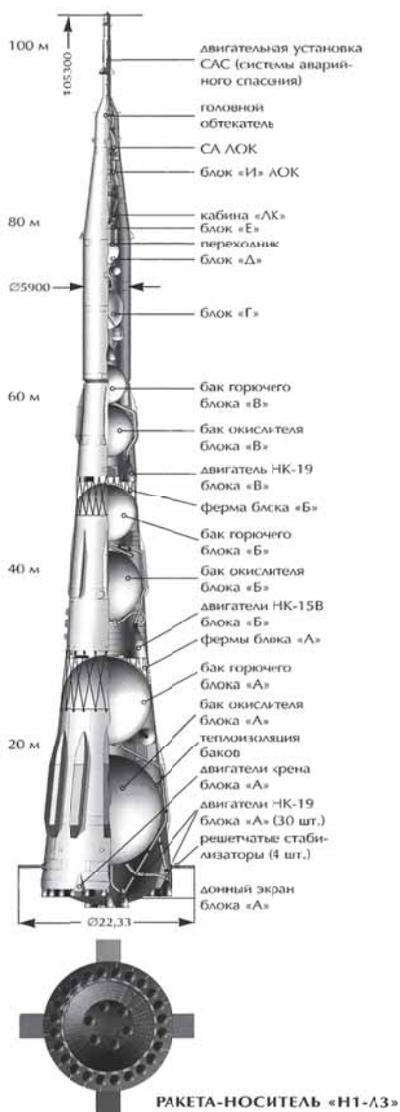


Рис. 5.9. Внешний вид и устройство ракеты-носителя «Н1»

27 июня 1971 года при третьем пуске ракета потеряла управляемость по крену и после начавшегося разрушения стыка третьей ступени с головным блоком на 51 секунде двигатели были выключены.

Политический интерес к программе «Н1-Л3» падал. Встал вопрос повышения уровня научно-технических задач программы для освоения Луны и дальнейшего использования комплекса «Н1-Л3».

23 ноября 1972 года был произведен четвертый запуск комплекса «Н1-Л3». Ракета была доработана, недостатки устранены. Управление полетом осуществлял бортовой вычислительный комплекс по командам гиросtabilизированной платформы разработки НИИАП.

В состав двигательных установок введены рулевые двигатели, система пожаротушения, улучшена механическая и тепловая защита приборов и бортовой кабельной сети и др.

Измерительные системы были доукомплектованы вновь созданной малогабаритной радиотелеметрической аппаратурой разработки ОКБ – МЭИ (главный конструктор А. Ф. Богомоллов). Всего на этой ракете было установлено более 13000 датчиков.

Ракета пролетела без замечаний 106,93 секунд, но за 7 секунд до расчетного времени разделения первой и второй ступеней произошло практически мгновенное разрушение двигателя № 4, которое привело к ликвидации ракеты.

Полные затраты на освоение Луны по программе «Н1-Л3» на январь 1973 года составили 3,6 миллиарда рублей, из них на создание «Н1» – 2,4 миллиарда рублей. Очередной пуск намечался на IV квартал 1974 г. Однако

назначенный в мае 1974 года руководитель ЦКБЭМ, преобразованного в НПО «Энергия», академик В. П. Глушко работы по теме «Н1-ЛЗ» прекратил.

Производственный задел ракетных блоков, практически все оборудование технического, стартового и измерительного комплексов было списано и уничтожено.

Опыт создания ракеты «Н1» использован при создании ракеты-носителя «Энергия».

«Почему мы не слетали на Луну?» – вопрос, который задается нашими соотечественниками. Ответ можно найти в брошюре, написанной академиком В. П. Мишиным. Отвечая на поставленный вопрос, Василий Павлович, ставший главным конструктором после кончины С. П. Королева в 1966 г., высказался следующим образом:

«Во-первых, США в то время обладали более высоким научно-техническим и экономическим потенциалом, чем наша страна. Во-вторых, в США программа «Сатурн» – «Аполлон» была общенациональной программой, которая должна была восстановить престиж страны. В-третьих, наряду с программой посадки человека на Луну у нас разрабатывался в ОКБ В.Н. Челомея проект облета Луны космическим кораблем с двумя космонавтами на борту УР-700-ЛК-700. Наличие двух программ расплывало силы».

5.7. Полет по программе ЭПАС

Экспериментальный полет «Аполлон» – «Союз» (ЭПАС) – совместный экспериментальный полет американского и советского космических кораблей типа «Аполлон» и «Союз». Программа ЭПАС была утверждена 24 мая 1972 года соглашением между СССР и США о сотрудничестве в исследовании и использовании космического пространства в мирных целях.

Экипажи прошли совместную тренировку на тренажерах в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина и в Центре пилотируемых полетов им. Л. Джонсона в США.

15 июля 1975 года в 15 часов 20 минут по московскому времени с космодрома Байконур был запущен космический корабль «Союз-19» с космонавтами А. А. Леоновым и В. Н. Кубасовым, а в 22 ч 50 мин с Восточного испытательного полигона (мыс Канаверал) – космический корабль «Аполлон» с астронавтами Т. Стаффордом, Д. Слейтоном и В. Брандтом. 17 июля в 19 ч 12 мин на 36-м витке полета космического корабля «Союз» была осуществлена стыковка обоих космических кораблей.

5.8. Многоцветная транспортная космическая система «Энергия» – «Буран»

Начало работ в США по созданию многоцветного транспортного космического корабля (МТКК) «Спейс Шаттл» и объявление о приобретении и использовании этой системы в боевых целях потребовало принятия срочных мер по обеспечению устойчивого противовеса с советской стороны. В каче-

стве такого противовеса была выбрана не уступающая американской системе по основным характеристикам советская многоцветная транспортная космическая система (МТКС). Система получила впоследствии наименование «Энергия» – «Буран».

Головной организацией по созданию системы было ОКБ-1, переименованное в РКК «Энергия» им. С. П. Королева. Генеральным конструктором этой организации в 1974 году стал академик В.П. Глушко, возглавивший эту программу.

В качестве стартового и технического комплексов использовались реконструированные комплексы ракеты-носителя «Н1».

Число двигателей на центральном блоке первоначально предполагалось равным трем. Однако необходимость повышения энергетики ракеты-носителя и обеспечение требуемой безопасности полета при отказе одного двигателя привели к увеличению числа двигателей до четырех.

Главным отличием схемно-конструктивного построения МТКС от американского МТКК, наряду с использованием жидкостных ускорителей вместо твердотопливных, явилось размещение маршевых двигателей на центральном блоке, а не на орбитальной ступени. Установка двигателей на орбитальной ступени обеспечивает её спасение после каждого полета, повышая эффективность многоцветного использования всей системы. Размещение маршевого двигателя на ракете-носителе позволяет осуществлять запуски не только корабля «Буран», но и полезных нагрузок массой до 100 тонн.

5.9. Ракета-носитель «Энергия»

Ракета-носитель «Энергия» (рис.5.10) предназначена для выведения космических аппаратов на низкие, а с использованием разгонных блоков на средние, высокие эллиптические и круговые орбиты, а также на траектории полета к Луне и планетам Солнечной системы. Ракета-носитель «Энергия» при стартовой массе 2400 т. обеспечивает выведение космических аппаратов массой 100 т. на низкие орбиты искусственного спутника Земли, 18 т. на геостационарную орбиту, 32 т. к Луне и 28 т. к Венере и Марсу. Ракета-носитель «Энергия» состоит из четырех кислородно-керосиновых боковых ракетных блоков первой ступени, кислородно-водородного центрального ракетного блока второй ступени и стартово-стыковочного блока.

Боковые ракетные блоки. Боковые ракетные блоки созданы на базе первой ступени ракеты-носителя «Зенит». Каждый боковой ракетный блок вмещает 300 т. кислородно-керосинового топлива. Тяга двигателя у Земли 7400 кН (примерно 740 тс), в пустоте 8070 кН (примерно 807 тс). Удельный импульс тяги у Земли 3090 Н·с/кг, в пустоте 3370 Н·с/кг. Кратность использования двигателя 10 раз. Двигатель разработан в НПО «Энергомаш» и представляет собой модификацию двигателя первой ступени ракеты-носителя «Зенит».

Центральный ракетный блок. Центральный ракетный блок выполнен в виде цилиндра диаметром 7,7 м. Общая длина блока 59 м. Блок вмеща-

ет 700 т. кислородно-водородного топлива, в том числе 600 т жидкого кислорода и 100 т жидкого водорода. В нижней части блока размещен хвостовой отсек с четырьмя ЖРД.



Рис. 5.10. Ракета-носитель «Энергия»

Двигатели разработаны в Конструкторском бюро химической автоматики (главный конструктор А. Д. Конопатов) и изготовлены на Воронежском механическом заводе. Наиболее близким аналогом двигателя является американский кислородно-водородный двигатель, установленный на МТКК «Спейс Шаттл». Двигатель развивает тягу в пустоте 4×196 кН (примерно $4 \times 19,6$ тс), удельный импульс тяги в пустоте равен 4550 Н·с/кг., масса двигателя составляет 4×3450 кг. Каждый двигатель закреплен в карданном подвесе.

Первый запуск ракеты-носителя «Энергия» состоялся 15 мая 1987 года. В качестве полезного груза использовался космический аппарат «Полюс» массой 100 т., имеющий собственную двигательную установку. Запуск ракеты-носителя считается успешным.

Второй запуск ракеты-носителя «Энергия» состоялся 15 ноября 1988 года. В качестве полезного груза использовался многоразовый корабль «Буран». Задачи полета были выполнены полностью.

5.10. Космический корабль «Буран»

В основу конструкции космической системы «Буран» положена самолетная схема типа «бесхвостка» с крылом переменной стреловидности. Стартовая масса корабля составляет около 105 т., длина – 36,4 м., размах крыльев – около 24 м., высота на стоянке – 16,5 м. В грузовой отсек может быть размещен груз массой до 30 т. Внешний вид и компоновка основных систем космического корабля «Буран» приведен на рис.5.11.

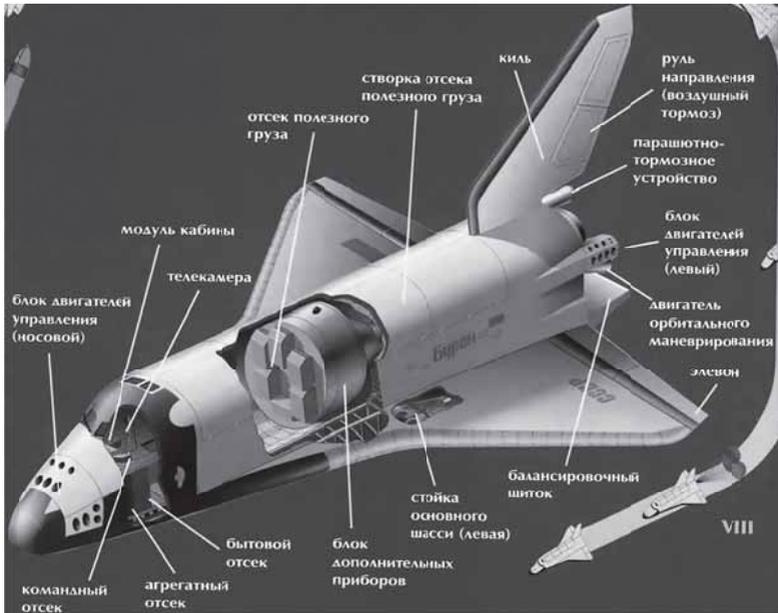


Рис. 5.11. Внешний вид и компоновка основных систем космического корабля «Буран»

Посадочная скорость около 340 км/ч, как у современного истребителя. В носовом отсеке располагается герметичная цельносварная вставная кабина объемом более 70 м³. С внешней стороны корпуса нанесено теплозащитное покрытие массой около 9 т. Для доведения «Бурана» на рабочую орбиту, межорбитальных переходов, точных маневров, ориентации и стабилизации на нем установлена объединенная двигательная установка, работающая на кислороде и углеводородном горючем (синтин). Общий запас топлива составляет около 14 т. Тяга маршевого двигателя 86,4 кН (примерно 8,64 тс), из двух установленных двигателей один является резервным. Управляющий ЖРД многократного включения и многоразового использования является исполнительным органом реактивного управления орбитального корабля «Буран». Тяга, создаваемая двигателем в пустоте, равна 3,7 кН (примерно 0,37 тс). Количество включений за один полет 2000, время работы за один полет 1200 с, гарантированное количество включений за 10 полетов 26000. Система управления «Бурана» после отделения его от центрального блока РН «Энергия» выводит корабль на заданную орбиту, полностью обеспечивает орбитальный полет корабля, в том числе осуществляет ориентацию и стабилизацию корабля, управляет процессом сближения его и стыковки с другими космическими объектами, обеспечивает работу бортовых манипуляторов, осуществляет контроль за работой всех бортовых систем корабля и его двигательной установки, управляет процессом сбора информации и передачи ее на Землю, наконец, осуществляет перевод корабля на траекторию спус-

ка, управляет процессами спуска, предпосадочного маневрирования, захода на посадку, вывода корабля на глассадку посадки и самой посадкой, включая процессы выравнивания, касания, пробега, торможения, остановки и самовыключения. Первый полет «Бурана» в автоматическом беспилотном режиме состоялся в ноябре 1988 года.

5.11. Ракета-носитель «Протон»

В 1962 г. была начата разработка тяжелой универсальной боевой ракеты УР-500. В первых четырех пусках в двухступенчатом варианте в качестве полезной нагрузки выводились научные космические аппараты «Протон».

Это название закрепилось и за ракетой и всеми её вариантами. В 1965 г. на её базе было решено создать ракету-носитель тяжелого класса «Протон-К» в двух вариантах: трехступенчатом – для выведения объектов двадцатитонного класса на низкие орбиты и четырехступенчатом – для выведения на высокие орбиты. К середине 2000 г. выполнено более 270 пусков «Протона».

«Протон» выполнен по схеме «тандем» с поперечным делением ступеней (рис.5.12). На всех ступенях установлены однокамерные маршевые ЖРД. Топливо 1-й, II-й и III-й ступеней – самовоспламеняющееся, с высококипящими компонентами: окислитель – азотный тетроксид (АТ), горючее – несимметричный диметилгидразин (НДМГ). На первой ступени установлено шесть блоков с однокамерными ракетными двигателями со стартовой тягой

6 x 1500 кН. На второй ступени четыре двигателя. Отклонение двигателей в цапфах в тангенциальном направлении позволяет осуществлять управление РН. На третьей ступени установлен однокамерный двигатель и четырехкамерный рулевой двигатель. В качестве четвертой ступени используется разгонный блок «ДМ».

С помощью ракеты-носителя «Протон» в космос выведены спутники: «Космос», «Экран», «Радуга», «Горизонт», аппараты для исследования Луны, Марса, Венеры, кометы Галлея, пилотируемые орбитальные станции «Салют» и «Мир» и входящие в их состав тяжелые специализированные модули «Квант», «Квант-2», «Кристалл», «Спектр», «Природа» и др. космические объекты.

В настоящее время «Протон» используется в реализации отечественных космических программ и выведении коммерческих спутников иностранных государств.



Рис. 5.12. Внешний вид и компоновка ракеты-носителя «Протон»

5.12. Морской старт

История международного проекта, получившего название «Морской старт», началась в марте 1993 года. Практическая реализация проекта стала возможной после создания предприятия «Си Лонч» («Морской старт») и выполнения партнерами совместно с кооперацией предприятий и компаний огромного объема наукоемких и экспериментальных работ вплоть до проведения первых пусков.

Проведенный анализ мирового рынка услуг по запуску космических аппаратов показывает, что сейчас существуют большие потребности в выведении космических аппаратов на геостационарную орбиту (плоскость орбиты совпадает с плоскостью экватора, высота над поверхностью Земли составляет 35800 км). Для уменьшения стоимости доставки спутников на геостационарную орбиту необходимо проведение пусков из приэкваториальной зоны. Объясняется это тем, что при пусках, например с космодрома Байконур, расположенного на широте 46° , необходимо проведение специальных орбитальных маневров с большими энергетическими затратами для разворота плоскости пуска в плоскость экватора. Кроме того, чем дальше от экватора расположен космодром, тем в меньшей степени используется эффект от вращения Земли. В итоге ракета-носитель «Зенит-3SL» при пуске из приэкваториального района может вывести КА массой более 2,0 т. на геостационарную орбиту, а массой до 6,0 т. на переходную к геостационарной орбите.

Над реализацией проекта работает совместное предприятие «Си Лонч», учредителями которого являются американская самолетостроительная и космическая компания «Боинг», российская Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева, крупнейшая в Европе судостроительная компания – норвежская фирма «Кварнер», ведущие аэрокосмические предприятия Украины ПО «Южмашзавод» и КБ «Южное».

Для обеспечения пусков космической ракеты фирма «Кварнер» модифицировала морскую платформу, которая была создана ею для нефтедобычи. Платформа самодвижущаяся, полупогружаемая, типа катамарана. Основные характеристики: водоизмещение (на ходу) – 27300 т., скорость движения – до 12 узлов, длина - 133 м., ширина – 75 м., высота (до пусковой палубы) – 42 м. Платформа, представляющая собой плавучий стартовый ракетный комплекс, оснащена стартовым столом, установщиком ракеты-носителя, системами заправки компонентами топлива и другими системами, обеспечивающими подготовку и пуск космической ракеты.

Конструкция стартового оборудования разработана КБТМ. В основу положен опыт создания наземного стартового комплекса «Зенит» на космодроме Байконур. Оснащение платформы системами и оборудованием ракетного сегмента проведено на российской верфи. Ракетно-космический комплекс «Морской старт» можно представить состоящим из следующих частей: стартовой платформы «Одиссей», сборочно-командного судна «Си Лонч Коммандер», ракеты-носителя «Зенит-3SL», базового порта, технологических систем, расположенных на судах (рис.5.13).

Сборочно-командное судно «Си Лонч Коммандер» (СКС) оснащено системами и оборудованием, позволяющими проведение на его борту комплексных испытаний ракеты-носителя и разгонного блока, заправку РБ высококипящими компонентами топлива и газами, сборку и испытания ракеты-носителя. На борту СКС могут разместиться три комплекта ракет-носителей. Оно выполняет также функции центра управления при подготовке и пуске ракеты-носителя. На сборочно-командном судне размещаются до 240 человек экипажа и персонала, участвующего в подготовке и проведении пуска. Длина судна 203 м., ширина 32,2 м., осадка 8 м., водоизмещение 26 400 т. Базовый порт располагается на Западном побережье США (г. Лонг-Бич, штат Калифорния). Его назначение – подготовка космических аппаратов, хранение ступеней ракеты-носителя, разгонных блоков, обеспечение швартовки стартовой платформы и сборочно-командного судна, заправка их компонентами топлива и газами, поддержка операций по сборке и испытаниям ракеты-носителя.

28 марта 1999 года с полупогруженной платформы Odyssey состоялся первый демонстрационный пуск трехступенчатой РН «Зенит-3SL» с разгонным блоком «ДМ-SL». На переходную орбиту был выведен макет спутника массой 4500 кг. Второй успешный пуск состоялся в октябре 1999 года.

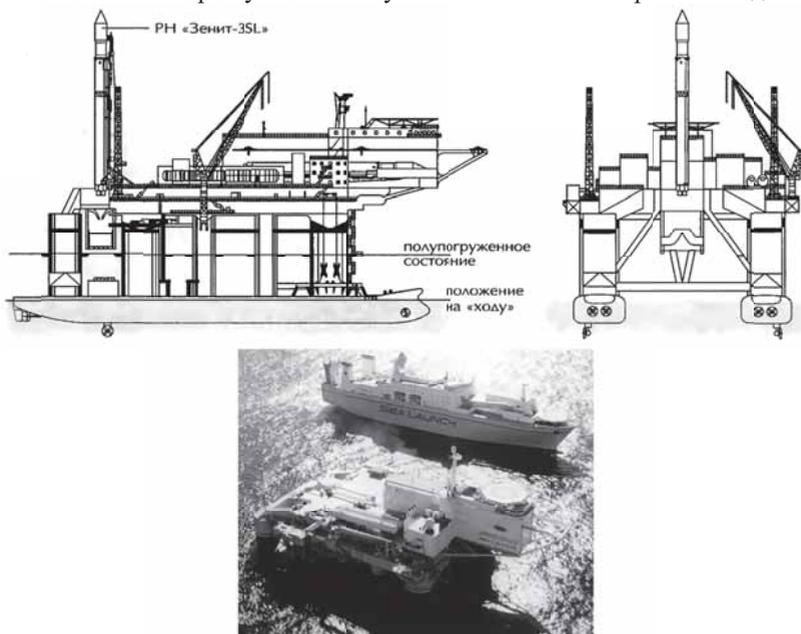


Рис. 5.13. Стартовая платформа для РН «Зенит-3SL»

Третий пуск в марте 2000 года закончился неудачно. Четвертый пуск состоялся в июле 2000 года. На орбиту был выведен спутник связи. Пятый пуск осуществлен 2 октября 2000 года. На геопереходную орбиту был выведен спутник связи.

ГЛАВА 6. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ, КОНСТРУКЦИЯ И СОСТАВ ПОДСИСТЕМ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

6.1. Термины и определения, общие понятия

С целью исключения разночтения материал настоящей главы базируется на приведенных ниже терминах и определениях [6.3].

Космическая техника - совокупность орбитальных средств, средств выведения, средств подготовки и управления ракетами космического назначения и орбитальными средствами, средств посадки составных частей ракет космического назначения, а также средств обеспечивающих их эксплуатацию.

Космический комплекс - совокупность функционально взаимосвязанных орбитальных и земных технических средств, предназначенная для самостоятельного решения задач в космическом пространстве. Космический комплекс может включать в свой состав космические аппараты, средства подготовки, выведения на орбиту, управления космическими аппаратами и их посадки, сооружения и обеспечивающие средства.

Космическая система - совокупность одного или нескольких космических комплексов и специальных комплексов, предназначенных для решения различных задач в космическом пространстве.

Космический ракетный комплекс - комплекс, включающий ракету-носитель, совокупность технических средств, сооружений и коммуникаций, предназначенную для проведения заданной технологии работ с ракетой-носителем, по их подготовке к пуску, содержанию в установленных готовностях, пуску и управлению на активном участке траектории полета ракеты космического назначения.

Ракета космического назначения - совокупность ракеты-носителя с космической головной частью.

Ракета-носитель - часть ракеты космического назначения, предназначенная для выведения космической головной части на заданную траекторию или орбиту.

В большинстве случаев ракеты-носители являются многоступенчатыми, включающие несколько ракетных блоков и полезный груз. В качестве полезного груза могут быть космический аппарат (КА) или искусственный спутник Земли (ИСЗ).

Многоступенчатая ракета функционально состоит из нескольких последовательно работающих одноступенчатых ракет. В состав каждой одноступенчатой ракеты входят ракетная часть и масса ракеты-носителя, являющаяся для нее условной массой полезного груза. На рис. 6.1 приведена типовая схема деления ракеты на ракетные блоки и ступени.

Под ступенью понимают часть составной ракеты, функционирующую на определенном участке траектории полета.

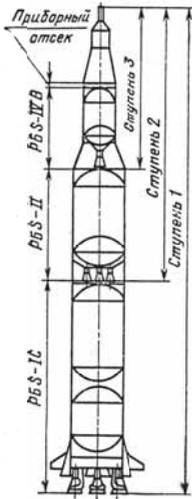


Рис. 6.1. Схема деления типовой ракеты на ракетные блоки и ступени

Автоматическое ведение РН по заданной программе обеспечивают система управления и исполнительные органы, при этом под действием возмущений и управляющих сил РН совершает относительно центра масс пространственные колебательные движения.

Для выведения КА на орбиту РН должен сообщить ему определенную скорость, как по величине, так и по направлению при заданных координатах, что обеспечивается с помощью программы выведения.

Путь, пройденный РН при выведении КА на орбиту, называется траекторией полета. Он характеризуется активным и пассивным участком. На рис.6.2 изображены возможные траектории полета блоков ракеты.

Активный участок полета – полет с работающим двигателем.

Пассивный участок – полет ракетных блоков после их отделения от РН.

Под ракетной частью ступени понимают ту ее часть, которая обеспечивает полет ракеты-носителя. В состав ракетной части могут входить один или несколько автономных ракетных блоков.

Ракетный блок – автономная часть составной ракеты, включающая топливный отсек с топливом, двигательную установку, органы управления, аппаратуру и бортовую кабельную сеть системы управления, корпус хвостового и переходного отсеков, элементы системы разделения и др.

Головной блок РН включает в себя полезный груз и обтекатель. Обтекатель является пассивным конструктивным элементом, который при выходе из плотных слоев атмосферы сбрасывается.

Космический аппарат – техническое устройство, предназначенное для функционирования в космическом пространстве с целью решения задач в соответствии с назначением космического комплекса.

Пилотируемый космический аппарат – космический аппарат, конструктивное исполнение которого предусматривает наличие обитаемого отсека и возможность управления движением и функционированием аппарата космонавтом, находящимся на его борту.

Ракета-носитель приводится в движение силой реакции, возникающей при направленном отбросе части его собственной массы. По мере движения РН ее скорость и ускорение непрерывно увеличиваются. Конечная скорость РН в значительной мере определяется запасом топлива на борту ракеты. Скорость, которую может достичь РН без сил сопротивления, называется характеристической.

Автоматическое ведение РН по заданной программе обеспечивают система управления и исполнительные органы, при этом под действием возмущений и управляющих сил РН совершает относительно центра масс пространственные колебательные движения.

Для выведения КА на орбиту РН должна сообщить ему определенную скорость, как по величине, так и по направлению при заданных координатах, что обеспечивается с помощью программы выведения.

Путь, пройденный РН при выведении КА на орбиту, называется траекторией полета. Он характеризуется активным и пассивным участком. На рис. 15 изображены возможные траектории полета блоков ракеты.

Активный участок полета – полет с работающим двигателем.

Пассивный участок – полет ракетных блоков после их отделения от РН.

РН, стартуя вертикально, выходит затем на криволинейный участок траектории полета, обеспечивающий постепенное уменьшение угла наклона её оси по отношению к местному горизонту (рис. 6.2).

Для уменьшения потерь скорости ракетой от аэродинамического сопротивления желательно как можно быстрее пройти плотные слои атмосферы, а приближаться к горизонтальной траектории только после выхода из плотных слоев атмосферы.

Активная масса ракеты – топливо, размещенное в баках ракеты.

Пассивная масса ракеты – конструкция ракеты.

Полезная масса ракеты – масса полезного груза, выводимого на орбиту.

Массовая эффективность ракеты – безразмерный параметр μ_k . Это отношение конечной массы ракеты без топлива m_k к стартовой массе ракеты m_0 :

$$\mu_k = \frac{m_k}{m_0}.$$

Для отделения ракетных блоков применяются системы разделения. Существуют следующие способы отделения ракетных частей: холодное и горячее.

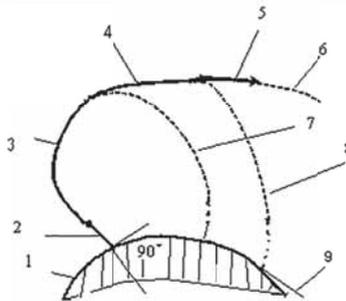


Рис. 6.2. Возможные траектории полета блоков ракеты:

- 1 – Земля; 2 – вертикальный участок полета; 3 – активный участок полета I ступени;
 4 – активный участок полета II ступени; 5 – активный участок полета III ступени;
 6 – орбита КА; 7,8 – пассивный участок полета блоков I и II ступени;
 9 – местный горизонт

Холодное разделение осуществляется с помощью устройств отталкивания.

При горячем разделении отвод последующей ступени осуществляется с помощью тяги двигателя последующей ступени.

Конструктивно баки ракеты могут выполняться несущими и ненесущими.

Несущие баки воспринимают все внешние и внутренние силы.

Ненесущие баки воспринимают внутреннее давление, частично осевые силы и изгибающий момент.

Ракеты-носители различаются по классам в зависимости от грузоподъемности или стартовой массы. Грузоподъемность – это масса полезного груза, выводимого ракетой на орбиту искусственного спутника Земли, например, на орбиту, с высотой 160...300 км.

Классификация РН по стартовой массе характерна при рассмотрении агрегатов комплекса наземного оборудования. Эффективность РН более наглядно классифицируется по массе полезного груза, выводимого на опорную орбиту.

6.2. Классификация ракет-носителей

Ракета-носитель обладает совокупностью свойств, которые можно положить в основу классификации ракет-носителей. Несмотря на все многообразие существующих конструкций ракет-носителей, для всех них характерным является наличие некоторых общих конструктивных элементов [6.4].

Форма ракеты, ее размеры и устройство определяются в конечном итоге теми задачами, которые на нее возлагаются. Можно классифицировать ракеты по типам применяемого топлива, по конструктивным признакам, по типам двигателя и т. п. [6.1].

Каждая ракета-носитель имеет двигательную установку, обеспечивающую создание тяги по реактивному принципу. В двигательную установку включаются камера двигателя, система подачи топлива в камеру сгорания и система регулирования тяги двигателя.

Для всех ракет характерно наличие резервуаров с топливом, обеспечивающим работу двигателя. Роль таких резервуаров может играть сама камера сгорания, как это имеет место для ракет твердого топлива.

На каждом летательном аппарате размещается отсек для полезного груза, который необходимо доставить до цели. Если ракета имеет военное назначение, то это – боевой заряд. Если летательный аппарат предназначен для исследовательских целей, то полезным грузом является исследовательская аппаратура, а для пилотируемого аппарата – модуль с космонавтами.

Все части летательного аппарата связаны воедино силовым корпусом, роль которого во многих случаях выполняют стенки баков с топливом, а в ракетах твердого топлива – также стенки камеры сгорания.

Также нельзя не упомянуть о комплексе наземного оборудования. Жидкостные ракеты дальнего действия запускаются с пусковой установки,

которую обслуживают вспомогательные пусковые агрегаты, обеспечивающие транспортировку и подъем ракеты на пусковой стол, заправку топливом и т. п. К наземному оборудованию относится также аппаратура для проверки ракеты на старте, наблюдения за ракетой в полете.

Группируем типы ракет-носителей по следующим основным свойствам:

- класс;
- область применения;
- тип полезного груза, выводимого ракетой-носителем;
- кратность применения;
- тип старта;
- тип ракетного двигателя;
- способ разработки;
- компоновочная схема.

Схема классификации ракет-носителей представлена на рис.6.3.

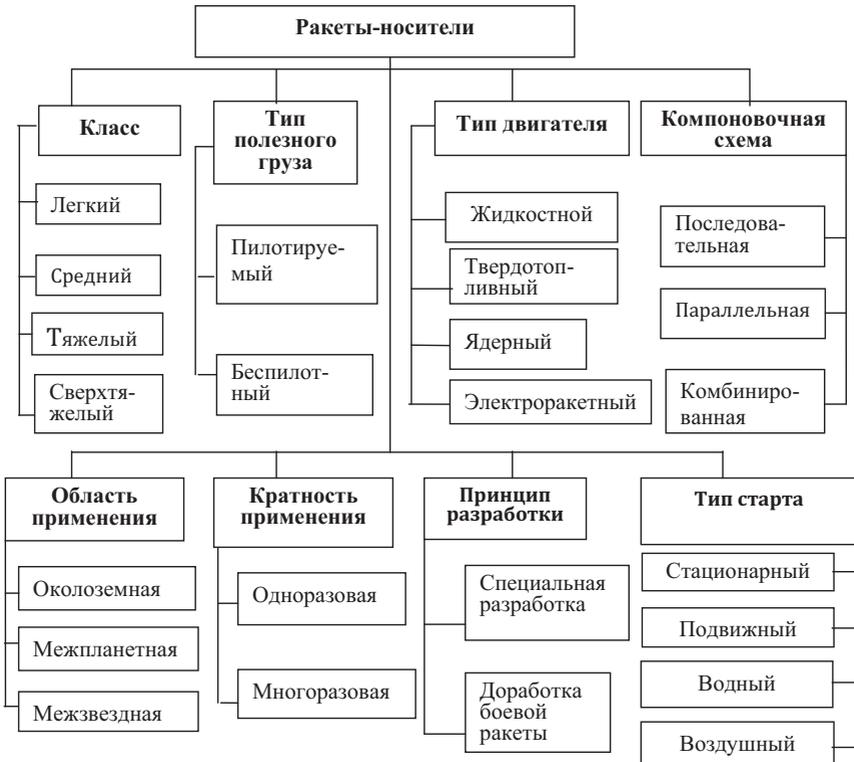


Рис. 6.3. Схема классификации ракет-носителей

Класс ракет-носителей. Основным показателем, определяющим принадлежность ракеты-носителя к тому или иному классу, является её гру-

зоподъёмность, т.е. масса полезного груза, выводимого ракетой на круговую орбиту искусственного спутника Земли с высотой 160...300 км.

По грузоподъёмности все существующие и проектируемые ракеты-носители условно подразделяют на четыре класса: лёгкий, средний, тяжёлый и сверхтяжёлый (табл. 6.1.)

Т а б л и ц а 6. 1

Класс и основные характеристики ракет-носителей

Класс	Масса полезного груза, т *	Стартовая масса, т	Ракеты-носители		
			России	США	Других стран
Легкий	До 3-х	15...150	«Восток», «Космос», «Рокот», «Ангара-1»	«Атлас», «Титан-II», «Титан-III», «Сатурн-I»	Castor-4B (Испания), VLS (Бразилия)
Средний	Свыше 3 до 15	150...450	«Союз-У», «Зенит-2», «Ангара-3»	«Атлас», «Delta»	GSLV (Индия), H2 (Япония), CZ-3B (Китай), Ariane-4 (ЕКА)**
Тяжелый	Свыше 15 до 120	750...900	«Протон», «Энергия», «Ангара-5»	«Сатурн-V», «Титан-4А»	H2A (Япония), Ariane-5 (ЕКА)
Сверхтяжелый	Свыше 120	Свыше 900	«Ангара-5» с КВБ***	«Нова»	

* Масса полезного груза, выводимого на опорную орбиту (160...300 км).

** ЕКА – Европейское космическое агентство.

*** КВБ – кислородно-водородный блок.

В качестве примера приведем характеристики ракет-носителей США в тяжелом классе «Сатурн-5», «Титан-4» и в среднем классе «Atlas». Ракета-носитель «Сатурн-5» позволяла выводить на орбиту высотой 500 км полезный груз массой 120 т.

Ракета-носитель «Титан-4» выводит на низкую околоземную орбиту около 18 т. (длина – 62 м., максимальный диаметр – 3,05 м., стартовая масса – 868 т.).

Для коммерческих запусков используются ракеты-носители среднего класса «Atlas» (длина – 47 м., максимальный диаметр – 3,05 м., стартовая масса – 190 т.). На низкую околоземную орбиту выводит около 7...8 т. Стоимость выведения одного килограмма груза на орбиту составляет около 20...25 тыс. дол. [6.2].

Области применения ракет-носителей. Выделяют следующие области применения:

- околоземное космическое пространство: ракеты-носители используются для вывода полезного груза на различные орбиты искусственного спутника Земли;

- межпланетное космическое пространство: ракетно-космические системы обеспечивают доставку полезного груза в различные точки солнечной системы;
- межзвёздное космическое пространство: ракеты-носители обеспечивают вывод полезного груза за пределы солнечной системы.

Тип полезного груза. По типу полезного груза, выводимого на орбиту, ракеты-носители могут быть пилотируемые и беспилотные. Такое разделение ракет-носителей необходимо в связи с принятием особых мер по обеспечению надёжности, разработки способов и мер спасения экипажа в случае пилотируемого полёта.

Ракеты-носители с пилотируемым космическим аппаратом имеют следующие особенности по сравнению с беспилотными аппаратами. Они имеют большую степень дублирования элементов отдельных систем, наличие специальных систем спасения экипажа, а также систем выхода из аварийных ситуаций.

Конструкция ракет-носителей с пилотируемым аппаратом более прочная и тяжёлая, поэтому коэффициент конструктивного совершенства у этих ракет сдвигается в сторону высоких значений.

Кратность применения. Ракеты-носители могут быть одноразового и многоразового использования.

Ракеты-носители одноразового использования – это боевые ракеты и ракеты-носители, которые созданы на основе боевых ракет. Например, зарубежные ракеты-носители «Атлас», «Титан» и отечественные ракеты-носители, созданные на основе баллистической ракеты Р-7: «Спутник», «Восток», «Молния», «Союз», а также на базе баллистической ракеты Р-36: «Циклон-2», «Циклон-3».

Ракеты-носители многоразового применения, используя преимущество схемных и компоновочных решений ракет-носителей одноразового применения, имеют более сложные элементы многоразового действия. Высокая надёжность таких ракет обеспечивается за счёт дублирования отдельных элементов и систем, увеличения объёма наземной отработки, повышенных требований к технологии производства. Ракеты-носители многоразового применения имеют средства спасения отработанных ракетных блоков. Работы по созданию ракет-носителей многоразового использования ведутся как в России, так и за рубежом.

Тип старта. Стартовый комплекс – это составная часть космического комплекса, предназначенная для поведения предстартовой подготовки средств выведения и космических объектов и осуществления их пуска.

В зависимости от класса ракеты стартовые комплексы подразделяются также на классы (легкий, средний, тяжёлый и сверхтяжёлый). Схема деления стартового комплекса по классам ракет-носителей приведена на рис. 6.4.

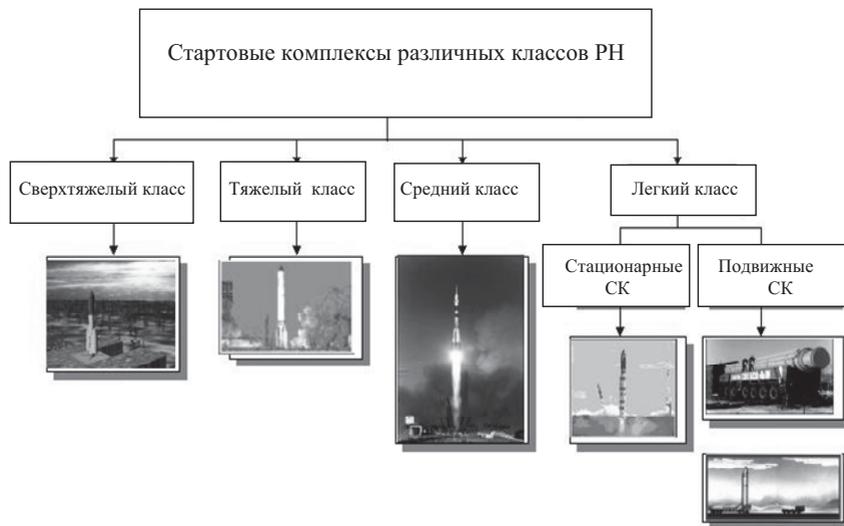


Рис. 6.4. Схема деления стартовых комплексов по классам ракет-носителей

По месту дислокации стартовые комплексы подразделяются на следующие типы (рис. 6.5; 6.6):

- материковые (наземные, заглубленные и подземные);
- водные (на кораблях, баржах, подводных лодках, платформах);
- воздушные (с применением различных летательных аппаратов).
- Выбор варианта стартового комплекса определяется целевыми задачами, возлагаемыми на космический комплекс, и принимаемыми техническими решениями при его создании.

Основополагающее значение для определения облика стартового комплекса имеют технические характеристики пускаемой с него ракеты космического назначения. К таким основным характеристикам ракеты относятся:

- масса стартующей ракеты;
- выбранные компоненты ракетных топлив;
- условия транспортировки;
- требования по условиям пуска;
- технология работ по подготовке к пуску и пуску;
- оперативные характеристики нахождения ракеты в определенных состояниях готовности к пуску;
- способ пуска; требования по безопасности.

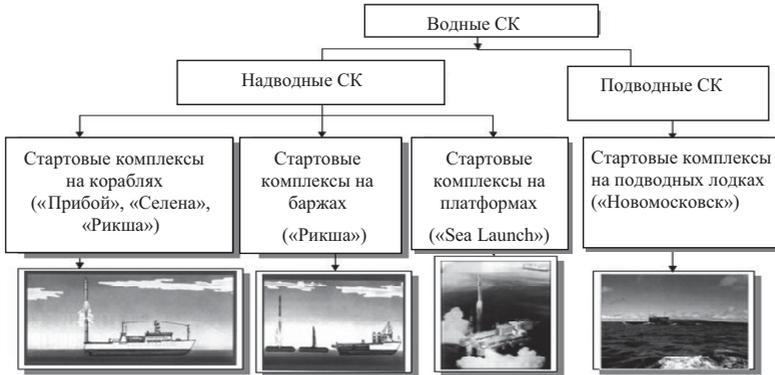


Рис. 6.5. Классификация водных стартовых комплексов

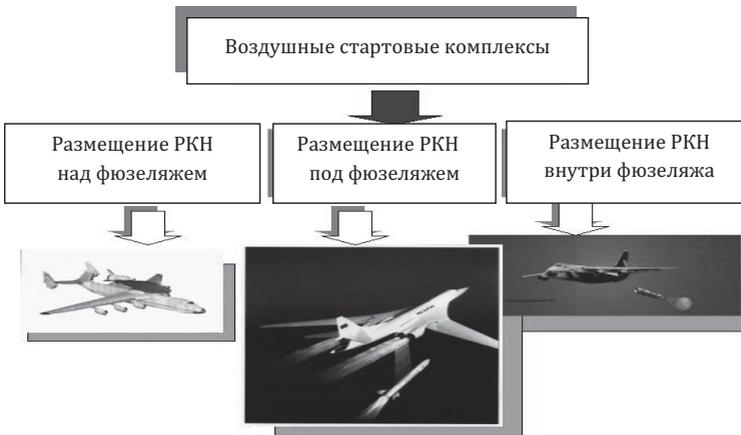


Рис. 6.6. Схема деления воздушных СК по способу размещения РН

Тип ракетного двигателя. По типу ракетного двигателя ракеты-носители подразделяют на ракеты с жидкостным, твердотопливным, ядерным и электроракетным двигателем.

Ракеты-носители с двигателями на жидком и твердом топливе используются для решения практически всех задач ближнего космоса, чаще используются ракетные двигатели с жидкими компонентами. Удельная тяга двигателя с жидкими компонентами может составлять 400...450 с.

Ядерные ракетные двигатели по сравнению с двигателями на жидком и твердом топливе обладают более высокой энергетикой, удельная тяга этих двигателей может составлять 800...3500 с. Ядерные ракетные двигатели отличаются от двигателей, работающих на жидком и твердом топливе тем, что рабочее тело в них нагревается не за счёт химической энергии, а за счёт тепла,

выделяющегося при ядерной реакции. Характерная особенность ядерного ракетного двигателя заключается в том, что работающий реактор и струя газа излучают радиоактивные элементы с большим периодом полураспада. Поэтому для пилотируемых полётов должна быть предусмотрена биологическая защита экипажа от излучений, а наличие радиоактивных элементов в струе газа налагает ограничение на использование этих двигателей в околоземном пространстве. Они должны использоваться только в космическом пространстве.

Большой интерес представляют ракеты-носители, нижние ступени которых оснащены двигателями на химическом топливе, а верхние ступени – ядерными двигателями. В этом случае нижние ступени ракеты-носителя выводят полезный груз на высоту, предотвращающую заражение окружающей среды излучениями ядерных двигателей верхних ступеней.

Для длительных и дальних космических полётов широкое применение находят электроракетные двигатели. В таких двигателях разгон рабочего тела обеспечивается электрическим или магнитным полем. Эти двигатели обладают малой абсолютной, но большой удельной тягой, они могут быть использованы только при старте космического аппарата с опорной орбиты. Особый интерес среди них представляют ионные ракетные двигатели, удельная тяга которых может достигать 20000 с.

Способ разработки. По способу разработки ракеты-носители подразделяют на разработанные на основе боевых ракет и ракеты-носители специальной разработки.

Ракеты-носители первой группы отличаются широкими возможностями серийного производства, хорошие экономические показатели, высокая степень отработки и высокая надёжность. Их эксплуатационные показатели близки к боевым ракетам, обладают высокой степенью автоматизации процессов предстартовой подготовки к пуску, всепогодными условиями эксплуатации. Для ракет-носителей второй группы необходимо решать специальные задачи проектирования, производства и эксплуатации.

Компоновочные схемы. Компоновочная схема ракеты-носителя зависит от взаимного расположения ракетных блоков. Можно выделить три варианта компоновочных схем ракет-носителей.

Первый вариант. Последовательное расположение ракетных блоков и их поперечное деление в процессе полёта, так называемая, схема «тандем».

Второй вариант. Параллельное расположение ракетных блоков и их продольное деление в процессе полёта, так называемая, схема «пакет». Классификация многоступенчатых ракет-носителей по типу расположения ракетных блоков приведена на рис.6.7 [6.5].

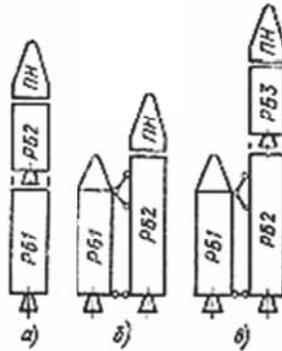


Рис. 6.7. Классификация многоступенчатых ракет-носителей по типу расположения ракетных блоков:
а) последовательное расположение; б) параллельное расположение;
в) параллельно-последовательное расположение

Третий вариант. Параллельно-последовательное расположение ракетных блоков и их продольно-поперечное деление в процессе полёта – комбинированная схема.

Между собой ракетные блоки соединяются силовыми связями, которые раскрываются в процессе разделения.

6.3. Силовая схема

Под силовой схемой ракеты понимают упрощенную модель конструкции. Несущие элементы конструкции ракетных блоков – это элементы, которые воспринимают внешние и внутренние нагрузки. Несущие элементы практически не воспринимают внешние нагрузки. Совокупность несущих элементов конструкции составляет силовую схему ракеты. При проектировании стремятся к тому, чтобы несущих элементов было как можно меньше, а нагрузки элементов конструкции при наземной эксплуатации не превосходили при старте и в полёте. Подвесные топливные баки воспринимают только давление наддува и давление от компонентов топлива. В схеме с несущими баками все нагрузки воспринимаются конструкцией самих баков.

На рис.6.8 приведена конструктивно-силовая схема ракеты-носителя «Сатурн-V» с моноблочным топливным отсеком, имеющим отдельные баки для каждого компонента топлива. На первой ступени установлено пять двигателей на жидком топливе (кислород, углеводородное горючее) [6.4].

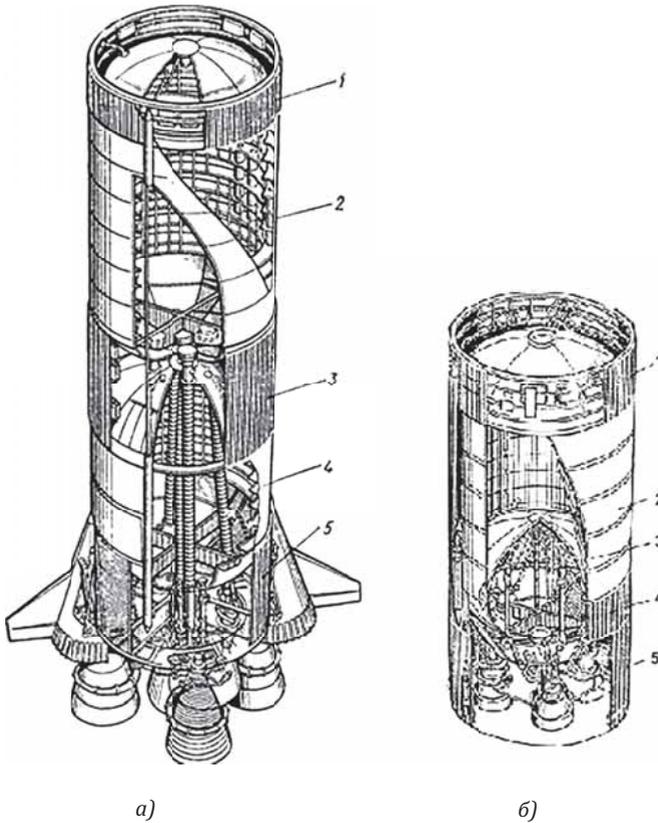


Рис. 6.8. Конструктивно-силовая схема ступеней ракеты-носителя «Сатурн-V»:
а) ракетного блока первой ступени: 1 – верхняя юбка; 2 – бак окислителя (кислород);
3 – межбачковый отсек; 4 – бак горючего (углеводородное топливо);
5 – совмещенная конструкция силовой рамы двигательной установки
и хвостового отсека;
б) ракетного блока второй ступени: 1 – верхняя юбка; 2 – бак горючего;
3 – бак окислителя; 4 – совмещенная конструкция нижней юбки топливного отсека,
конуса и рамы двигательной установки;
5 – сбрасываемый переходный отсек между блоками S-1C и S-II

Внешние нагрузки определяются параметрами движения ракеты и взаимодействием со средой, в которой она движется. Все нагрузки могут быть разделены на нагрузки, действующие по поверхности, и массовые. Поверхностные нагрузки возникают от сил трения и давления, массовые – от ускорений элементов.

Компоновочные схемы ракеты-носителя «Спутник» и ракетных блоков ракеты-носителя «Молния» приведены на рис.6.9.

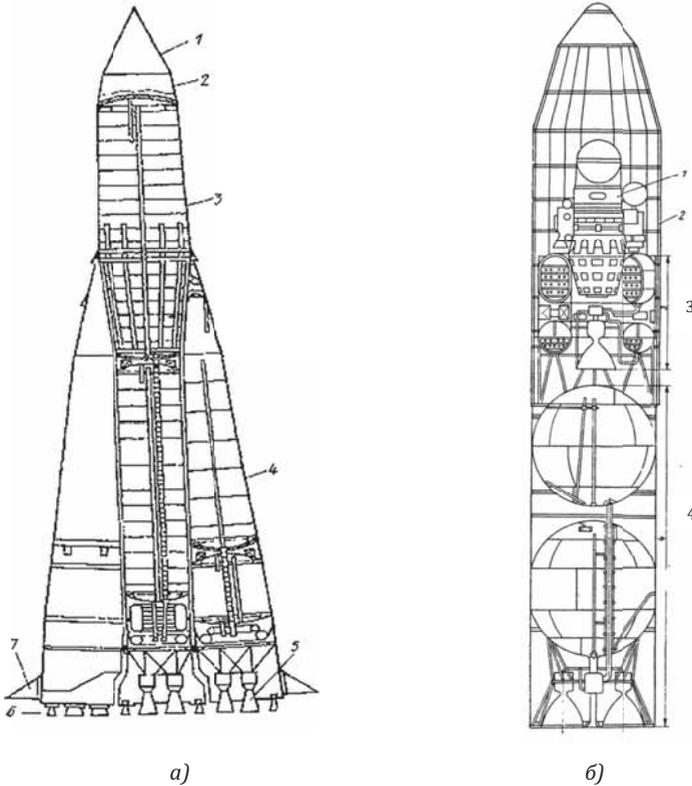


Рис. 6.9. Компонентные схемы ракеты-носителя «Спутник» и ракетных блоков ракеты-носителя «Молния»:

а) ракеты-носителя «Спутник»:

- 1 – обтекатель (сбрасывается перед отделением спутника);**
- 2 – приборный отсек;**
- 3 – центральный ракетный блок;**
- 4 – боковой ракетный блок (4 шт.);**
- 5 – четырехкамерный жидкостный ракетный двигатель;**
- 6 – рулевые жидкостные ракетные двигатели;**
- 7 – аэродинамические рули;**

б) ракетных блоков ракеты-носителя «Молния»:

- 1 – автоматическая космическая станция «Луна-Е»;**
- 2 – головной обтекатель;**
- 3 – блок «Л»;**
- 4 – блок «И»**

Тепловые нагрузки, возникают при движении ракеты-носителя в плотных слоях атмосферы Земли и могут вызывать значительный нагрев конструкции и, как следствие, могут оказывать сильное влияние на её прочность.

Свойство конструкции воспринимать все силовые и тепловые нагрузки, действующие на ракету, и нормально функционировать, называется несущей способностью конструкции.

Силовая рама двигательной установки воспринимает силовое воздействие от двигателей в местах их крепления и затем равномерно распределяет

на обечайку бака горючего. Далее нагрузки через конструкцию межбакового отсека передаются на обечайку бака окислителя и далее на юбку топливного отсека.

Обечайки баков могут быть неподкрепленными и подкрепленными. Подкрепленные обечайки имеют большую несущую способность по сравнению с неподкрепленными, лучшее конструктивное совершенство, воспринимают большие нагрузки.

Аэродинамическая компоновка. Аэродинамическая компоновка ракет-носителей представляет собой сочетание тел цилиндрической и конической форм. Одним из основных параметров, определяющих аэродинамическое сопротивление ракеты-носителя, является удлинение корпуса ракеты, то есть отношение длины к диаметру.

В практике ракетостроения удлинение корпуса ракеты примерно равно 10...12. При уменьшении удлинения уменьшается боковая поверхность и возрастает площадь миделевого (наибольшего) сечения. При этом уменьшаются силы трения, но возрастает волновое сопротивление за счёт действия повышенного давления в носовой части ракеты и донное сопротивление. Сила трения и донное сопротивление действуют на всем участке траектории, а волновое сопротивление действует при сверхзвуковых скоростях полёта. При «пакетной» схеме компоновки влияние обводов на аэродинамическое сопротивление определяется, в основном, по результатам аэродинамических продувок.

При «тандемной» схеме компоновки влияние обводов сводится к тому, чтобы уменьшить волновое сопротивление за счёт придания носовой части слабokonической или оживальной формы, так как большую часть полёта ракета-носитель совершает со сверхзвуковыми скоростями.

Внутренняя компоновка. Под внутренней компоновкой понимается взаимное размещение топливных баков и двигателя относительно других элементов ракеты, местоположение приборного отсека, а также расположение приборов в нем.

Основными критериями при выборе геометрической формы баков является конструктивное совершенство топливного отсека, простота конструкции днищ, технологической оснастки и оборудования, изготовления баков, а также плотность компоновки топливного отсека.

ГЛАВА 7. ОСНОВЫ БАЛЛИСТИКИ РАКЕТ

Термин «баллистика» пришел в ракетную технику из артиллерии, где он означал науку о движении снаряда после потери им механической связи со стволом. В этом смысле распространение указанного термина на ракеты, а тем более управляемые ракеты, движение которых сопровождается связями в виде реактивных сил и управляющих воздействий, представляется не вполне корректным. Содержание баллистики управляемых ракет как науки постепенно трансформировалось. Начиная с 80-х годов XX столетия, баллистика как наука занимается изучением движения ракеты баллистического типа с учетом действующих на неё сил и моментов и разработкой методов и алгоритмов управления, а также информационно-навигационного обеспечения полета ракеты.

В зависимости от степени детализации проектных проработок существует много задач баллистики [7.2]. При решении большинства баллистических задач определяются параметры траектории. В данном пособии отметим наиболее общие задачи баллистики.

1. Расчет траекторий движения ракеты по заранее известным данным. Для решения этой задачи необходимо определить силы, действующие на ракету в полете. Затем составить дифференциальные уравнения движения ракеты с учетом действующих сил. В результате решения дифференциальных уравнений получают характеристики движения ракеты: скорость, углы, определяющие ориентацию вектора скорости и ракеты в пространстве, время полета, координаты центра масс, по которым может быть построена траектория [7.3].

2. Расчеты по выбору проектных баллистических характеристик движения по заданным тактико-техническим требованиям. Данная задача непосредственно связана с баллистическим проектированием систем, важным этапом которого является отыскание оптимальных режимов движения и траекторий полета.

Расчет траекторий на начальной стадии проектирования ракеты ведется, как правило, в предположении идеально выполненного аппарата при использовании параметров атмосферы, отвечающих средним метеорологическим условиям. Однако в действительности появляется ряд факторов, вызывающих отклонение ракеты в полете от расчетной траектории. Рассеивание траекторий отдельных пусков может зависеть как от конструктивных и технологических причин, так и от отклонений условий полета от расчетных.

7.1. Внешние условия полета ракет

На ракету-носитель в полете оказывают влияние в основном силы тяготения Земли и воздушная среда атмосферы. Силы тяготения Земли оказывают определяющее влияние на формирование траектории полета ракеты.

Характер и интенсивность взаимодействия ракеты с воздушной средой определяются такими ее параметрами, как плотность, давление, темпера-

тура, скорость распространения возмущений, которые являются функциями высоты над поверхностью океана. На параметры атмосферы оказывают воздействие сезонные и суточные изменения и другие факторы. Значительное влияние на параметры атмосферы оказывают также ветры, которые оказывают возмущение на движение ракеты.

Фигура Земли и ее модели. Для навигационного и баллистического обеспечения полета ракет-носителей необходимо знание фактических размеров и формы Земли. Для вычисления на борту ракеты гравитационного ускорения необходима модель гравитационного поля Земли. Реальная фигура и гравитационное поле Земли заменяются математическими моделями.

Основоположителем теории фигуры Земли, очевидно, следует считать И. Ньютона. Он предположил, что Земля принимает форму эллипсоида вращения.

В 1873 г. немецкий геодезист Е. Листинг предложил рассматривать в качестве фигуры Земли поверхность, совпадающую на океанах с невозмущенной поверхностью воды и продолженную под континентами по закону образования уровенных поверхностей. Такая поверхность получила название *геоида*. Дальнейшие исследования позволили установить, что геоид близок к эллипсоиду со сжатием $1/298,28$. Под сжатием понимается отношение разности его наибольшей и наименьшей осей к наибольшей оси.

Дальнейшие геодезические работы проводились для эллипсоидов, наилучшим образом удовлетворяющих поверхностям территорий своих стран. Такого рода эллипсоиды получили название *референц-эллипсоидов*, т. е. моделей, утвержденных правительствами этих стран.

Советские геодезисты под руководством Ф.Н. Красовского, используя градусные измерения более 20000 гравиметрических измерений, определили размеры двухосного эллипсоида, утвержденного в качестве референц-эллипсоида СССР. Указанный референц-эллипсоид был назван *земным эллипсоидом Красовского*.

Появление искусственных спутников Земли, используемых для геодезических измерений, позволило, во-первых, подтвердить целесообразность применения двухосного эллипсоида в качестве одного из приемлемых вариантов аппроксимации геоида, во-вторых, определить параметры «усредненного геоида».

Следует отметить, что координаты любой точки на территории России, в частности координаты точки старта ракеты, выдаются на поверхности эллипсоида Красовского. Затем они пересчитываются на поверхность общего земного эллипсоида, на которой определяются координаты цели.

В ряде случаев может быть использована сферическая модель Земли, радиус которой получается из условия равенства объема земного эллипсоида и сфероида. Радиус сферической Земли численно равен 6371 км и относится к числу основных геопостоянных параметров.

При использовании эллипсоида в качестве модели Земли линии отвеса заменяются *нормальными к эллипсоиду*. При этом нормаль к поверхности эллипсоида из какой-либо точки Земли «уклоняется» от нормали линии отвеса

в среднем на 4". При управлении движением ракеты начальная выставка моделируемой на борту системы отсчета «привязывается» к линии отвеса, а расчет попадающей траектории производится в абсолютной стартовой системе координат, вертикальная ось которой совпадает с нормалью к общему земному эллипсоиду.

Средняя величина отступления геоида от наиболее удачно выбранного эллипсоида не превосходит ± 50 м, а максимальная 100 м. Наиболее обоснованные размеры эллипсоида вычислены в СССР проф. Ф.Н. Красовским (табл. 7.1).

Т а б л и ц а 7.1

Параметры эллипсоида Красовского

Параметры	Обозначение	Значение
Большая полуось (радиус экватора), км	a	6378,245000
Малая полуось (0,5 полярной оси), км	b	6356,863019
Сжатие	c*	1:298,3
Средний радиус (радиус равновеликого шара), км	R	6371
Длина окружности меридиана, км	L	40008,550
Площадь поверхности, км ²	S	$5,10 \cdot 10^8$
Объем, км ³	V	$1,083 \cdot 10^{12}$
Эксцентриситет	e**	0,081813

$$* c = (a - b)/a.$$

$$** e = \sqrt{1 - (b/a)^2}.$$

Атмосфера земли. Состав и свойства атмосферы. Плотность, температура воздуха, барометрическое давление, скорость звука и ветер существенным образом влияют на характеристики движения ракет. Для изучения атмосферы создана широкая сеть метеостанций, размещенных по всему земному шару. Исследования проводят с помощью метеорологической аппаратуры, устанавливаемой на шарах, радиозондах, специально оборудованных самолетах, метеорологических ракетах и спутниках Земли. Результаты измерений обрабатываются и обобщаются.

Атмосфера Земли содержит 76% азота, 21 % кислорода, 3 % водяного пара, водорода, углекислого газа и ряда других газов. Известно несколько принципов построения схем атмосферы. По составу воздуха атмосферу подразделяют на *гомосферу* и *гетеросферу*. В гомосфере, простирающейся до высот ~ 95 км, состав воздуха с высотой почти не изменяется.

В гетеросфере азот, кислород и другие газы под действием ультрафиолетового излучения Солнца диссоциируют и находятся в атомарном состоянии. Поскольку температура воздуха является основным параметром, определяющим характеристики состояния атмосферы, наибольший интерес для баллистики представляет схема строения атмосферы по характеру распределения температуры в зависимости от высоты. В этой схеме атмосферу Земли подразделяют на пять основных слоев, названных сферами.

Нижний слой – *тропосфера* простирается в средних широтах до высоты ~ 11 км, а в экваториальных областях до высоты ~16 км. Высота тропосферы зависит от времени года, увеличиваясь летом и уменьшаясь зимой. В тропосфере содержится ~75% всей массы атмосферы и основная часть водяного пара. В тропосфере формируются все явления погоды. Отличительная черта тропосферы – понижение температуры воздуха с высотой. Однако зимой и летом после ясных холодных ночей могут наблюдаться температурные инверсии, при которых температура с высотой сначала возрастает, а затем начинает убывать. В тропосфере имеют место значительные горизонтальные и вертикальные течения воздушных масс – ветры. Горизонтальные ветры вызваны разностью давлений в разных местах земной поверхности, вертикальные – разностью температур по высоте.

Следующий слой – *стратосфера* простирается в средних широтах от ~ 11 до ~ 50 км. Стратосфера до высот ~ 30 км характеризуется постоянством температуры; на большой высоте, по мере приближения к верхней границе стратосферы, температура возрастает, причем происходят значительные суточные и межсуточные колебания. Изменение температурного градиента между тропосферой и стратосферой происходит в относительно узком слое, примерно до 2000 м, где наблюдаются мощные перемещения воздушных масс (так называемые струйные течения) с запада на восток, со скоростями, достигающими до ~ 110 м/с.

Область струйных течений в атмосфере характеризуется высокими скоростными градиентами в вертикальном и горизонтальном направлениях.

Над стратосферой расположена *мезосфера*, которая простирается от высоты ~ 50 до ~ 90 км. Она характеризуется понижением температуры до верхней границы слоя и повышенной турбулентностью.

Термосфера – это слой атмосферы от ~ 90 до ~ 500 км, характеризующийся непрерывным повышением кинетической температуры. В верхней части термосферы на высотах 400... 500 км температура воздуха достигает ~ 1500 °К.

Слой, расположенный на высоте от 500 км до внешней границы атмосферы, т. е. примерно до 2000...3000 км, называется *экзосферой*. В экзосфере воздух очень разрежен. Экзосфера постепенно переходит в околоземное космическое пространство.

Стандартная атмосфера. Физические параметры атмосферы значительно изменяются в зависимости от климатических условий, времени года и высоты. Например, в слое атмосферы высотой до 5 км содержится около 50 % всей массы воздуха, а высотой до 20 км – 95 %. Баллистические расчеты проводят для *нормальных метеоусловий*, соответствующих средним статистическим опытным данным или так называемым *стандартным атмосферам*. До настоящего времени в соответствии с ГОСТ 4401-81 действует стандартная атмосфера СА-81.

Стандартная атмосфера предназначена для использования при расчетах и проектировании летательных аппаратов, при обработке результатов геофизических и метеорологических наблюдений и для приведения результа-

тов испытаний летательных аппаратов и их элементов к одинаковым условиям. В СА-81 установлены стандартные числовые значения параметров атмосферы в функции геометрической высоты в диапазоне от 2 до 50 км. Для высот от 50 до 80 км установлены рекомендуемые значения параметров атмосферы, а для высот от 80 до 120 км приведены справочные данные.

7.2. Основные соотношения теории реактивного движения

Уравнение Мещерского. Ракета-носитель – летательный аппарат, приводимый в движение силой реакции, возникающей при направленном отбросе частей его собственной массы.

Классическая механика изучает соотношения между силами, действующими на тело, и ее ускорением при постоянной массе тела. Для изучения движения ракеты-носителя необходимо установление зависимостей его параметров движения от действующих сил с учетом изменения массы. Основой изучения реактивного движения ракет является механика тел переменной массы. Иван Всеволодович Мещерский разработал общую теорию движения точки переменной массы.

Пусть тело с переменной массой m совершает поступательное движение со скоростью V . Масса тела изменяется по времени вследствие непрерывного отброса частиц с относительной скоростью W . При составлении уравнения движения этой массы, как материальной точки, используем теорему об изменении количества движения системы в интегральной форме: *изменение количества движения системы за некоторый промежуток времени Δt равно сумме импульсов, действующих на систему внешних сил за тот же промежуток времени [7.1]*.

Под количеством движения системы понимается произведение массы на её скорость. Под импульсом силы понимается произведение величины силы на некоторый промежуток времени. В механике под силой понимается величина, которая является количественной мерой взаимодействия материальных тел.

Обозначим количество движения системы до отделения массы через Q_1 , а после отделения массы через Q_2 .

Тогда количество движения системы до отделения $Q_1 = mV$.

После отделения количество движения системы будет равно сумме количества движения тела после отделения и отделяемой части

$$Q_2 = (m - \Delta m)(V + \Delta V) + \Delta m(W + V),$$

где: ΔV – приращение скорости тела;

$W+V$ – абсолютная скорость отделяющейся массы (рис. 7.1).

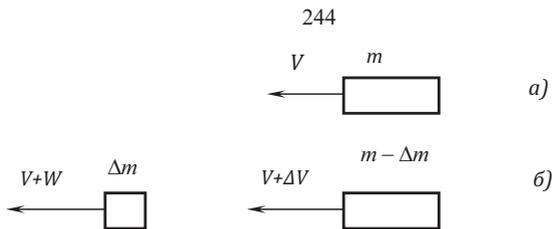


Рис. 7.1. К выводу уравнения Мещерского:
а) до отделения; б) после отделения

Согласно теореме об изменении количества движения системы запишем следующее равенство:

$$Q_2 - Q_1 = \Delta t \cdot \sum P_i, \quad (7.1)$$

где: Q_1 – количество движения системы до отделения;

Q_2 – количество движения системы после отделения;

Δt – промежуток времени;

P_i – действующие внешние силы на систему.

Подставим Q_1 и Q_2 в выражение (1):

$$(m - \Delta m)(V + \Delta V) + \Delta m \cdot (W + V) - mV = \Delta t \cdot \sum P_i.$$

После преобразований получим:

$$m\Delta V - \Delta m\Delta V + \Delta mW = \Delta t \cdot \sum P_i.$$

Произведение $\Delta m\Delta V$ второго порядка малости, оно стремится к нулю при стремлении Δt к нулю. Разделив обе части равенства на Δt и перейдя к пределу, получим:

$$m \frac{dV}{dt} + \frac{dm}{dt} W = \sum P_i \text{ – уравнение Мещерского}$$

или

$$m \frac{dV}{dt} = - \frac{dm}{dt} W + \sum P_i.$$

Для неизменной массы, то есть $\frac{dm}{dt} = 0$, получим известное выражение второго закона Ньютона $\frac{m dV}{dt} = \sum P_i$.

Выражение $-W \frac{dm}{dt}$ определяет силу, которая формируется за счет отброса активных элементарных масс, эта сила приложена к ракете. Предположим, что ракета движется без действия внешних сил, тогда указанная сила будет единственной, действующей на ракету. Её называют реактивной. Она будет движущей силой, если $\frac{dm}{dt} < 0$. В этом случае в процессе движения масса тела уменьшается, а ускорение и скорость возрастают.

Формула Циолковского для одноступенчатой ракеты. Ценный вклад в механику переменной массы внес Константин Эдуардович Циолковский. Он вывел формулу конечной скорости ракеты в среде без действия внешних сил.

При движении ракеты в среде без действия внешних сил $\sum P_i = 0$, уравнение Мещерского имеет вид:

$$m \frac{dV}{dt} = -W \frac{dm}{dt}.$$

Умножив на dt , обе части уравнения, будем иметь $mdV = -Wdm$. Разделив на m , получим $dV = -W \frac{dm}{m}$. После интегрирования будем иметь:

$$V = -W \cdot \ln m + C.$$

При $t = 0$, $V = 0$, $m = m_0$, $C = W \cdot \ln m_0$,

где: m_0 – стартовая масса ракеты.

Тогда $V = -W \cdot \ln m + W \cdot \ln m_0 = -W(\ln m - \ln m_0) = +W \cdot \ln \frac{m_0}{m}$, то есть

$$V = +W \cdot \ln \frac{m_0}{m} \text{ – формула Циолковского.}$$

Эта формула позволяет определить скорость ракеты без действия внешних сил, когда на ракету действует только реактивная сила отбрасываемых масс. В практике обычно используют величину $\mu = \frac{m}{m_0}$ – относительную текущую массу ракеты, тогда формулу Циолковского запишем в следующем виде $V = -W \cdot \ln \mu$.

В реальных условиях скорость не может возрасть беспредельно, так как на ракете имеется ограниченный запас топлива. Конечная скорость ракеты будет равна

$$V_k = -W \cdot \ln \mu_k = -W \cdot \ln \frac{m_k}{m_0} = -W \cdot \ln \frac{m_0 - m_m}{m_0}, \quad (7.2)$$

где: V_k – конечная скорость ракеты;

μ_k – относительная конечная масса ракеты;

m_k – конечная масса ракеты, равна сумме полезной нагрузки и массе конструкции $m_k = m_{\text{кон}} + m_{n2}$;

m_m – масса топлива.

Из анализа формулы (2) следует, что конечная скорость ракеты V_k тем больше, чем больше относительная скорость отбрасываемой массы W и чем меньше относительная конечная масса ракеты μ_k . Более сильно влияет на конечную скорость увеличение относительной скорости отбрасываемых частиц W , чем уменьшение μ_k . Можно уменьшать m_k , но это не беспредельно, можно увеличить запас топлива m_m , но тогда возрастет стартовая масса ракеты

$m_0 = m_{\text{кон}} + m_{n_2} + m_m$. Влияние μ_k на конечную скорость ракеты V_k можем проследить по следующей зависимости:

$$\mu_k = \frac{m_o - m_m}{m_o} = 1 - \frac{m_m}{m_o} = 1 - \beta, \quad (7.3)$$

где: $\beta = \frac{m_m}{m_o}$ – относительный запас топлива.

Из формулы (3) следует, что уменьшение относительной конечной массы ракеты может быть обеспечено за счет увеличения относительного запаса топлива β . Запишем выражение β в другом виде:

$$\beta = \frac{m_m}{m_o} = \frac{m_m}{m_m + m_{n_2} + m_{\text{кон}}} = \frac{1}{1 + \frac{m_{n_2}}{m_m} + \frac{m_{\text{кон}}}{m_m}}.$$

Из анализа этого выражения видно, чтобы увеличить значение β , нужно уменьшить пассивную массу конструкции $m_{\text{кон}}$ или увеличить запасы топлива m_r при постоянной массе полезной нагрузки m_n .

Представление о реальных значениях μ_k можно получить, если вспомнить, например, что стартовый вес ракеты $V-2$ был равен 12,9 т при весе конструкции, равном 3,9 т. Следовательно, для этой ракеты $\mu_k = 0,3$. Если учесть, что конструкция этой ракеты далека от совершенства и может быть улучшена, то значение $\mu_k = 0,3$ следует рассматривать как легко достижимый нижний предел показателя качества конструкции. Для двигателя ракеты $V-2$, работающим на спирте и жидком кислороде, скорость истечения продуктов сгорания из сопла двигателя W примерно 2000 м/сек. Тогда конечная скорость ракеты будет равна:

$$V_k = -W \cdot \ln \mu_k = -2000 \ln 0,3 \approx 2400 \text{ м/сек.}$$

Можно предположить, что для более совершенной одноступенчатой ракеты, чем $V-2$, коэффициент $\mu_k \approx 0,1$. Для более энергоемких топлив (например, водород с кислородом) скорость истечения $W \approx 3000$ м/сек. Тогда, взяв верхнюю границу $\mu_k = 0,1$, получим $V_k = -3000 \cdot \ln 0,1 \approx 6900$ м/сек.

Для того чтобы полезная нагрузка стала спутником Земли, необходима скорость ракеты $V_{kp} \approx 8000$ м/сек. Эта скорость определяется из равенства силы земного тяготения и центробежной силы F_u из выражения:

$$m_{cn} q_r = \frac{m_{cn} V_{kp}^2}{r}, \quad (7.4)$$

где: $q_r = q_0 \frac{R_0^2}{r^2}$, $r = R_0 + h$;

m_{cn} – масса спутника;

V_{kp} – круговая скорость спутника;

q_r – ускорение силы тяжести на высоте h ;

R_0 – радиус Земли;

h – высота орбиты;

q_0 – ускорение силы тяжести на поверхности земли (рис. 7.2).

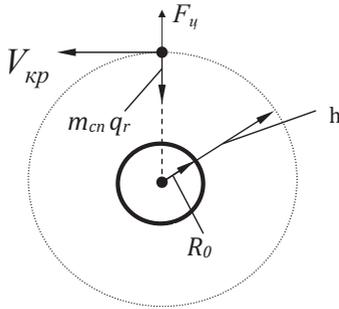


Рис. 7.2. К определению круговой скорости спутника

В случае движения спутника по круговой орбите сила тяжести должна уравновешиваться центробежной силой.

Из выражения (4) определим круговую скорость спутника:

$$V_{кр} = \sqrt{q_r \cdot r} = \sqrt{q_0 \cdot R_0} \cdot \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{h}{R_0}}}$$

При $h=0$ круговую скорость определим из выражения: $V_{кр} \approx \sqrt{q_0 R_0}$.

Круговая скорость спутника $V_{кр}$ с увеличением высоты h будет уменьшаться, однако полная энергия, затрачиваемая на запуск спутника, при увеличении h возрастает.

Первую космическую скорость и больших скоростей можно достичь при помощи составных ракет.

Если к моменту выведения спутника на орбиту ракета набирает скорость, больше или меньше чем круговую, то орбита будет эллиптической. При $V > V_{кр}$ точка максимального удаления орбиты от центра Земли будет находиться на большей высоте, чем точка выведения. При $V < V_{кр}$ точка минимального удаления орбиты будет ниже, чем точка выведения.

На рис. 7.3 приведено изменение формы орбиты спутника в зависимости от скорости выведения.

Формула Циолковского для составной ракеты. Основная задача ракеты, как летательного аппарата, заключается в том, чтобы заданному грузу сообщить необходимую скорость. В зависимости от величины груза и заданной скорости назначается запас топлива. Чем больший груз и заданная скорость, тем больший запас топлива должен находиться на борту ракеты.

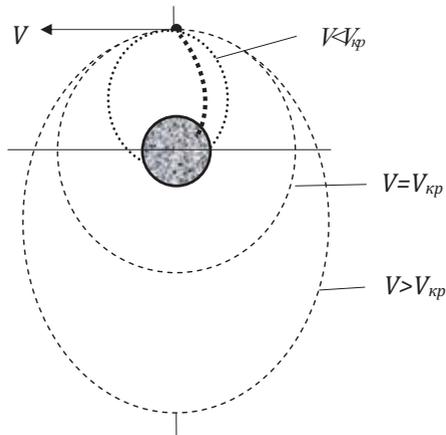


Рис. 7.3. Форма орбиты спутника в зависимости от скорости выведения

Но чем больший запас топлива на ракете, тем большим и оказывается вес конструкции ракеты. Это происходит потому, что вес конструкции топливных баков возрастает вместе с их объемом. В этом и состоит основной недостаток одноступенчатых ракет, так как скорость для одноступенчатой ракеты сообщается не только полезному грузу, но и всей конструкции ракеты. Однако первая космическая скорость одноступенчатой ракеты не может быть достигнута без резкого увеличения скорости истечения газов из сопла. На химическом топливе это пока невозможно. Значит, космическая скорость может быть достигнута при помощи составных ракет. Конечная скорость сообщается не всей пассивной массе, а только ее части. На практике число ступеней ракеты определяется ее назначением, конструктивным исполнением.

При дискретном отбросе пассивных масс последние целесообразно иметь в виде отдельных самостоятельных ракетных блоков, для которых остальная масса ракеты является массой полезного груза. Такие ракеты называются составными, многоступенчатыми.

В отличие от одноступенчатой ракеты конечную скорость получает не вся масса конструкции ракеты, а только конструкция верхней ступени или только полезный груз. Конструкция нижних блоков отбрасывается и уходит с траектории движения ракеты.

Обозначим через μ_1 отношение массы ракеты без топлива первой ступени (C_1) к стартовой массе всей ракеты, через μ_2 отношение массы второй ступени ракеты (C_2) без топлива ко всей массе второй ступени (рис. 7.4).

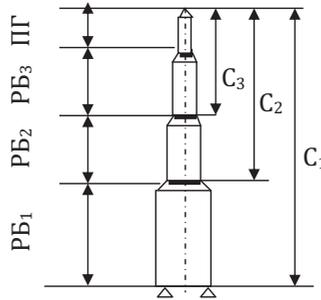


Рис. 7.4. К определению конечной скорости составной ракеты:
 C_1, C_2, C_3 – ступени ракеты;
 $РБ_1, РБ_2, РБ_3$ – ракетные блоки;
 $ПГ$ – полезный груз

Аналогично для последующих ступеней примем обозначения μ_3, μ_4 и т.д.

После того, как сгорит топливо первой ступени, скорость ракеты будет $V_1 = -W_1 \cdot \ln \mu_1$. После того, как сгорит топливо второй ступени, к скорости V_1 ракеты добавится скорость $V_2 = -W_2 \cdot \ln \mu_2$. Каждая последующая ступень также дает прибавление скорости.

Тогда $V_k = -W_1 \cdot \ln \mu_1 - W_2 \cdot \ln \mu_2 \dots - W_i \cdot \ln \mu_i \dots - W_n \cdot \ln \mu_n$ или

$$V_k = \sum_{i=1}^n V_{ki} = - \sum_{i=1}^n W_i \ln \mu_{ki} \quad \text{— формула Циолковского для составной ракеты,}$$

где n – число ступеней ракеты;

W_i – скорость истечения газов из сопла двигателя i -ой ступени.

Если скорость истечения газов одна и та же у двигателей ступеней и равна W , то $V_k = -W \ln (\mu_1 \cdot \mu_2 \cdot \mu_3 \dots \mu_n)$.

При 3-х ступенчатой ракете конечная скорость может оказаться достаточной для вывода космического аппарата на высокую эллиптическую орбиту. Если μ_1, μ_2, μ_3 взять равным 0,2, а скорость истечения принять равной 2200 м/сек, то $V_k = -W \ln \mu^3 = -2200 \cdot \ln 0,2^3 \approx 10500$ м/сек. Отняв, от этой скорости 2000...2500 м/сек, которые пойдут на преодоление сопротивления среды, получим примерно первую космическую скорость.

Величина $\mu_1, \mu_2 \dots \mu_n$ определяются достигнутым техническим уровнем совершенства конструкции каждой ступени.

Формула Циолковского, как для одноступенчатых, так и для составных ракет, дает значение верхнего предела скорости ракеты. Она полезна для оценочных расчетов конечной скорости ракеты.

Введем следующие обозначения:

m_{01} – начальная масса I ступени;

m_{02} – начальная масса II ступени;

m_{03} – начальная масса III ступени;

$m_{\text{кон.рб1}}$ – масса конструкции первого ракетного блока;

$m_{\text{кон.рб2}}$ – масса конструкции второго ракетного блока;

$m_{\text{кон.рб3}}$ – масса конструкции третьего ракетного блока;

$m_{\text{пг}}$ – масса полезного груза, тогда можно написать зависимости:

$$\mu_1 = \frac{m_{02} + m_{\text{кон.рб1}}}{m_{01}}; \quad \mu_2 = \frac{m_{03} + m_{\text{кон.рб2}}}{m_{02}}; \quad \mu_3 = \frac{m_{\text{пг}} + m_{\text{кон.рб3}}}{m_{03}}.$$

Конечная скорость ракеты будет тем больше, чем раньше отбрасывается конструкция отработанного ракетного блока. Из этого положения следует, что выгодно иметь в ракете большое количество ступеней. Однако на каждой ступени необходимо иметь двигатели, которые значительно увеличивают вес ракеты. Поэтому в практике ракетостроения используются в основном 2-х, 3-х или 4-х ступенчатые ракеты для доставок в космос тяжелых грузов.

7.3. Координаты, определяющие положение ракеты в пространстве

При решении задач, связанных с расчетом траектории ракеты, устойчивостью движения, тепловыми и прочностными расчетами, возникает необходимость введения систем отчета времени и положения ракеты в пространстве. Отчет времени ведется от момента старта ракеты в секундах.

В ракетной технике используется несколько систем координат. Причем, в случае необходимости, может быть осуществлен переход от одной системы координат к другой. Системы координат строятся следующим образом: выбирается основная плоскость системы и в ней выбирается направление основной оси и расположение начала отсчета системы. В качестве основных плоскостей систем координат часто выбирают плоскость орбиты летательного аппарата, плоскость, касательную к поверхности Земли в точке старта, и др. Рассмотрим системы координат, которые будем использовать в данном спецкурсе.

Стартовая и связанная системы координат. За начало стартовой системы координат x, y, z берут точку старта ракеты. За ось x принимают прямую, касательную к дуге большого круга. Ось y является продолжением радиуса Земли и направляется вверх, ось z – перпендикулярна осям x и y . Положение центра масс ракеты определяется тремя координатами x, y, z . Начало связанной системы координат x_1, y_1, z_1 поместим в центр масс ракеты, ось x_1 направим по продольной оси ракеты. Стартовая и связанная системы координат приведены на рис. 7.5.

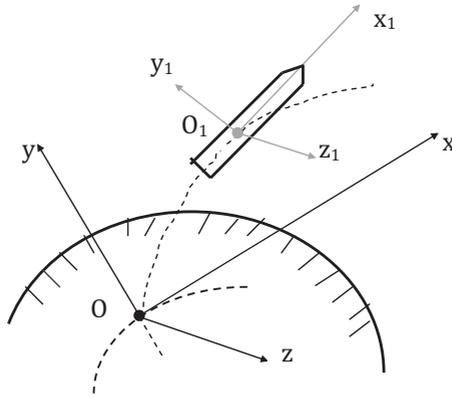


Рис. 7.5. Стартовая и связанная системы координат:
O – точка старта ракеты; **O₁** – центр масс ракеты

Оси y_1 и z_1 расположим в плоскости, перпендикулярной продольной оси ракеты, так, чтобы в положении на старте плоскость $x_1O_1y_1$ совпадала с плоскостью xOy земной системы координат, а ось z_1 имела тоже направление, что и ось z .

Для полного определения положения ракеты в пространстве как жесткого тела необходимо знать три координаты x , y , z и три угла, определяющие взаимное направление осей связанной и земной систем координат.

Угол между осью ракеты x_1 и плоскостью xOz , то есть угол наклона оси ракеты по отношению к «стартовому» горизонту, обозначим φ . Он называется углом тангажа. На рис. 7.6 приведены углы тангажа φ , рысканья ψ и крена γ , определяющие взаимное положение осей земной и связанной систем координат.

Угол, который составляет ось ракеты с плоскостью xOy , обозначим через ψ . Этот угол называется углом рысканья. Он характеризует отклонение оси ракеты от вертикальной плоскости. Поворот корпуса ракеты относительно её продольной оси называется углом крена γ . Это угол между осью y_1 и плоскостью xOy .

Стартовая и связанная системы координат используются в первую очередь в баллистических расчетах и при решении вопросов устойчивости движения ракеты.

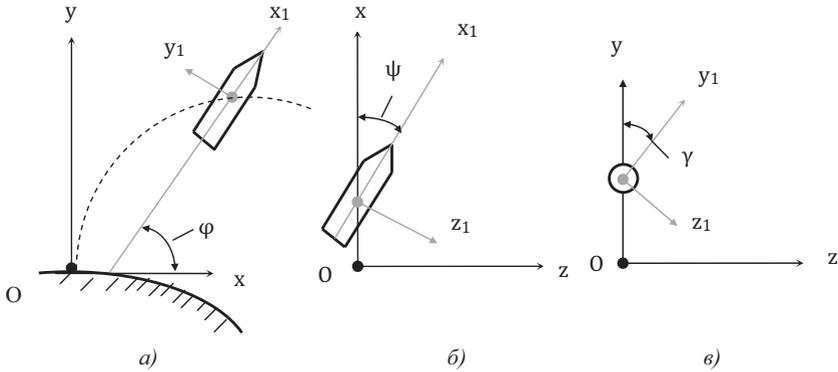


Рис. 7.6. Углы тангажа φ , рысканья ψ и крена γ :
 а) вид с конца оси z_1 ; б) вид с конца оси y_1 ; в) вид с конца оси x_1

Поточная (скоростная) система координат. Для удобства проведения аэродинамических расчетов вводится поточная система координат $x_2y_2z_2$ (рис. 7.7). Начало этой системы помещается в центре масс ракеты.

Ось x_2 направлена по вектору скорости ракеты, то есть по касательной к траектории. Ось y_2 имеет направление главной нормали к траектории, а ось z_2 направлена по бинормали к траектории.

Главная нормаль траектории определяется линией пересечения плоскости, перпендикулярной касательной к траектории в данной точке, с плоскостью самой траектории. Бинормаль перпендикулярна плоскости, проходящей через касательную и главную нормаль.

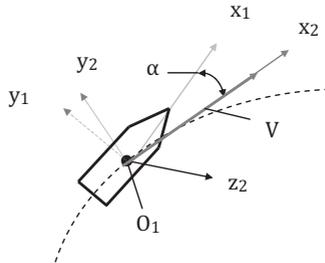


Рис. 7.7. Поточная (скоростная) система координат – $x_2y_2z_2$:
 V – скорость ракеты;
 O_1 – центр масс ракеты; α – угол атаки

Связанная и поточная системы координат при полете ракеты не совпадают. Ось ракеты x_1 образует с вектором скорости V угол α , называемый углом атаки, а с плоскостью $x_2O_1y_2$ – угол β , называемый углом скольжения. На участке управляемого полета эти углы малы. Угол α обычно не превышает $5 \dots 6^\circ$. Для баллистических ракет угол β много меньше угла атаки, его учитывают только при анализе устойчивости движения.

7.4. Вывод уравнений движения ракеты-носителя на активном участке полёта

Ракета движется под воздействием на неё силы тяги, земного тяготения, аэродинамических и возмущающих сил, которые стремятся изменить траекторию полета от намеченной программы, а также управляющих сил. Управляющие силы возвращают ракету на программную траекторию. На рис. 7.8 приведены силы, действующие на ракету при плоском движении.

При движении ракеты в атмосфере на нее будет действовать распределенная сила по поверхности. Эта сила называется аэродинамической. Она приложена в центре давления. По законам механики ее можно привести к силе лобового сопротивления, подъемной силе, аэродинамическому моменту, величина которого зависит от точки приведения. При анализе закона движения ракеты полную аэродинамическую силу раскладывают по осям поточной системы координат x_2, y_2, z_2 . Составляющая аэродинамической силы, действующая по касательной к траектории движения центра масс, называется силой лобового сопротивления и обозначается X . Она всегда направлена в противоположную сторону движения. Составляющая аэродинамической силы, действующая по нормали к направлению скорости, называется подъемной силой и обозначается Y , а действующая по оси z_2 называется силой сноса Z . Величина аэродинамического момента зависит от точки приведения.

Вес ракеты mg сосредоточен в центре масс ракеты. Сила тяги P приложена в месте крепления двигателя к корпусу ракеты.

Управляющие силы приводятся к шарниру управляющего органа в связанной системе координат $x_1y_1z_1$, тогда кроме управляющих сил $X_{упр}, Y_{упр}$ необходимо добавить шарнирный момент $M_{ш}$. Сила $X_{упр}$ называется потерей тяги на органах управления, так как она не создает управляющего момента относительно центра масс ракеты. Сила $Y_{упр}$ является управляющей, она создает управляющий момент относительно оси z_1 . Все упомянутые выше силы входят в уравнения движения ракеты. Под воздействием указанных сил ракета совершает пространственное движение.

Рассмотрим наиболее простой случай движения ракеты, то есть движение в одной плоскости. Определим инерционные силы, действующие по осям поточной системы координат x_2 и y_2 .

Инерционная сила, направленная по касательной к траектории, равна произведению массы на ускорение $m\dot{V}$.

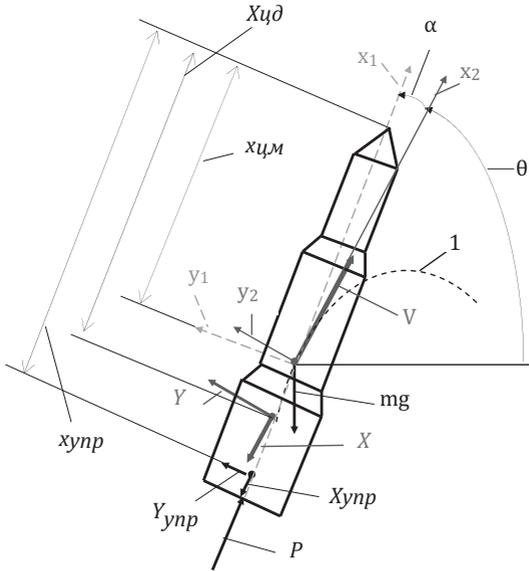


Рис. 7.8. Силы, действующие на ракету в полете:
1 – траектория центра масс ракеты; **X** – сила лобового сопротивления;
Y – подъемная сила; **mg** – вес ракеты; **X_{уп}**, **Y_{уп}** – управляющие силы;
P – тяга двигателя; **θ** – угол наклона касательной к траектории центра масс ракеты относительно горизонта

Нормальное ускорение при криволинейном движении ракеты равно:

$$\frac{V^2}{r},$$

где: r – радиус кривизны траектории.

$$\text{Известно, что } \frac{1}{r} = \frac{d\theta}{ds} = \frac{d\theta}{dt} \frac{dt}{ds} = \frac{\dot{\theta}}{V},$$

где: θ – угол между касательной к траектории и линией горизонта в точке старта.

Тогда, нормальное ускорение, направленное к центру кривизны, будет равно $V\dot{\theta}$, а инерционная сила равна $mV\dot{\theta}$.

Инерционный момент равен производной от момента количества движения ракеты по времени $(J\dot{\varphi})$. $(J\dot{\varphi}) = J\ddot{\varphi} + J\dot{\varphi}$. Второе слагаемое может быть учтено в выражении демпфирующего момента. Тогда инерционный момент будет равен $J\ddot{\varphi}$ и направлен в противоположную сторону угловому ускорению $\ddot{\varphi}$. Здесь $\varphi = (\alpha + \theta)$ – угол тангажа.

Проектируя все силы, приложенные к ракете, на касательную к траектории полета, получим

$$m \dot{V} = (P - X_{y_{np}}) \cos \alpha - X - mg \sin \theta - Y_{y_{np}} \sin \alpha .$$

Ввиду малости угла α значение $\cos \alpha \sim 1$, $\sin \alpha \sim \alpha$. Учитывая сказанное, запишем приведенное выше уравнение в следующем виде

$$m \dot{V} = P - X_{y_{np}} - X - mg \sin \theta - Y_{y_{np}} \alpha \quad (7.5)$$

Проектируя все силы, приложенные к ракете, на нормаль к траектории полета, получим

$$mV \dot{\theta} = Y + Y_{y_{np}} \cos \alpha + (P - X_{y_{np}}) \sin \alpha - mg \cos \theta .$$

При малых значениях α запишем приведенное выше уравнение в следующем виде

$$mV \dot{\theta} = Y + Y_{y_{np}} + (P - X_{y_{np}}) \alpha - mg \cos \theta . \quad (7.6)$$

Составим сумму моментов сил относительно центра масс ракеты

$$J \ddot{\varphi} = Y (x_{ц\delta} - x_{цм}) + Y_{y_{np}} (x_{y_{np}} - x_{цм}) + M_{ш} . \quad (7.7)$$

Уравнения (5, 6) описывают движение центра масс ракеты в плоскости траектории. Уравнение (7) описывает поворот оси ракеты вокруг центра масс.

В тех случаях, когда траектория полета представляет собой пространственную кривую, необходимо рассматривать силы и моменты, действующие по трем координатным осям. Для управляемой ракеты к дифференциальным уравнениям движения необходимо добавить программу изменения управляемого параметра. Например, программу изменения угла тангажа по времени $\varphi_{np} = f(t)$.

Баллистическая ракета стартует вертикально и несколько секунд движется вверх. Этот участок называется стартовым. Далее следует программный разворот ракеты на траектории, ракета отклоняется от вертикали на участке выведения, а затем выходит на участок отключения двигателя, после того как ракета набрала заданную скорость.

Для того чтобы проинтегрировать уравнения движения, необходимо знать, как меняются во времени и от чего зависят все переменные входящие в эти уравнения.

7.5. Определение сил, действующих на ракету в полете

Сила тяги ракетного двигателя. Движущей силой ракеты как летательного аппарата, в основном, является вызванная отбросом активной массы реактивная сила. Активная масса отбрасывается при наличии источника энергии, в данном случае топлива, и устройства, которое преобразует энергию топлива в кинетическую энергию частиц. Источник энергии может быть

как химический, так и ядерный. Источником химической энергии является топливо. Химическая энергия выделяется в условиях горения или разложения вещества. Для горения необходимо горючее и окислитель, а для разложения необходима однокомпонентная масса. При использовании ядерного источника энергии активная масса используется в качестве рабочего тела, которая нагревается за счет ядерного топлива. Любой источник энергии предназначен для подвода тепла к активной массе перед ее отбросом от ракеты. Использование как химической, так и ядерной энергии предполагает наличие специального устройства, способного преобразовать подводимую к активной массе тепловую энергию в кинетическую энергию этой массы, которая затем отбрасывается от ракеты. Таким устройством является ракетный двигатель. На рис. 7.9 приведена схема ракетного двигателя.

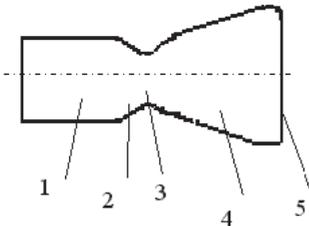


Рис. 7.9. Схема ракетного двигателя:

- 1 – камера сгорания;
- 2 – дозвуковая часть сопла;
- 3 – критическое сечение сопла;
- 4 – сверхзвуковая часть сопла;
- 5 – выходное сечение сопла

Сила тяги ракетного двигателя представляет собой осевую равнодействующую сил давления, распределенных по внешней и внутренней поверхности ракеты, и реактивной силы. На рис.7.10 приведены силы давления, действующие на ракетный двигатель.

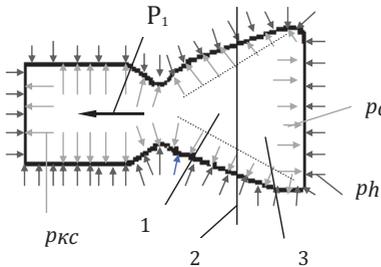


Рис. 7.10. Силы давления, действующие на ракетный двигатель:

$p_{кс}$ – внутреннее давление продуктов сгорания;

p_a – давление продуктов сгорания на срез сопла;

p_h – внешнее атмосферное давление;

1 – область недорасширенного сопла, $p_a > p_h$;

2 – сечение сопла с $p_a = p_h$ (расчетное сечение);

3 – область перерасширенного сопла, $p_a < p_h$

Независимо от формы ракеты или двигательной установки, если она рассматривается изолированно, осевая составляющая сил внешнего статического давления, которая направлена против движения ракеты и является тормозящей, равна

$$P_h = -p_h \cdot S_a,$$

где: S_a – площадь выходного сечения сопла.

Найдем равнодействующую сил давления для внутренней поверхности двигательной установки. Для этого рассмотрим объем газа, ограничен-

ный внутренней поверхностью двигателя и плоскостью среза сопла. Силы давления газа, которые действуют на внутреннюю поверхность двигателя, дают составляющую тяги P_l . Такие же силы по величине будут действовать и на выделенный объем газа, но направленные в противоположную сторону.

Сила, действующая на газ на срезе сопла сечением S_a , будет равна

$$P_a = S_a \rho_a \cdot$$

Изменение количества движения газа $\Delta m W$ равно импульсу силы P_1 :

$$P_1 \Delta t, \text{ то есть: } -\Delta m \cdot W = P_1 \Delta t,$$

где: Δm – масса газа, ушедшего за время Δt со скоростью W .

Переходя к пределу получим

$$P_1 = -\frac{dm}{dt} W.$$

Запишем тягу двигателя с учетом статической составляющей P_h и давления на срезе сопла P_a . Сила тяги двигателя будет равна $P = P_1 + P_h + P_a$ или

$$P = -\frac{dm}{dt} W + S_a (p_a - p_h). \quad (7.8)$$

При полете ракеты вне пределов атмосферы $P_k = 0$, тогда

$$P = -\frac{dm}{dt} W + S_a P_a.$$

Иногда выражение тяги ракетного двигателя в пустоте записывают в следующем виде

$$P = -\frac{dm}{dt} W_e, \quad (7.9)$$

где: W_e – эффективная скорость истечения газов из сопла двигателя:

$$W_e = W + S_a p_a \cdot \left(\frac{dm}{dt}\right)^{-1}.$$

Проанализируем выражение (8). Если $p_a > p_h$, то разность $p_a - p_h$ положительна, а скорость на среде сопла W_a не будет оптимальной. Если $p_a < p_h$, то разность $p_a - p_h$ отрицательна, а скорость на среде сопла W_a также не будет оптимальной.

Для двигателя, работающего в пустоте $p_h = 0$, можно предположить, что выгодно иметь сопло с расширением до давления, равным нулю, то есть $p_a = 0$. В этом случае тяга определялась бы по формуле $P = -\dot{m}W$. Однако большое удлинение сопла приводит к увеличению веса двигателя и выигрыша в скорости ракеты может не оказаться. Для верхних ступеней ракет-носителей обычно принимают $p_a = (0,3 \dots 0,4) \cdot 10^5$ н/м², а для первой ступени $p_a = (0,6 \dots 0,8) \cdot 10^5$ н/м².

Двигатель первой ступени ракеты работает при давлениях атмосферы от p_0 и практически до p_h , равным нулю. Оптимальным режимом работы двигателя было бы при $p_a = p_h$, то есть давление на срезе сопла все время должно быть равно атмосферному, такое положение достичь невозможно.

Можно предложить, что реактивный двигатель струей газа отталкивается от атмосферы, однако из уравнения (8) следует, что тяга двигателя с уменьшением атмосферного давления возрастает, так как p_h уменьшается и отрицательная часть тяги уменьшается. При $p_h = 0$ тяга двигателя достигает максимального значения. Это будет в безвоздушном пространстве. Поэтому ракета отталкивается не от воздуха, а от частиц газа вытекающих из сопла двигателя.

Удельная тяга ракетного двигателя. Одним из основных показателей эффективности ракетного двигателя является удельная тяга. Под удельной тягой ракетного двигателя понимается отношение тяги двигателя к весовому секундному расходу отброшенных частиц, т.е.:

$$P_{y\partial} = \frac{P}{\dot{m}g},$$

где: \dot{m} – секундный расход массы;
 g – ускорение свободного падения;
 P – тяга ракетного двигателя.

Размерность удельной тяги двигателя:
$$\left[\frac{H}{\frac{кг}{сек} \cdot \frac{М}{сек^2}} \right] = \left[\frac{\frac{кг \cdot М}{сек^2}}{\frac{кг \cdot М}{сек \cdot сек^2}} \right] = [сек].$$

При постоянном секундном расходе топлива удельная тяга ракетного двигателя определяется скоростью истечения газов W_e , которая в основном зависит от теплотворной способности топлива. Для топлива жидкий кислород-спирт $P_{y\partial} = 230 \dots 240 [сек]$.

Двигатели, работающие на более теплотворноспособных топливах, имеют более высокие показатели удельной тяги, например, для III ступени ракеты-носителя, где используется топливо кислород-водород $P_{y\partial} \approx 400 сек$. Удельная тяга ракетного двигателя, также как и тяга, является функцией высоты полета и может изменяться на 12...15% в зависимости от высоты.

Вторая задача Циолковского. Так принято называть задачу о движении ракеты вертикально вверх без учета атмосферы, под действием реактивной и гравитационной силы, которая создает постоянное ускорение g .

Рассмотрим вертикальное движение ракеты под действием указанных сил. Тогда, уравнение движения ракеты запишем в следующем виде

$$m \frac{dV}{dt} = P - mg,$$

где: P – сила тяги ракетного двигателя;
 mg – сила земного тяготения.

Используя выражение (9), уравнение вертикального движения ракеты запишем в следующем виде:

$$m \frac{dV}{dt} = -W_e \frac{dm}{dt} - mg. \quad (7.10)$$

Умножим на dt обе части уравнения (10), тогда

$$m dV = -W_e dm - mg \cdot dt.$$

Разделим на m левую и правую части уравнения и проинтегрируем обе части уравнения, тогда

$$V = -W_e \ln m - g \cdot t + C.$$

При $t = 0$, $V = 0$, $m = m_0$, $C = W_e \ln m_0$.

$$V = -W_e \ln m - g \cdot t + W_e \ln m_0 \quad \text{или} \quad V = -W_e \ln \frac{m}{m_0} - g \cdot t.$$

Конечная скорость ракеты с учетом сил тяготения будет равна:

$$V_k = -W_e \ln \mu_k - g \cdot t_k, \quad (7.11)$$

где: $\mu_k = \frac{m_k}{m_0}$;

m_k – конечная масса ракеты;

m_0 – стартовая масса ракеты.

Без учета сил тяготения конечная скорость ракеты определялась лишь отношением конечной и начальной масс ракеты и скоростью истечения газов. При учете сил тяготения конечная скорость зависит также от времени выгорания топлива, то есть, чем раньше выгорит всё топливо, тем больше будет конечная скорость ракеты. Если же топливо будет гореть медленно, а секундный расход будет недостаточным, чтобы создать тягу, превышающую вес ракеты, то скорость ракеты будет равна нулю. Надо стремиться создавать как можно большую тягу, но при большой тяге увеличивается как вес конструкции двигателя, так и вес ракеты. Поэтому более целесообразно выбирать тягу из соображений рационального веса конструкции ракеты и постепенного набора скорости, чтобы аэродинамическое сопротивление не было максимальным.

Умножим обе части равенства (11) на \dot{m} , тогда

$$V_k \cdot \dot{m} = -\dot{m} W_e \ln \mu_k - g \cdot \dot{m} t_k,$$

Заметим, что произведение $\dot{m} t_k = m_m$, где m_m – масса топлива.

Обозначим через n_o отношение тяги двигателя на земле P_o к начальному весу ракеты $m_o g_o$, тогда:

$$n_o = \frac{P_o}{m_o g_o},$$

где: n_o – стартовая перегрузка ракеты,

P_o – тяга двигателя на земле, равная $P_o = \dot{m} W_e$.

Отсюда секундный расход массы равен $\dot{m} = \frac{P_o}{W_e}$.

Преобразуем равенство (11), учитывая, что

$$m_m = \dot{m} t_k = m_0 - m_k = m_0 - \frac{m_0}{m_0} m_k = m_0 (1 - \mu_k),$$

тогда

$$V_k \cdot \frac{P_0}{W_e} = -P_0 \ln \mu_k - m_0(1 - \mu_k) \cdot g_0. \quad (7.12)$$

Обе части равенства (12) разделим на P_0 и умножим на W_e , тогда получим

$$V_k = -W_e \left[\ln \mu_k - \frac{1 - \mu_k}{n_0} \right]. \quad (13)$$

Из формулы (13) видно, что конечная скорость ракеты будет тем больше, чем больше начальная перегрузка. Максимальная конечная скорость может быть при $n_0 \rightarrow \infty$ и будет равна скорости при отсутствии сил земного тяготения. Однако преодоление сил земного притяжения требуют значительных затрат энергии.

Аэродинамические силы. Всякое тело, движущееся в атмосфере Земли, испытывает сопротивление сил, распределенных по поверхности тела. Равнодействующую этих сил называют полной аэродинамической силой.

Составляющую, направленную по касательной к траектории движения центра масс тела, называют силой лобового сопротивления. Она направлена в сторону, противоположную направлению движения. Составляющую, направленную перпендикулярно к траектории движения, называют подъемной силой.

Если ось ракеты направлена по касательной к траектории ее движения, подъемная сила отсутствует, что вытекает из условия симметрии обтекания тела. Как только ось ракеты отклоняется от касательной к траектории движения, то сразу же возникает подъемная сила. Угол отклонения оси ракеты от касательной к траектории называется углом атаки. Сила лобового сопротивления существует и при отсутствии угла атаки. Аэродинамические силы зависят от скорости полета, угла атаки ракеты, площади поперечного сечения ракеты, компоновки двигателей и параметров струй газа на срезе сопла, состояния атмосферы.

Силу лобового сопротивления представляют в виде двух составляющих, а именно силы трения и силы давления. Силы трения – это сумма касательных составляющих аэродинамических сил P_τ . Силы давления – это силы перпендикулярные к поверхности ракеты P_n (рис. 7.11).

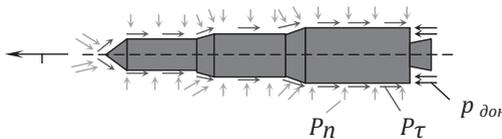


Рис. 7.11. Распределение касательных и нормальных аэродинамических сил по корпусу ракеты:

1 – направление полета; P_τ – касательные силы;

P_n – нормальные силы; $p_{дон}$ – давление в донной области

Величина сил давления зависит от вязкости атмосферы и скорости полета, причем механизм возникновения различен для дозвуковых и сверхзвуковых скоростей. Силы давления можно представить в виде суммы атмосферного давления p_h и избыточного давления Δp : $p_n = p_h + \Delta p$. Избыточное давление зависит от характера обтекания ракеты в атмосфере.

Величина сил трения зависит от скорости ракеты-носителя, плотности, давления и температуры атмосферы. Давление и плотность атмосферы с высотой уменьшаются достаточно плавно, а температура изменяется по сложному закону (рис. 7.12, рис. 7.13). На высоте 300 км плотность составляет $2,14 \cdot 10^{-10} \text{ кг/м}^3$.

До высоты 40 км исследования атмосферы проводились радиозондами, замерялись давление, температура, влажность и передавались на землю. С появлением ракет и искусственных спутников Земли изучение атмосферы стали проводить с помощью исследовательских запусков ракет и искусственных спутников.

Параметры состояния атмосферы изменяются в зависимости от времени года, суток и от широты местности. Величины параметров атмосферы колеблются около средних значений, определенных по результатам наблюдений за атмосферой в течение многих лет. Средние значения существенно зависят от высоты. До высоты 10...12 км полученные теоретические параметры хорошо согласуются с экспериментальными значениями. Для больших высот имеются противоречивые данные.

Свойства атмосферы резко меняются по высоте. По составу, электрическим характеристикам, температурному режиму атмосфера в вертикальном направлении может быть разделена на несколько слоев.

Нижний слой до 11 км в умеренных широтах и 14...17 км в тропических – называют тропосферой. В этом слое сосредоточен почти весь водяной пар атмосферы, температура воздуха уменьшается на 5...6 °С на каждый километр высоты. В нем формируются облака, образуются восходящие и нисходящие потоки. Слой атмосферы от тропосферы до высот 80 км называется стратосферой. В этом слое почти всегда отсутствуют облака. От 11 км (14...17 в тропиках) до высот 30 км температура не изменяется и равна примерно –55 °С. От 30 км до 50...60 км температура снова повышается до положительных температур. Такое повышение температуры происходит из-за поглощения озоном ультрафиолетовых лучей солнца. Выше температура понижается. Примерно 42% всей солнечной энергии отражается облаками, поверхностью Земли и атмосферой (32% – облаками, 7% – поверхностью Земли, 3% – атмосферой), около 40% поглощается поверхностью Земли и около 15% поглощается атмосферой.

На высотах более 100 км повышение температуры атмосферы объясняется бомбардировкой земной атмосферы космическими частицами. На высоте 300 км температура атмосферы составляет около 1000 °С и с высотой возрастает. Температура спутника, находящегося на этих высотах, будет оставаться существенно ниже температуры атмосферы, так как теплопередача от

разряженного газа к конструкции аппарата будет незначительна, устанавливается баланс тепла между подводимым к конструкции и отводимым от нее через радиацию.

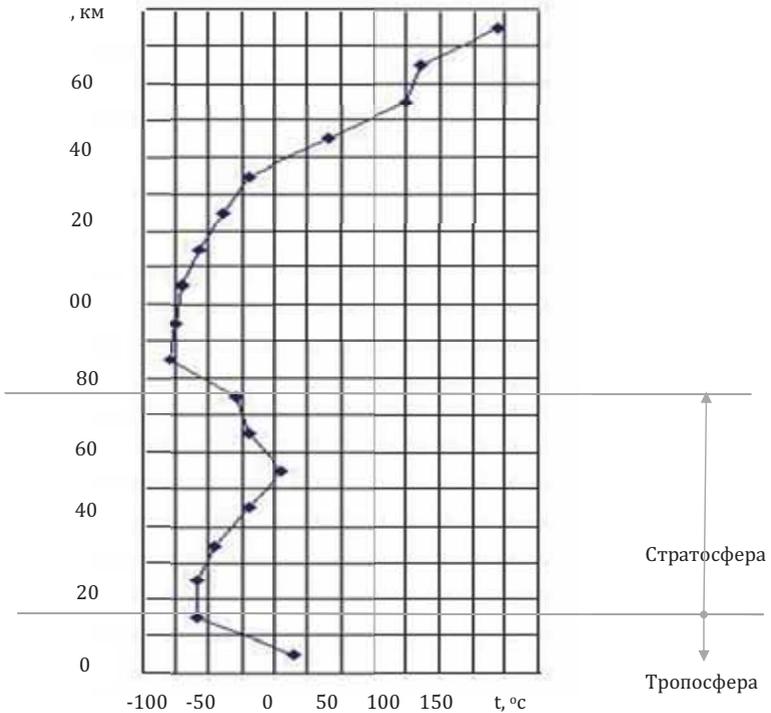


Рис. 7.12. Зависимость температуры стандартной атмосферы от высоты

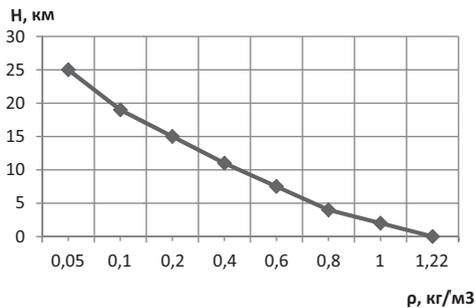


Рис. 7.13. Зависимость плотности стандартной атмосферы от высоты

Характер обтекания различен в зависимости от того, является ли скорость полета дозвуковой или сверхзвуковой. Скорость звука в воздухе – это скорость распространения малых колебаний в воздухе (примерно 330 м/сек).

Дозвуковое обтекание. При скорости полета ракеты меньше, чем скорость звука, наблюдается дозвуковое обтекание (рис. 7.14).

Наличие вязкости приводит не только к возникновению касательных сил $P\tau$, но и к изменению характера самого обтекания. В некоторой зоне поток отрывается от поверхности тела, в результате чего происходит интенсивное вихреобразование позади тела, давление падает и оказывается меньше, чем давление окружающей среды.

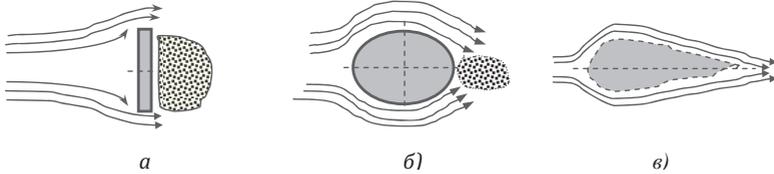


Рис. 7.14. Дозвуковое обтекание:
а) пластинки; б) цилиндра; в) удобообтекаемой формы

Силы донного давления образуют равнодействующую, направленную против движения. Эти силы называют донным сопротивлением. Уменьшить это сопротивление можно приданием телу удобообтекаемой формы. Тогда основным сопротивлением будут силы трения.

Сверхзвуковое обтекание. При полете со сверхзвуковыми скоростями обтекание ракеты сопровождается образованием системы скачков уплотнения (ударных волн) на всех элементах корпуса ракеты, поверхности которых образуют какой-либо угол с ее осью.

На рис. 7.15 приведена форма скачков уплотнения для различных углов заострения при одной и той же скорости полета.

Скачки уплотнения характеризуются повышенным давлением в зоне за ними. Это давление действует на корпус ракеты и создает дополнительное сопротивление, которое называется волновым.

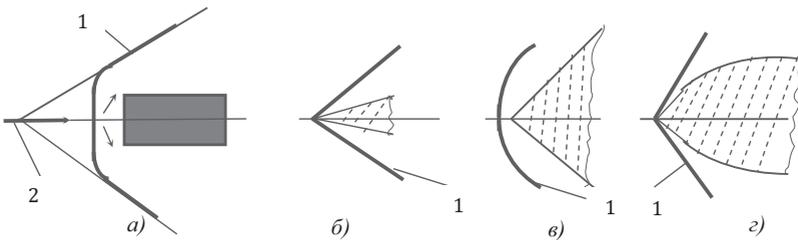


Рис. 7.15. Формы скачков уплотнения для различных углов заострения при одной и той же скорости полета:

- а) цилиндрическое тело; б) коническая часть с острым углом;
в) коническая часть с тупым углом; г) оживальная форма;
1 – скачки уплотнения; 2 – направление потока

Величина этого сопротивления при сверхзвуковом полете зависит в основном от геометрии носовой и хвостовой частей ракеты.

Наиболее выгодны остроконечные профили. Потери на преодоление сопротивления будут большими при тупом угле передней части. В большинстве случаев передней части ракет придается либо коническая, либо оживальная форма, которая очерчивается дугами окружности или параболы. На практике используется оживальная форма передней части, при которой сопротивление меньше, чем в случаях с заостренными формами передней части.

Ударная волна движется навстречу потоку. Но она не может уйти далеко вперед. Как только расстояние между ударной волной и передней кромкой увеличится, газ из зоны повышенного давления перетекает в стороны, а скорость движения ударной волны падет. Таким образом, ударная волна постоянно будет находиться перед передней кромкой тела. Расстояние будет зависеть от формы тела, скорости набегающего потока. Газовый поток при переходе через фронт ударной волны резко (скачком) меняет параметры: падает скорость потока, увеличивается давление и температура.

Скачки уплотнения возникают не только впереди, но и сзади обтекаемого тела. На рис. 7.16 приведена схема обтекания тела в донной части.

При огибании верхнего угла донной части поток должен расширяться. Для сверхзвукового потока расширение связано с увеличением скорости, то есть за линией 1 поток будет поворачиваться и его скорость будет увеличиваться.

За линией 2 поток полностью повернется и будет течь по новому направлению со скоростью $V_2 > V_1 > a$ (a – скорость звука в воздухе). Прямые 1 и 2 представляют собой волны слабых возмущений. При огибании нижнего угла поток поворачивается в другую сторону. За точкой встречи потоков за донной частью возникает скачок уплотнения, за которым скорость потока принимает такое же направление, что и до обтекания донной части.

Скачок появляется на некотором удалении от торца тела. Хвостовая ударная волна оказывает непосредственное влияние на донное сопротивление ракеты. Оно составляет большую часть сопротивления при сверхзвуковом полете.

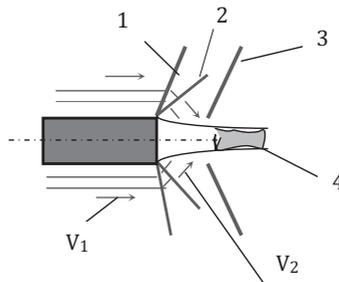


Рис. 7.16. Схема образования ударной волны в донной части тела:

- V_1 – скорость потока в донной части тела $V_1 > a$;
- V_2 – скорость потока за линией слабых возмущений $V_2 > V_1 > a$;
- a – скорость звука; 1, 2 – граничные волны слабых возмущений;
- 3 – ударная волна; 4 – вихревой след

Расчетные зависимости определения аэродинамических сил.

Основную часть суммарного сопротивления при дозвуковых скоростях полета составляет сопротивление трения, а сопротивление давления вносит меньший вклад. Исключение может быть для ракеты с многокамерными двигательными установками, для которых донное сопротивление может быть большим даже для малых скоростей полета. Для сверхзвуковых скоростей полета сопротивление давления становится основным.

Аэродинамические силы при дозвуковом и сверхзвуковом обтекании определяют по следующим зависимостям:

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} \cdot S, \quad Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} \cdot S,$$

где: X – сила лобового сопротивления;

Y – подъемная сила;

C_x, C_y – безразмерные коэффициенты силы лобового сопротивления и подъемной силы;

$$C_x = C_{xmp} + C_{x\partial}; \quad C_y = C_{ymp} + C_{y\partial};$$

C_{xmp}, C_{ymp} – коэффициенты сил трения;

$C_{x\partial}, C_{y\partial}$ – коэффициенты сил давления;

ρ – плотность атмосферы;

V – скорость полета ракеты;

S – площадь наибольшего сечения;

$\frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор.

Характер изменения коэффициентов C_x, C_y от числа Маха и угла атаки (альфа) показан на рис. 7.17, 7.18. Скоростной напор имеет большие значения в нижних слоях атмосферы, на высотах, где аэродинамические силы достигают максимальных значений.

Отношение скорости потока к скорости звука называется числом Маха и обозначается буквой M . Возникновение аэродинамических сил носит сложную картину. Поэтому при первоначальном определении аэродинамических сил используют статистические материалы. Затем расчеты уточняют по результатам продувок моделей ракет-носителей в аэродинамических трубах. В основном уточняют коэффициенты C_x, C_y .

Из рис. 7.17 видно, что коэффициент C_x при числах Маха $M \leq 0,6$ практически не зависит от скорости полета, а зависят только от угла атаки. По мере приближения скорости полета к скорости звука значения C_x резко возрастают. При больших сверхзвуковых скоростях значения C_x уменьшаются, приближаясь к постоянному значению.

Коэффициент C_y при числах Маха $M \leq 0,6$ практически не зависит от скорости полета, а зависят также только от угла атаки. По мере приближения скорости полета к скорости звука значения C_y резко возрастают. При больших сверхзвуковых скоростях значения C_y уменьшаются, также приближаясь к постоянному значению.

Механизм возникновения аэродинамических сил очень сложен. Определить их расчетным путем или по аналогичным конструкциям даже в простейших случаях можно только приближенно, поэтому коэффициенты C_x и C_y уточняются экспериментальным путем. Основным средством уточнения является продувка геометрически подобной модели ракеты в аэродинамической трубе.

Аэродинамическая труба представляет собой канал, в котором создается поток газа с заданной скоростью. Наиболее простой является схема трубы замкнутого типа, которая используется для дозвуковых скоростей.

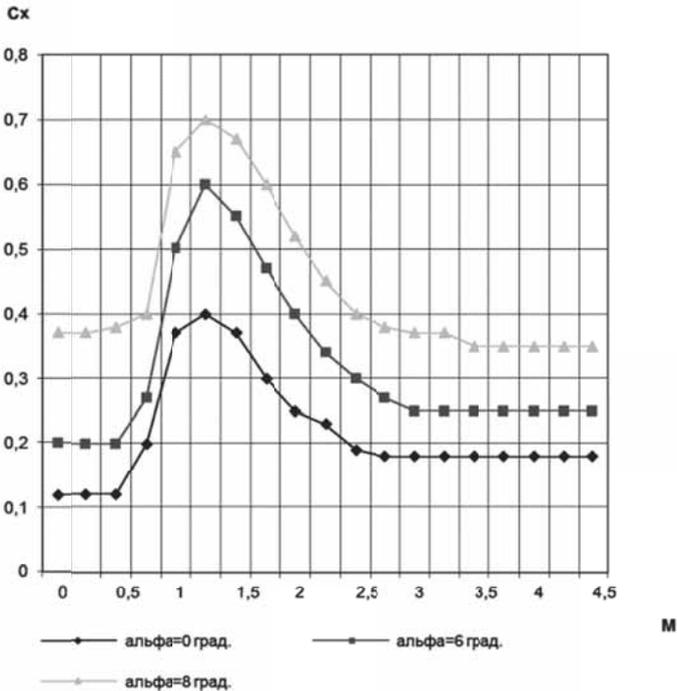


Рис. 7.17. Зависимость коэффициента лобового сопротивления C_x баллистической ракеты от числа Маха при различных углах атаки

Для сверхзвуковых скоростей используются аэродинамические трубы открытого типа (рис.7.19).

Для модели должно быть непременно соблюдено так называемое условие подобия по числу M . То есть, модель должна продуваться в трубе при том же числе M , при котором нужно получить аэродинамические коэффициенты для ракеты в полёте. Также желательным является соблюдение подобия по числу Рейнольдса, учитывающему влияние сил вязкости.

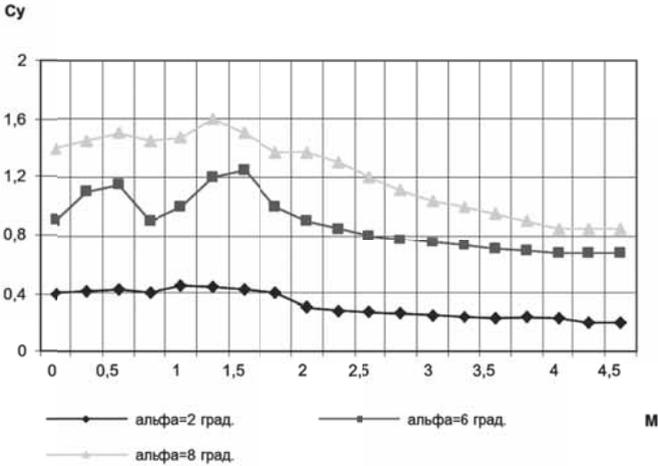


Рис. 7.18. Зависимость коэффициента подъемной силы C_y баллистической ракеты от числа Маха при различных углах атаки

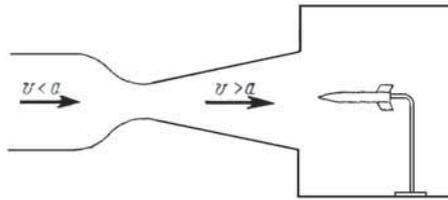


Рис. 7.19. Схема продувки модели ракеты в сверхзвуковой аэродинамической трубе

В аэродинамических трубах производятся замеры составляющих сил и моментов, действующих на модель в потоке газа. Для этой цели используются специальные аэродинамические весы, на которых и размещается продуваемая модель.

Для осесимметричной модели ракеты обычно используются большей частью трехкомпонентные весы. В задней торцевой части модели высверливается отверстие, с помощью которого она плотно сажается на цилиндр, который имеет измерительную систему.

Возмущения, действующие на ракету. Все возмущения, действующие на ракету-носитель, можно разделить на три группы: аэродинамические, конструктивно-технологические и обусловленные двигателем. При полете ракеты-носителя в пределах атмосферы Земли определяющими являются аэродинамические возмущения, которые приводят к повороту ракеты вокруг продольной и поперечной осей ракеты, а также приводят к отклонениям ее от плоскости пуска.

Аэродинамические возмущения. Источником аэродинамических возмущений относительно продольной оси ракеты является аэродинамическая компоновка и характер обтекания набегающим потоком. Необходимым

условием проявления возмущений является воздействие на ракету набегающего потока под каким-либо углом к продольной оси и наличие на корпусе выступающих частей, таких как обтекатели, стабилизирующие устройства, боковые ракетные блоки. На рис.7.20 приведена схема расположения центра масс и центра давления ракеты.

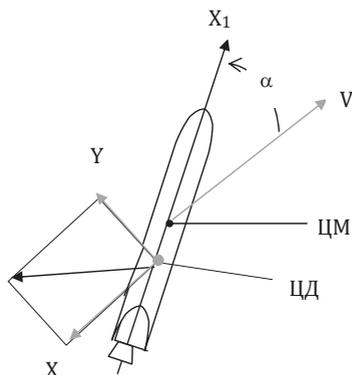


Рис. 7.20. Схема расположения центра масс и центра давления ракеты

Система распределенных по поверхности аэродинамических сил может быть приведена к любой точке ракеты в виде равнодействующей силы и момента. Если систему аэродинамических сил привести к центру масс ракеты, то при угле атаки не равным нулю, получим кроме лобовой силы X и подъемной силы Y момент силы, который называется стабилизирующим, если он направлен в сторону уменьшения угла атаки. На оси ракеты существует такая точка, приведя к которой систему аэродинамических сил, получим момент, равный нулю. Эта точка называется центром давления (ЦД). Она находится на пересечении равнодействующих аэродинамических сил с осью ракеты. Положение этой точки зависит от внешней формы ракеты, скорости полета, она перемещается в полете ракеты вдоль её оси. Центр масс (ЦМ) также перемещается вдоль оси в процессе расходования топлива. Взаимное расположение центра давления и центра масс является существенным для обеспечения стабилизации ракеты в полете.

Если центр давления находится ниже центра масс ракеты, то при отклонении оси ракеты от направления полета аэродинамические силы создают момент, восстанавливающий первоначальное положение оси. В этом случае ракета статически устойчива. Если ЦД находится перед ЦМ, то при любых отклонениях оси ракеты от направления полета аэродинамические силы будут создавать момент, увеличивающий первоначальное отклонение оси. В этом случае ракета статически неустойчива. При совпадении ЦМ и ЦД ракета статически нейтральна, а аэродинамические возмущения могут привести только к её отклонению от плоскости пуска.

Конструктивно-технологические возмущения. Конструктивно-технологические возмущения обусловлены погрешностью изготовления отдельных отсеков ракеты и асимметричным расположением сосредоточенных

масс. На рис.7.21 представлена схема возникновения конструктивно-технологических возмущений и связанных с закреплением двигателя.

Производство ракет имеет систему допусков, при которой изготовление отдельных отсеков ракеты с заданной точностью, приводит к искривлению действительной оси ракеты и появлению эксцентриситета ЦМ относительно вектора тяги Δ_1 .

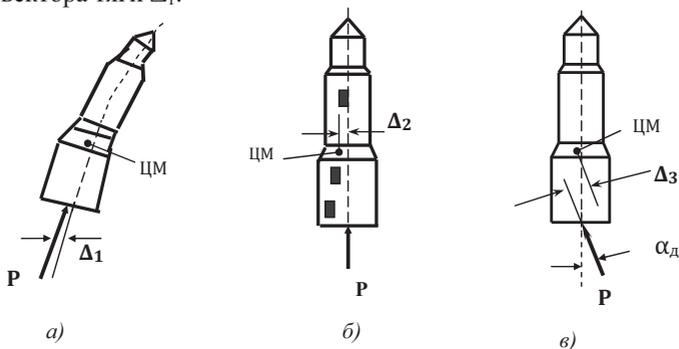


Рис. 7.21. Схема возникновения конструктивно-технологических возмущений и связанных с закреплением двигателя:

- а) искривление оси ракеты;**
- б) эксцентриситет центра масс;**
- в) отклонение оси двигателя**

Эксцентриситет возможен даже при идеальном изготовлении, так как сами массы смещены относительно оси ракеты Δ_2 . Это могут быть приборы системы управления, бортовая кабельная сеть, элементы пневматических и гидравлических систем ракеты.

Возмущения, связанные с закреплением двигателя. Возмущения, обусловленные двигателем, зависят от точности установки его относительно оси ракеты, газодинамического эксцентриситета вектора тяги Δ_3 , α_d .

Для автоматического ведения ракеты по заданной программе и обеспечения устойчивого ее движения при действии внешних сил и возмущений применяются системы управления и стабилизации, которые включают в себя следующие элементы:

- чувствительные элементы, фиксирующие отклонение оси ракеты от заданного положения в пространстве;
- усилительно-преобразующие устройства;
- органы управления, которые создают необходимые управляющие усилия.

ГЛАВА 8. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Все ракетные двигатели можно подразделить на два больших класса:

- двигатели большой тяги, у которых скорость истечения сравнительно низкая (до 3000...4000 м/с), а масса истекающих газов велика;
- двигатели малой тяги, имеющие высокую скорость истечения газов (10000...20000 м/с) и небольшую массу отбрасываемого рабочего тела.

Вторые находят применение для создания малых ускорений в открытом космосе, а для преодоления земного притяжения применяются двигатели большой тяги.

В жидкостном ракетном двигателе скорость истечения газов из сопла зависит от температуры в камере сгорания и молекулярной массы продуктов сгорания. Чем выше температура и меньше молекулярная масса, тем скорость истечения газов из сопла выше. Топлива из жидкого кислорода и керосина, азотной кислоты и диметилгидразина имеют удельную тягу около 300 сек. Топливо из жидкого кислорода и водорода дает удельную тягу около 450 сек, оно экологически чистое, так как после сгорания образуется водяной пар. Характер изменения удельной тяги ракетных двигателей для различных топлив приведен на рис. 8.1.

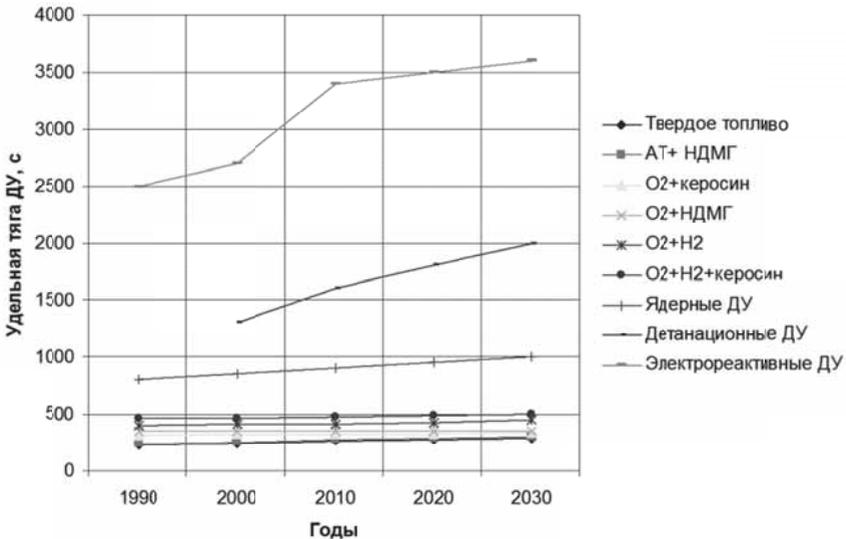


Рис. 8.1. Характер изменения удельной тяги ракетных двигателей для различных топлив

Однако топливо жидкий кислород - жидкий водород взрывоопасно и требует соблюдения строгой технологии работ при подготовке к пуску. Это топливо используется в сверхтяжелых ракетах-носителях, например, на II ст. и III ст. «Сатурн-5».

Стартовая масса ракеты-носителя «Энергия» и орбитального корабля «Буран» составляла 2400 т., из которых 1890 т. приходится на топливо и около 500 т. на конструкцию. При таких весовых затратах не представляется возможным полет на планеты Солнечной системы непосредственно с поверхности Земли с помощью двигателей на химическом способе получения энергии. В этом случае необходимы дозаправки модулей на промежуточных орбитах или использование более мощных источников энергии.

Значения удельной тяги ракетных двигателей для различных топлив приведены в табл. 8.1, 8.2. Для двигателей первых баллистических ракет (40-ые и 50-ые годы XX-го века) применялось топливо кислород и спирт. Двигатели этих ракет развивали удельную тягу около 210 с.

Таблица 8.1

Удельная тяга ракетных двигателей, с

Вид топлива	Годы				
	1990	2000	2010	2020	2030
Твердое	220	240	260	280	290
АТ и НДМГ*	240	250	270	290	300
Кислород и керосин	315	320	325	330	340
Кислород и водород	400	410	420	430	450
Кислород, водород и керосин	460	470	480	490	500
Ядерное	800	850	900	950	1000

*АТ и НДМГ – азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин.

Таблица 8.2

Удельная тяга перспективных ракетных двигателей, с

Тип двигателя	Годы				
	1990	2000	2010	2020	2030
Пульсирующий, детонационный		1300	1600	1800	2000
Электрореактивный	2500	2700	3400	3500	3600

8.1. Жидкостные двигательные установки ракет-носителей

Для ракет-носителей космических аппаратов жидкостные ракетные двигатели нашли широкое применение. Они применяются в качестве стартовых, маршевых, посадочных двигателей и двигателей коррекции траектории.

В жидкостной двигательной установке и ракетном двигателе можно выделить следующие основные системы:

- камера сгорания с соплом;
- распылительная головка;
- система зажигания;

- баки с топливом;
- система подачи топлива от баков к камере сгорания;
- органы управления работой двигателя;
- вспомогательные устройства.

Основные элементы жидкостного ракетного двигателя приведены на рис. 8.2.

При горении ракетного топлива химическая энергия в значительной мере превращается в тепло, которое расходуется на увеличение температуры продуктов сгорания. Для топлива жидкий кислород-керосин температура газов в камере сгорания может достигать $3000\text{ }^{\circ}\text{C}$, поэтому необходимо предпринимать меры по снижению температуры стенок камеры и сопла, соприкасающихся с раскаленными газами, так как сталь, титан выдерживают температуру до $500\dots 600\text{ }^{\circ}\text{C}$, а алюминий только до $300\text{ }^{\circ}\text{C}$ практически без ухудшения свойств.

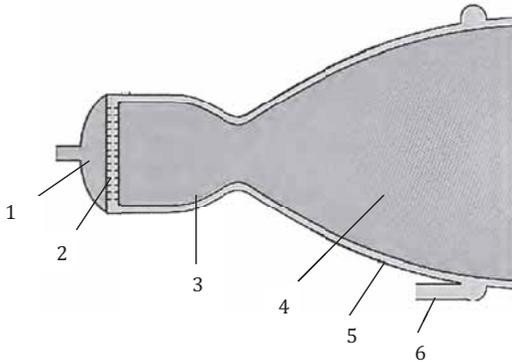


Рис. 8.2. Основные элементы жидкостного ракетного двигателя:
 1 – подача окислителя; 2 – форсуночная головка; 3 – камера сгорания;
 4 – сопло; 5 – канал для охлаждающей жидкости; 6 – вход горячего

Охлаждение может осуществляться одним из компонентов, пропускаемых через охлаждающий тракт. Такое охлаждение называется наружным. В дополнение к наружному в двигателях часто используют внутреннее охлаждение. В данном случае в пристеночный слой газа подается избыточное количество одного из компонентов, температура в пристеночном слое становится ниже, поэтому уменьшается нагрев стенок камеры и сопла двигателя. Избыточное количество компонента может быть подано специальными форсунками, расположенными на головке камеры, или через систему отверстий в стенке камеры и сопла. Часто систему наружного и внутреннего охлаждения используют совместно. При интенсивном внутреннем охлаждении и защите внутренних стенок камеры теплопроводными обмазками можно обойтись без наружного охлаждения.

Двигатели ракет-носителей должны обладать большой абсолютной тягой, высокой удельной тягой и возможно малым весом. К 1960 г. были со-

зданы в России двигатели с тягой в одной камере 80...100 т, которые затем использовались для создания двигательных установок ракет Р-7, «Спутник».

Схема преобразования энергии в жидкостных ракетных двигателях. Для создания тяги двигателя прямой реакции отбрасываемой массе необходимо сообщить скорость. Эта скорость получается в результате процесса преобразования химической энергии топлива в кинетическую энергию струи газов. Рассмотрим последовательность процессов, происходящих в двигателе. Схема процесса преобразования энергии в жидкостных ракетных двигателях приведена в табл. 8.3.

Таблица 8.3

Последовательность преобразования энергии в жидкостных ракетных двигателях

→ Направление процесса								
Окислитель, горючее	Сжатие	Подача	Распыление	Смесеобразование	Воспламенение	Сгорание	Расширение	Отброс газов
Химическая энергия	Подготовительные стадии					Тепловая энергия	Кинетическая энергия	Сила тяги

Топливо подавляющего большинства реактивных двигателей состоит из двух различных веществ: окислителя и горючего. Эти вещества называются компонентами топлива. Окислитель содержит в большом количестве кислород или какой-либо другой окислительный элемент. Горючее состоит в основном из горючих элементов, способных в процессе химической реакции с окислительными элементами выделять большое количество тепла.

Горение топлива происходит в камере сгорания двигателя, но до этого топливо должно пройти несколько подготовительных стадий. Топливо должно быть сжато до давления большего, чем давление в камере сгорания. Сжатие и подача топлива в двигателе осуществляется в системе подачи, включающей в себя баки, агрегат создающий давление, систему трубопроводов и клапанов, обеспечивающих надежную работу и возможность управления двигателем. Горючее и окислитель в камере сгорания должны образовывать однородную парообразную смесь. С этой целью компоненты топлива с помощью форсунок распыливаются на мелкие капли, которые затем испаряются.

Вслед за испарением происходит смешение компонентов топлива, воспламенение и горение. При горении химическая энергия превращается в тепло.

Превращение тепловой энергии в кинетическую в ракетных двигателях получается вследствие расширения газообразных продуктов сгорания при движении их вдоль сопла. Направленное истечение газов из сопла приводит к возникновению силы тяги, которая перемещает летательный аппарат.

Устройство двигателя и его основных агрегатов определяется в первую очередь видом применяемого топлива. По этому признаку все существующие ракетные двигатели можно разделить на две основные группы: реактивные и воздушно-реактивные двигатели. В современных ракетных двигателях вес окислителя составляет от 60 до 80 процентов от веса топлива.

Отличительной особенностью воздушно-реактивных двигателей является использование в качестве окислителя кислорода воздуха. Эти двигатели позволяют существенно сократить запас топлива на борту летательного аппарата. Для этих двигателей отпадает необходимость в баках окислителя и устройствах подачи его в камеру сгорания. Однако воздушно-реактивные двигатели могут работать только на высотах, где достаточное количество кислорода в воздухе.

Геометрическая форма сопла, через которое выбрасываются сжатые газы, очень сильно влияет на величину тяги двигателя. Так, например, скорость несжимаемой жидкости (воды), текущей через сходящееся расходящееся сопло, увеличивается в сходящейся части сопла и уменьшается в расходящейся части. А скорость сжимаемой жидкости (газа), проходящей через указанное выше сопло, может увеличиваться как в сходящейся части сопла, так и в расходящейся. Однако при достижении газом скорости звука секундный расход не будет чувствителен к изменениям давления за сечением, где достигнута скорость звука. Это сечение называют критическим. Площадь критического сечения выбирается из соотношения давлений в данном сечении и в камере сгорания, при котором скорость газа в сечении равна скорости звука. Течение газа по соплу будет сверхзвуковым, если выполняется соотношение:

$$P_{кр} \leq k \times P_{кс},$$

где: $P_{кр}$ – давление в критическом сечении сопла;

$P_{кс}$ – давление в камере сгорания;

k – коэффициент, который зависит от состава продуктов сгорания, для продуктов сгорания двигателя ракеты «Фау-2» коэффициент k примерно равен 0,57.

Если $P_{кр}$ будет равно $k \times P_{кс}$, то критическое сечение будет минимальным. Сходящееся расходящееся сопло называется соплом Лавалия по имени шведского инженера Карла Лавалия, который первым применил его для получения сверхзвуковых скоростей газа. Изменение давления и скорости газа вдоль сопла приведено на рис. 83.

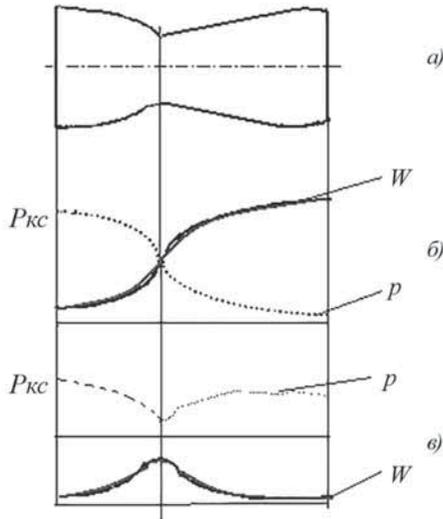


Рис. 8.3. Изменение давления и скорости газа вдоль сопла ракетного двигателя:

а) схема сопла ракетного двигателя;

б) изменение давления и скорости истечения газа при $P_{кр} \leq \kappa \times P_{кр}$;

в) изменение давления и скорости истечения газа при $P_{кр} > \kappa \times P_{кр}$

Для сопла, работающего на расчетном режиме, давление на срезе равно атмосферному давлению, на данной высоте. При этом потери от противодавления будут минимальными. Если давление на входе сопла будет недостаточной для создания критической скорости в узком сечении, то получить сверхзвуковую скорость не удастся. Если $P_{кр} \leq \kappa \times P_{кр}$, то давление по длине сопла уменьшается, а скорость газа возрастает (рис. 8.3 б). Если же $P_{кр} > \kappa \times P_{кр}$, то критическая скорость не будет достигнута (рис. 8.3 в), так как в расширяющейся части сопла скорость газа будет уменьшаться.

В типичной задаче проектирования ракетного двигателя отношение площадей камеры сгорания и критического сечения, давление в камере сгорания, тяга двигателя являются заданными величинами. Неизвестны площадь критического сечения, секундный массовый расход топлива, площадь выходного сечения сопла.

Размеры камеры сгорания выбираются после учета всех противоречивых факторов, а давление в камере сгорания обычно определяется после анализа основных характеристик. Давление в камере сгорания двигателя ракеты V-2 было около $15 \cdot 10^5 \text{ н/м}^2$, а в камере сгорания двигателей ракеты-носителя «Восток» около $60 \cdot 10^5 \text{ н/м}^2$. Если выбрать повышенное давление в камере сгорания при одной и той же геометрии, то наблюдается следующее:

- незначительно увеличивается удельная тяга двигателя;
- увеличиваются затраты на привод насосов;

- размеры камеры сгорания уменьшаются, но увеличивается толщина стенок;
- устойчивость горения может ухудшиться.

Получение максимальной скорости истечения газа из сопла связано с полным расширением газа до нулевого давления. Стремление увеличить скорость истечения может привести к нерациональному возрастанию размеров и веса сопла. По этой причине максимальная скорость газа в сопле остается практически недостижимой, а величина скорости истечения устанавливается с учетом рациональных размеров сопла.

Геометрическая форма сопла должна выбираться так, чтобы сопло не давало больших потерь скорости. Потери в сопле происходят в результате трения, образований вихря в газовом потоке. При этом часть кинетической энергии газа в сопле переходит в тепло. Для того чтобы уменьшить эти потери, сопло необходимо профилировать.

Входная часть сопла до критического сечения для уменьшения трения должна быть короткой. В закритической части для уменьшения поверхности сопло также должно быть коротким, а расширение должно быть таким, чтобы не происходило отрыва потока от стенок сопла. Этот угол может составлять $35...40^\circ$. На выходе из сопла угол расширения должен быть уменьшен, так как догорание топлива происходит менее интенсивно и условия расширения газа затрудняются. Желательно уменьшить угол расширения сопла еще и для того, чтобы уменьшить радиальную составляющую скорости потока. Расширение сопла – это отношение площади на срезе сопла к площади критического сечения. Для первой ступени требуются малые расширения сопла $4...15$, для маршевого двигателя второй ступени – $16...20$, а для двигателя коррекции – более 30 . Внешний вид ракетных двигателей ракеты-носителя «Протон-М» приведен на рис. 8.4. Рациональная форма сопла приведена на рис. 8.5.

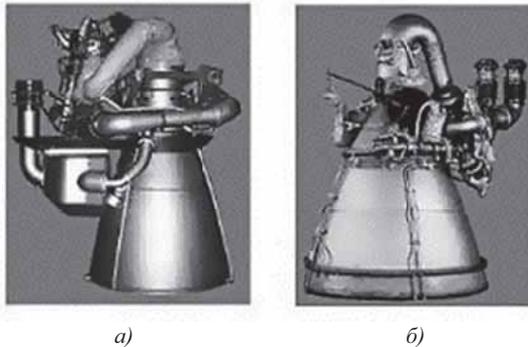


Рис. 8.4. Жидкостные ракетные двигатели ракеты-носителя «Протон-М»: а) первой ступени; б) второй ступени

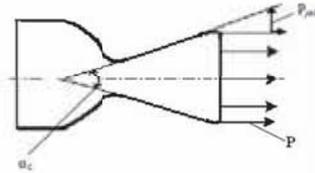


Рис. 8.5. Рациональная форма сопла:

$\alpha_c = 35 \dots 40^\circ$; P_{rad} – потеря тяги на радиальную составляющую;
 P – рациональное направление тяги

Камера сгорания с соплом. Камера сгорания и сопло обычно изготавливаются как одно целое. От площади критического сечения, угла раствора сопла зависит величина тяги, расход топлива, скорость истечения продуктов сгорания.

Распылительные головки ракетных двигателей. Функция головки состоит в дозировании и вводе компонентов топлива в камеру сгорания, распылении и перемешивании компонентов до однородной смеси, которая затем испаряется и сгорает. Если используется несамовоспламеняющиеся компоненты топлива, то используется система зажигания.

Система зажигания. Система зажигания в основном зависит от назначения двигателя. Она может быть двух типов: внешняя и внутренняя. При внешнем зажигании воспламеняющий факел пламени вводится в камеру сгорания извне через сопло. Такой способ находит применение при запуске двигателя баллистических ракет дальнего действия. При внутреннем зажигании имеются приспособления, расположенные в камере сгорания. В качестве воспламенителя могут использоваться пороховые заряды, воспламеняющиеся от электрического запала, и поджигающее жидкое топливо. Такая система зажигания называется пиротехнической.

Зажигание может происходить путем применения самовоспламеняющихся компонентов топлива. В этом случае воспламенение начинается после соприкосновения компонентов жидкого топлива в камере сгорания. Если в двигателе применяется несамовоспламеняющиеся компоненты, то для их зажигания используют дополнительные самовоспламеняющиеся компоненты, которые подаются в камеру сгорания перед поступлением основного топлива. Дополнительное самовоспламеняющееся топливо может находиться в тех же трубопроводах, что и основное, разделенное тонкими мембранами, которые разрываются перед подачей в двигатель основных компонентов.

8.1.1. Системы подачи топлива

Существует два основных типа систем подачи топлива: вытеснительная и насосная. Для обеих систем подачи топлива имеется много разновидностей.

Вытеснительная система подачи топлива. Одним из простейших и наиболее известных способов подачи компонентов топлива является их вытеснение из топливных баков газом высокого давления. Вытеснительная система подачи топлива может быть баллонная или с использованием аккумулятора давления (жидкостного или порохового). Схема системы газобаллонной подачи компонентов топлива представлена на рис. 8.6.

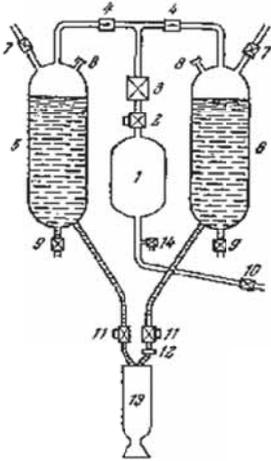


Рис. 8.6. Схема газобаллонной системы подачи топлива:
 1— баллон воздуха высокого давления;
 2— клапан воздуха высокого давления;
 3— регулятор давления;
 4— клапаны;
 5— бак с окислителем;
 6— бак с горючим;
 7— вентиляционные клапаны;
 8— штуцеры для заливки;
 9— клапаны слива компонентов;
 10— клапан заправки баллона сжатого воздуха;
 11— клапаны подачи топлива;
 12— ограничительная диафрагма;
 13— камера сгорания с соплом;
 14— клапан отбора воздуха

В баки горючего и окислителя газ подается под давлением большим, чем рабочее давление в камере сгорания. Давление в газовом баллоне может составлять около $300 \cdot 10^5 \text{ н/м}^2$.

При небольшой тяге и кратковременной работе двигателя, а также при полетах в условиях космического пространства предпочтительно использовать вытеснительную систему подачи.

Турбонасосная система подачи топлива. В турбонасосной системе подача топлива осуществляется насосом, приводимым во вращение при помощи турбины, которая, в свою очередь, приводится во вращение с помощью газогенератора. Схема турбонасосной системы подачи топлива приведена на рис. 8.7.

Турбонасосные системы подачи топлива применяются главным образом в двигателях с высокой тягой и большой продолжительностью работы, так как в этих условиях они оказываются легче вытеснительных. Например, двигатели ракеты-носителя «Протон» имеют турбонасосную систему подачи компонентов топлива.

Насосная подача компонентов топлива выгодно отличается от вытеснительной подачи тем, что в баках двигателя не нужно создавать высокое давление. Давление в баках создается только для обеспечения надежной работы насосов ($2 \cdot 3 \cdot 10^5 \text{ н/м}^2$).

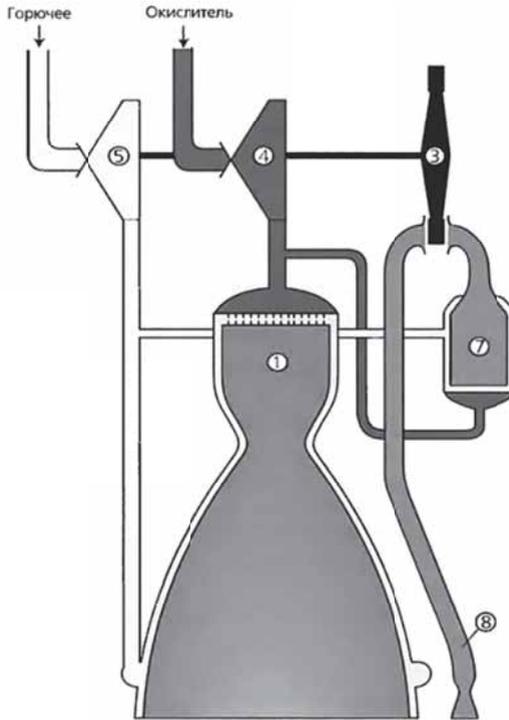


Рис. 8.7. Схема турбонасосной подачи топлива жидкостного ракетного двигателя:
 1 – камера сгорания; 3 – турбина; 4 – насос окислителя; 5 – насос горючего;
 7 – газогенератор; 8 – выход газов из турбины

Толщина стенок баков получается значительно меньше, чем при вытеснительной подаче. Обычно применяют насосы центробежного типа. Эти насосы способны подавать большое количество компонентов при высоких давлениях за счет высоких оборотов крыльчатки (до 25000 об/мин). Крыльчатка насоса вращается от турбины, которая размещается на одном валу с насосами. Эта система получила название турбонасосный агрегат. Турбина получает вращение от газа, полученного в газогенераторе, например, при разложении перекиси водорода в специальном реакторе.

Перекись водорода разлагается на кислород и водяной пар в присутствии катализатора. Применяется также жидкостной газогенератор, работающий на основных компонентах двигателя.

8.1.2. Управление работой жидкостного ракетного двигателя

Система управления полетом ракеты обеспечивает также управление работой ракетного двигателя. С помощью системы управления работой двигателя производятся следующие операции:

- контроль заполнения баков горючим и окислителем;
- проверка правильности функционирования основных систем двигателя;
- включение ракетного двигателя;
- выключение ракетного двигателя путем отсечки подачи топлива;
- повторное включение;
- аварийное выключение двигателя по сигналам приборов безопасности.

Большинство функций системы управления двигателем осуществляется при помощи клапанов и регуляторов. В некоторых случаях при старте двигателя используются разрывные мембраны. Для получения устойчивых характеристик работы ракетного двигателя необходимо обеспечить точное управление расходом топлива, давлением в камере сгорания и составом топливной смеси. Необходимо отметить, что устойчивая работа жидкостного ракетного двигателя возможна без участия приборов автоматического регулирования, так как система расхода жидкого топлива сама по себе устойчива.

Система управления двигателем проектируется так, что в случае аварийной ситуации, происходит безопасное выключение двигателя посредством отсечки топлива с помощью электроклапанов.

В полете необходимо контролировать тягу, секундный расход топлива, а состав топливной смеси поддерживать в требуемых узких пределах. С этой целью может использоваться один из двух методов. Первый основан на системе автоматического регулирования отклонений, второй – на статической калибровке системы двигателя. Метод калибровки используется чаще. При методе калибровки производят пролив системы водой и определяют соотношение напора и расхода компонентов топлива для окислителя и горючего. Более точно это соотношение определяется при огневых испытаниях на рабочих компонентах топлива.

Система регулирования состава топливной смеси, как правило, состоит из следующих узлов:

- чувствительного элемента, который измеряет регулируемую величину;
- вычислительного устройства, который сравнивает сигнал чувствительного элемента с программным сигналом;
- исполнительного органа, который реализует управляющий сигнал.

Одним из методов регулирования тяги является программное изменение давления в камере сгорания в течение полета. При этом способе регулирования используется датчик давления, сигнал которого сравнивается с эталонным значением. Рассогласование сигналов поступает на регулирующий орган. Давление в камере и величина тяги изменяются до тех пор, пока отклонение измеренного сигнала от эталонного не будет равно нулю.

8.1.3. Топлива жидкостных ракетных двигателей

Топливо большинства реактивных двигателей состоит из двух различных веществ окислителя и горючего. Эти вещества называются компонентами топлива. Окислитель содержит в большом количестве кислород или какой-либо другой окислительный элемент. Горючее состоит в основном из горючих элементов, способных в процессе химической реакции с окислительными элементами выделять большое количество тепла. Топливо ракетных двигателей является носителями химической энергии.

Для ракет-носителей используются четыре основных вида жидких топлив.

- Жидкий кислород-керосин. Свойства этого топлива хорошо изучены. Двигатели ракеты Р-7 и семейства ракет-носителей на её основе работают на этом топливе.

- Несимметричный диметилгидазин и азотный тетраоксид ($N_2H_2(CH_3)_2 - N_2O_4$). Это топливо более энергоёмкое по сравнению с топливом кислород-керосин. В связи с этим могут быть уменьшены размеры и вес топливных баков. Но это топливо химически более активное, поэтому требуются принятие дополнительных мер при проектировании, испытании, производстве и эксплуатации двигателей. Это топливо применяется на ракетах-носителях «Протон», его модернизациях, а также на ракетах-носителях «Космос» и др., созданных на основе боевых баллистических ракет.

- Жидкий кислород-водород. Это топливо еще более энергоёмкое по сравнению с первым и вторым видом. Применяется на II ст. и III ст. ракеты-носителя «Сатурн-5», предполагается использовать в качестве топлива разгонной ступени ракеты-носителя «Ангара».

- Однокомпонентное топливо – перекись водорода. Это топливо используется в двигателях малой тяги, которые служат для управления ракетой, а также в газогенераторах.

Топливо жидкий кислород-спирт использовалось для баллистических ракет V-2 и первых советских ракет.

Выбор топлива для жидкостного ракетного двигателя. Топливо выбирается на основе анализа технических, эксплуатационных и экономических факторов.

Технические факторы:

- вес и размеры ракеты-носителя;
- удельная тяга ракетного двигателя;
- удельный вес компонента в жидком состоянии;
- удельная теплоемкость, теплопроводность компонента;
- коррозионное воздействие компонентов топлива на конструкцию;
- изменение свойств топлива с изменением температуры окружающей среды;
- устойчивость горения и воспламеняемость топлива.

Экономические факторы:

- стоимость разработки и производства как самого топлива, так и наземного оборудования;
- затраты на личный состав для обслуживания ракет-носителей с данным видом топлива;
- затраты на транспортные средства для данного топлива;
- запасы топлива и наличие оборудования для его производства.

Эксплуатационные факторы: взрывоопасность, токсичность, огнеопасность, сохранность без ухудшения свойств, опыт использования.

8.1.4. Основные направления совершенствования ракетных двигателей на жидком топливе

Для перспективных средств выведения на ближайшие 20...25 лет основными двигателями остаются жидкостные ракетные двигатели. Однако высокая стоимость выведения полезного груза (5...10 тыс. дол./кг), риск катастрофических отказов, плохая экологичность требуют искать новые конструктивные решения ракетных двигателей. В настоящее время рассматриваются следующие перспективные решения по жидкостным ракетным двигателям, которые не будут иметь отмеченных выше недостатков [8.1].

Кислородно-метановый жидкостной ракетный двигатель. Этот двигатель может удовлетворить современным требованиям по надежности, стоимости, экологической безопасности к перспективным маршевым двигателям. Удельная тяга такого двигателя будет на 20...25 сек выше из-за лучших термодинамических характеристик метана. Сжиженный метан по стоимости ниже керосина, а запасы метана достаточно большие. Также улучшается экология за счет снижения в продуктах сгорания вредных веществ. Кислородно-метановые ракетные двигатели целесообразно применять на первых ступенях ракет-носителей.

Трехкомпонентный ракетный двигатель. В качестве топлива используется жидкий кислород, керосин, жидкий водород. Этот двигатель имеет массу конструкции несколько меньше, чем двигатель на кислородо-водороде.

Жидкостно-воздушный ракетный двигатель. Этот двигатель следует рассматривать как перспективный двигатель для одноступенчатых многоразовых воздушно-космических систем. Работы над таким двигателем проводятся с 1960-х годов. Это – комбинированный ракетный двигатель. Он может работать на сжижаемом атмосферном воздухе или на запасенном кислороде в баках ракеты-носителя. По оценкам специалистов при полете на атмосферном воздухе двигатель будет иметь удельную тягу 1550...2300 сек, а в ракетном режиме около 460 сек.

На настоящем этапе развития ракет-носителей возможности совершенствования химических ракетных двигателей на основе стационарных рабочих процессов практически исчерпаны. Качественный скачок в развитии

космических транспортных средств может быть достигнут путем разработки принципиально новых двигателей, например, пульсирующих детонационных двигателей. Они имеют ряд преимуществ по сравнению с традиционными: удельная тяга двигателя составляет около 1000 сек, имеют малые размеры. Эти двигатели могут быть использованы в одноразовых малых беспилотных летательных аппаратах.

8.2. Ракетные двигатели на твердом топливе

Ракетный двигатель, работающий на твердом ракетном топливе, широко применяется в ракетной артиллерии и ограниченно в космонавтике. Диапазон тяг двигателя от грамм для микроракетных двигателей до сотен тонн для мощных двигателей и диапазон диаметров двигателей от 250 мм до 7...8 м.

В твердотопливном ракетном двигателе топливо в виде заряда полностью помещается в камеру сгорания. После запуска горение обычно продолжается до полного выгорания топлива, при этом изменение тяги следует законам, обусловленным горением топлива, и не регулируется. Твердотопливный ракетный двигатель по конструкции и в эксплуатации проще жидкостного, но не имеют их преимуществ, таких как высокой удельной тяги, регулировка уровня тяги, многократность запуска.

Камеры твердотопливного ракетного двигателя не охлаждаются, поэтому в двигателях с большой продолжительностью работы околоракетная часть сопла выполняется из тугоплавких материалов, применяется абляционное охлаждение или аккумуляция тепла, защита тугоплавкими материалами и др.

Корпуса твердотопливных ракетных двигателей больших диаметров могут изготавливаться путем намотки лент из армированной стекловолокном пластмассы.

Мощные твердотопливные ракетные двигатели устанавливаются на некоторых РН США («Скаут», «Тор», «Титан»), Франции и Японии. Твердотопливные ракетные двигатели используются также в качестве двигателей торможения и для коррекции траектории.

8.2.1. Конструкция типового твердотопливного ракетного двигателя

Конструктивно ракетный двигатель твердого топлива состоит из следующих основных узлов: камеры сгорания, заряда, соплового блока. Кроме того, двигатель включает в себя три системы: воспламенения, выключения и управления вектором тяги по направлению. Камера сгорания образуется передним днищем, корпусом и сопловым блоком. Внутри камеры сгорания размещается заряд твердого топлива. Схема твердотопливного ракетного двигателя приведена на рис. 8.8.

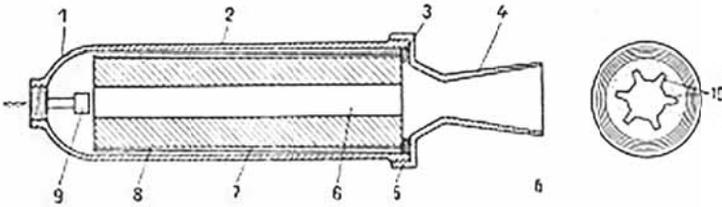


Рис. 8.8. Схема твердотопливного ракетного двигателя:

- 1 – передняя часть двигателя; 2 – цилиндрическая камера сгорания; 3 – прокладка;
 4 – реактивное сопло; 5 – резьбовое соединение; 6 – внутренний канал в заряде;
 7 – защитное покрытие поверхности заряда (бронирование); 8 – топливный заряд;
 9 – воспламенитель; 10 – поверхность горения

Камера сгорания. Камера сгорания выполняется цилиндрической формы, не охлаждается, стенки достаточно толстые, способные противостоять воздействию внутреннего давления и температуры (давление до $200 \cdot 10^5$ н/м², температура газов может составлять 2500...3000 °С). Корпус двигателя представляет собой тонкостенную оболочку с двумя стыковочными шпегатами, к которым крепятся переднее днище и сопловой блок. С внутренней стороны на корпус наносится теплозащита из прорезиненной асботкани. Наружная поверхность корпуса покрывается слоем листовой пробки около 1,5 мм для теплозащиты от аэродинамического нагрева.

Для изготовления корпусов камер сгорания применяются высокопрочные стали, титановые сплавы и стеклотекстолит. Более легкая конструкция двигателя получается из стеклотекстолита.

Днище камеры сгорания выполняется в виде тонкостенной оболочки, как правило, из металла. По форме днище может быть сферическим или торосферическим. Сферическая форма днища получается более выгодная по весу и заполняемому объему. Соединение днища с корпусом может выполняться на болтах, сварке или резьбе при небольших диаметрах. Во всех случаях соединение должно быть герметично.

Сопловой блок. Он может быть односопловым или многосопловым. Сопловой блок работает в высокотемпературной среде, поэтому применяются методы тепловой защиты – нанесение теплозащитного покрытия. Критическое сечение сопла образует графитовый вкладыш, который фиксируется в осевом направлении.

Пороховой заряд. Пороховой заряд объединяет в себе окислитель и горючее, является однокомпонентным топливом. Заряд воспламеняется при температуре 260...370 °С и равномерно сгорает по всей открытой поверхности. В связи с этим скорость образования газов может быть вычислена заранее. Механическая прочность заряда должна быть такой, чтобы он при нормальной эксплуатации не разрушался, не деформировался под действием сил при воспламенении заряда и инерционных сил на активном участке полета. Заряд не должен взрываться при нормальной эксплуатации.

8.2.2. Твердое ракетное топливо

Твердое ракетное топливо иногда называют порохом. В прошлом твердое ракетное топливо закладывалось в камеру двигателя в виде спрессованных из порошка шашек.

Предшественниками современных ракетных топлив были ружейные пороха. Но они оказались малопригодными для использования их в качестве топлива ракетного двигателя. Твердые топлива должны гореть в камере двигателя по определенному закону и с определенной скоростью. Это обеспечивается химическим составом и физическими характеристиками топлива, формой заряда. В настоящее время в ракетных двигателях используют однородные и смесевые топлива.

В современных двигателях топливо заливается в полувязком текучем состоянии с последующим отверждением, после чего плотно примыкает к стенкам, защищая их от горячих газов. Для устойчивого горения скорость горения топлива должна мало зависеть от давления и температуры. Твердое ракетное топливо должно легко воспламеняться, иметь приемлемую скорость горения, хорошую воспроизводимость характеристик, комплекс физико-механических характеристик, исключающих возникновение трещин и других дефектов в топливном заряде, быть взрывобезопасным и стабильным при длительном хранении. Удельная тяга ракетного двигателя с твёрдым топливом меньше, чем двигателя на жидком топливе.

Однородные топлива. Однородные топлива состоят из нитроцеллюлозы, пластификатора (нитроглицерин) и добавок (стабилизаторы, катализаторы). Двигатели на нитроцеллюлозном топливе создают небольшую удельную тягу, 200...215 сек. Топливо горит устойчиво при достаточно высоком давлении $(20 \dots 60) \cdot 10^5 \text{ н/м}^2$. В связи с этим нитроцеллюлозные топлива не используются в двигателях межконтинентальных баллистических ракет.

Смесевые топлива. Смесевые топлива представляют собой механические смеси окислителя и горючего. В качестве окислителя используется соли азотной и хлорной кислот. В качестве горючего используется смолы и каучукообразные вещества, которые способны затвердевать при изготовлении зарядов. Заряды изготавливают заливкой непосредственно в камеру сгорания. Диаметр зарядов может достигать 9 м. Двигатели, работающие на смесевых твердых топливах, создают удельную тягу 220...250 сек. Смесевое топливо горит устойчиво при сравнительно низких давлениях $(10 \dots 20) \cdot 10^5 \text{ н/м}^2$. Для увеличения удельной тяги в состав смесевых твердых топлив вводят порошкообразный алюминий, бериллий. Последний дает больший эффект, но продукты сгорания токсичны.

Скорость горения твердого топлива зависит от давления в камере сгорания, начальной температуры заряда, скорости обтекания поверхности горения продуктами сгорания, а также от химического состава и структуры горючего и окислителя, количества и свойств добавок. Наиболее существенное влияние, из перечисленных выше факторов, на скорость горения оказывает

давление в камере сгорания. Зависимость скорости горения твердого топлива от давления в камере сгорания приведена на рис. 8.9.

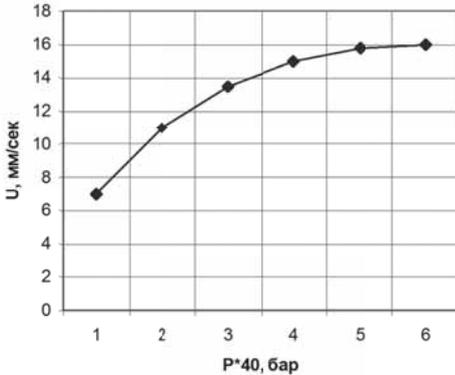


Рис. 8.9. Зависимость скорости горения твердого топлива от давления в камере сгорания

Зависимость скорости горения твердого топлива от давления в камере принято называть законом горения. С увеличением начальной температуры заряда скорость горения растет.

В связи с тем, что ракеты должны применяться в широком диапазоне температур ($-50...+50$ °С), конструкция двигателя рассчитывается на самую высокую температуру, поэтому корпус будет перетяжелен. Чтобы исключить нежелательное влияние температуры на скорость горения, применяют термостатиро-

вание ракеты с двигателем на твердом топливе.

Скорость газового потока параллельно поверхности горения заряда также влияет на скорость горения. Это влияние проявляется при скорости больше 100 м/сек. При больших скоростях потока газов скорость горения может возрастать в 1,5...2 раза.

Для смесевых топлив, на основе перхлората аммония, скорость горения твердого топлива составляет 2,5...25 мм/сек.

Воспламенитель. Воспламенитель представляет собой электрический запал с легковоспламеняющимся и интенсивно горящим веществом, например, черным порохом. Он обычно устанавливается на переднем днище. Для крупно-размерных двигателей устанавливаются более мощные воспламенители – двигатель в двигателе, размещенный на переднем днище основного двигателя.

При замыкании цепи электрического запала загорается запальная смесь. Это вызовет воспламенение открытой поверхности заряда и резкое повышение давления в камере сгорания. Когда вся поверхность заряда охвачена пламенем, давление в каждой точке камеры устанавливается на определенном уровне. Газы истекают через сопло и создают тягу. От изменения давления в камере зависит и изменение тяги двигателя.

8.2.3. Форма заряда твердого топлива

Тяга и время работы двигателя определяется в основном формой и размерами заряда. К заряду твердого топлива предъявляются требования по обеспечению постоянной поверхности горения, требуемой поверхности горения, защите конструкции от продуктов сгорания, максимального заполнения камеры двигателя топливом.

Наиболее эффективно топливо используется при постоянной скорости горения. При постоянном давлении в камере тяга двигателя, в основном, определяется поверхностью горения заряда. Большие изменения поверхности горения могут привести к созданию дополнительных перегрузок и возмущений, которые дополнительно нагружают конструкцию и систему управления. Постоянство поверхности горения заряда или требуемое ее изменение достигается применением соответствующих форм зарядов и бронированием, то есть покрытием негорючим термостойким материалом определенных частей заряда.

Тепловая защита конструкции имеет очень большое значение, так как при повышенных температурах снижаются прочностные характеристики конструкции. Желательно, чтобы форма заряда и его бронировка способствовали уменьшению нагрева корпуса двигателя. Отношение объема топлива к объему камеры двигателя называется коэффициентом заполнения. Уменьшение диаметра канала приводит к увеличению коэффициента заполнения и одновременно к росту скорости потока газов и пику давления. Для обеспечения нормальной работы двигателя, в этом случае, приходится увеличивать толщину стенки камеры сгорания, что сведет на нет увеличение коэффициента заполнения.

Заряд должен быть прочным при эксплуатации, транспортировке и в полете. Прочность заряда в значительной степени определяется формой и конструкцией заряда. В заряде не должны возникать недопустимые напряжения при хранении при различных температурах. Форма заряда должна обеспечивать длительное хранение ракеты без существенного изменения его геометрических размеров.

Рассмотрим формы зарядов, которые могут использоваться в ракетных двигателях на твердом топливе. Примерные формы зарядов твердого топлива приведены на рис. 8.10.

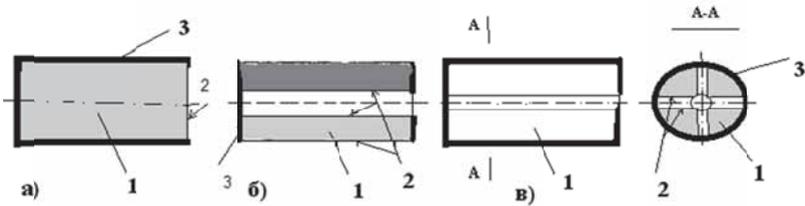


Рис. 8.10. Примерная форма зарядов твердого топлива:
 а) заряд торцевого горения; б) заряд трубчатой формы; в) щелевой заряд;
 1 – топливо; 2 – поверхность горения; 3 – бронировка

Заряд торцевого горения. Заряд торцевого горения представляет собой наиболее простой по устройству заряд с коэффициентом заполнения камеры сгорания топливом, близким к единице. Он изготовлен в виде сплошной цилиндрической шашки, бронированной по всей поверхности за исключением торца, обращенного к соплу. Такой заряд имеет хорошую прочность, прост в изготовлении, но плохо обеспечивает защиту стенок камеры сгорания от нагрева.

Основным недостатком является незначительная поверхность горения, которая не позволяет получить большое значение тяги двигателя при существующих скоростях горения. Чтобы использовать торцевой заряд в двигателях стратегических ракет, необходимо скорость горения топлива увеличить в 10...15 раз. Существенным недостатком заряда торцевой формы является значительное перемещение центра масс двигателя при выгорании топлива, что усложняет работу системы управления.

Заряды трубчатой формы. Заряды трубчатой формы могут быть выполнены с постоянной скоростью горения. Это может быть достигнуто, когда горение происходит по внутренней и наружной поверхностям заряда, а его торцы бронированы. В этом случае поверхность горения S определяется по зависимости

$$S = \pi(d_z + d_k) \cdot \ell,$$

где: d_z – диаметр заряда;

d_k – диаметр канала;

ℓ – длина шашки.

Подбирая соотношение между длиной заряда и диаметром внутренне-го канала d_k , можно получить почти постоянную поверхность горения.

Цилиндрические заряды с фигурным каналом. Широкое применение нашли цилиндрические заряды со звездообразным каналом, у которых боковая поверхность и торцы бронируются. Заряд хорошо предохраняет стенки камеры от горячих газов и имеет хороший коэффициент заполнения камеры сгорания топливом. Изготовление может быть выполнено методом заливки непосредственно в камеру сгорания. Постоянная скорость горения обеспечивается для 85...95% массы заряда, а оставшая часть заряда может не сгорать, то есть 5...15% топлива не может быть эффективно использовано.

Щелевой заряд. Щелевой заряд представляет собой бронированную по наружной поверхности цилиндрическую шашку с центральным каналом и продольными щелями. Наружная поверхность и торцы бронируются. Горение происходит по поверхностям канала и щелей. В щелевом заряде должно быть выполнено условие одновременности сгорания его частей, то есть толщина пороховой шашки на щелевом и цилиндрическом участках должна быть одинаковой.

Достоинствами щелевого заряда является простота устройства и изготовления, возможность изготовления крупногабаритных двигателей с длительным временем работы. В качестве недостатка следует отметить то, что на участке щелей корпус не защищен от горячих газов.

8.2.4. Система выключения двигателя на твердом топливе

Для достижения заданной скорости полета полезного груза на последней ступени ракеты предусматривается система выключения двигателя. В практике нашел применение способ выключения двигателя путем создания

противотяги с помощью сопел противотяги. Выключение двигателя производится следующим образом. По команде от системы управления подрывается детонирующий шнур на крышке сопла противотяги, с помощью которого разрушается связь крышки с соплом. Под действием давления газов крышка отбрасывается и сопло вскрывается. Создается тяга противоположного направления. Суммарная тяга сопел противотяги должна быть равна или несколько превосходить тягу основного двигателя. Практически площадь критического сечения сопел противотяги выбирается несколько больше, чем площадь критического сечения сопла основного двигателя. Давление в камере сгорания основного двигателя падает до некоторого уровня, и двигатель выходит на новый режим работы. Работа двигателя продолжается до полного выгорания топлива.

8.3. Сравнение твердотопливных и жидкостных ракетных двигателей

Как твердотопливный, так и жидкостной ракетные двигатели имеет свою предпочтительную область применения. Выбор той или иной системы может быть сделан после изучения решаемой задачи. Проанализируем основные аспекты, по которым проведем сравнение твердотопливных и жидкостных ракетных двигателей.

Теплопередача. Для жидкостного ракетного двигателя возможно охлаждение камеры сгорания и сопла. Использование этого свойства дает возможность длительно работать двигателю, не перегреваясь. Добиться длительной работы для твердотопливного двигателя можно за счет термоизоляции сопла и корпуса двигателя.

Связки ракетных двигателей. Для создания большой тяги двигатели составляются в связки. Для конкретного случая применения связка составляется из нужного количества двигателей. При этом отпадает необходимость каждый раз разрабатывать уникальный двигатель. Конструктивно связки твердотопливных ракетных двигателей выполнить достаточно просто.

Коэффициент состава топлива. Коэффициент состава топлива для твердотопливного двигателя устанавливается на заводе. Для жидкостного двигателя в полете ракеты может быть отклонение коэффициента топливного состава от проектного. Так, отклонение коэффициента состава топлива на 2 % может привести к изменению дальности ракеты примерно на 8%. Это обстоятельство предъявляет повышенные требования к системе подачи компонентов топлива.

Управление импульсом двигателя. Для того чтобы ракета оказалась в точно заданной точке, необходимо ей создать определенный импульс силы. С этой целью производится контроль импульса силы двигателя и скорости ракеты. Выключение жидкостного ракетного двигателя может быть осуществлено при помощи закрытия клапана на топливной магистрали. Выключение твердотопливного ракетного двигателя может быть осуществлена разгерметизацией камеры сгорания и созданием противотяги.

Зависимость от температуры топлива. Для твердотопливного двигателя величина тяги чувствительна к температуре топлива. Это обстоятельство усложняет закон регулирования тяги и само устройство регулирования. Для жидкостного двигателя такой проблемы нет.

Качество конструкции. Под качеством конструкции понимается отношение массы ракеты без топлива ко всей массе ракеты.

Ракеты тяжелого класса с жидкостным ракетным двигателем и турбо-насосной системой подачи топлива обладают значительным превосходством в показателе качества конструкции по сравнению с ракетами с твердотопливным ракетным двигателем. Для ракет среднего класса масса конструкции для жидкостных и твердотопливных ракет примерно равна, а для ракет легкого класса масса конструкции для ракет с твердотопливным двигателем значительно меньше.

Надежность. Твердотопливный ракетный двигатель имеет более высокую надежность, чем жидкостной ракетный двигатель из-за упрощения конструкции (отсутствует система подачи топлива). Надежность многоступенчатой ракеты с твердотопливными двигателями также будет выше, чем ракеты с жидкостными двигателями с таким же количеством ступеней.

Стоимость. По стоимости оказываются более выгодными ракеты с двигателями на жидком топливе из-за более низкой стоимости топлива и более дешевой системы управления.

Высокая надежность, готовность к старту, простота обслуживания ракет с двигателем на твердом топливе делают их пригодными для выполнения задач обороны. Для выполнения задач исследования космического пространства применяются как жидкостные ракетные двигатели, так и двигатели на твердом топливе в виде связки.

Необходимо отметить, что силовые установки, работающие на химическом топливе, находятся на грани своих возможностей. Поэтому должны разрабатываться двигатели на более энергоемком топливе. Например, ядерные, термоядерные и другие силовые установки.

8.4. Ядерные ракетные двигатели

В жидкостных ракетных двигателях большой тяги рабочее тело вначале нагревается до высокой температуры вследствие химической реакции и затем в виде газовой струи выбрасывается наружу через профилированное сопло. Конструкция двигателя обычно составляет небольшую часть веса ракеты космического назначения. Большая доля веса приходится на топливо. В современных ракетах-носителях вес топлива составляет около 90 % стартового веса ракеты-носителя. Такие двигатели могут создавать тягу в несколько сотен тонн, но работают они непродолжительно.

Ядерные ракетные двигатели могут потребоваться во время полета человека на Марс, планируемого на 2017 г., создания лунной базы, исследования дальних планет. Ядерный ракетный двигатель представляет собой реактор, в котором вдоль тепловыделяющих элементов с ядерным топливом

проходит поток газа, например, водорода, который охлаждает элементы, а сам нагревается и с большой скоростью истекает из сопла, создавая тягу. Расход делящего вещества очень мал по сравнению с расходом топлива в жидкостном ракетном двигателе.

Схема ядерного ракетного двигателя с реактором на твердом ядерном горючем представлена на рис. 8.11.

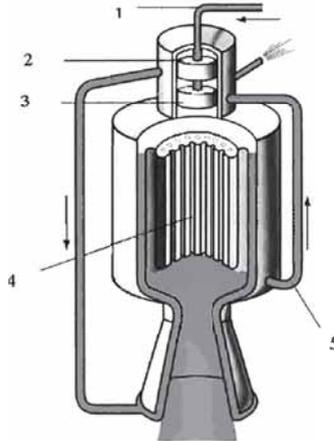


Рис. 8.11. Схема ядерного ракетного двигателя с реактором на твердом ядерном горючем: 1 – подача рабочего тела; 2 – насос; 3 – турбина; 4 – реактор; 5 – подпитка турбины

Рабочее тело помещается в баке и подводится по трубопроводу к насосу, затем оно подается в межстеночное пространство и в камеру двигателя, где размещен реактор. В ядерных ракетных двигателях возможно применение твердого, жидкого, газообразного ядерного горючего (уран U^{235} , плутоний Pu^{239}).

Тепловыделяющие элементы состоят из урана, заключенного в оболочку с высокой температурой плавления. Наиболее тугоплавкая оболочка из графита, температура сублимации которого около $4000\text{ }^{\circ}\text{C}$ (температура плавления вольфрама составляет $3400\text{ }^{\circ}\text{C}$). Для оболочки из вольфрама температура истекающих газов с учетом потерь может составлять около $3000\text{ }^{\circ}\text{K}$. В этом случае удельная тяга двигателя составит 950 сек .

Более высокие значения удельной тяги могут быть получены при использовании в ядерном ракетном двигателе реактора на газообразном горючем, которое подается в камеру сгорания одновременно с рабочим телом.

В этом случае температура в камере сгорания не ограничена температурой плавления тепловыделяющих элементов и может достигать до $17000\text{ }^{\circ}\text{K}$. Однако необходимо охлаждать не только стенки реактора, но и стенки сопла.

В настоящее время в области ядерных ракетных двигателей ведутся работы как в России, так и в США.

8.5. Двигатели малой тяги

При длительных полетах космических аппаратов возникает необходимость компенсации накопленных воздействий на них, таких как воздействие верхних слоев атмосферы, светового давления и других факторов. Компенсировать такие воздействия можно с помощью жидкостных двигателей малой тяги и двигателей, созданных на основе применения электрической энергии для ускорения рабочего тела. Электромагнитные ракетные двигатели создают малые ускорения, но в течение длительного времени. Для разгона рабочего тела используются электрические и магнитные поля. В зависимости от схемы ускоряющей системы электромагнитные ракетные двигатели подразделяются на ионные и плазменные.

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги используются в качестве исполнительных органов в системах коррекции, стабилизации и ориентации космических аппаратов. В настоящее время разработано более пятидесяти типов таких двигателей, ряд двигателей находится в процессе экспериментальной отработки. Можно выделить четыре типа жидкостных ракетных двигателей, которые соответствуют своему классу решаемых задач:

- двигатели, работающие на долгохраняемых самовоспламеняющихся компонентах топлива для космических аппаратов длительного срока эксплуатации (более 15 лет). Огневой ресурс таких двигателей должен составлять несколько часов. Они должны иметь высокую надежность, удовлетворительные энергомассовые и динамические характеристики. Кроме того, эти двигатели должны быть унифицируемыми для ряда космических аппаратов;
- двигатели, работающие на нетоксичных компонентах топлива, предназначенные для перспективных пилотируемых космических аппаратов, основные характеристики этих двигателей аналогичны характеристикам ракетных двигателей малой тяги I-го типа;
- двигатели, работающие на однокомпонентном топливе и обеспечивающие очень точную ориентацию и стабилизацию космического аппарата. Эти двигатели сверхмалой тяги (меньше 0,5 кгс) должны иметь огневой ресурс десятки часов, высокую надежность, стабильность тяги и ее единичных импульсов;
- двигатели на самовоспламеняющихся компонентах топлива, предназначенные для высокоманевренных космических аппаратов специального назначения, например противоракетной обороны. Такие двигатели должны иметь небольшой огневой ресурс 10...20 секунд, высокий удельный импульс, малую массу.

Ведутся работы по улучшению характеристик жидкостных двигателей малой тяги.

Электроракетные двигатели. Существуют различные схемы электро ракетных двигателей. Однако во всех случаях для разгона рабочего тела в двигателе используются электрические и магнитные поля или их комбинации. В

более отдаленной перспективе без электроракетных двигателей практически невозможна организация будущих пилотируемых межпланетных экспедиций, широкомасштабного освоения Луны. Поэтому совершенствование электроракетных двигателей представляется одним из наиболее перспективных и актуальных направлений развития космического двигателестроения.

С помощью электроракетных двигателей могут решаться задачи коррекции орбиты, компенсации возмущений, действующих на космические аппараты, обеспечения их ориентации и стабилизации, доставки с опорной земной орбиты на геостационарную.

Начало эры электроракетных двигателей в космосе связано с советской автоматической станцией «Зонд-2», которая была запущена с космодрома «Байконур» 30 ноября 1964 года. На борту станции находилась плазменная система ориентации (ПСО), разработанная ОКБ-1 и ИАЭ им. И.В. Курчатова в течение 1959...1962 гг. Плазменная система ориентации включает в себя шесть импульсных плазменных двигателей: две пары двигателей для ориентации по крену и одна пара двигателей для ориентации по тангажу; три преобразователя напряжения; программно-коммутирующее устройство и герметичный отсек [8.2].

Сергей Павлович Королёв дал разрешение на испытание ПСО 14 декабря 1964 года, когда «Зонд-2» был в точке траектории полета к Марсу, находящейся на расстоянии 5400000 км от Земли. Штатная система ориентации была отключена и включена ПСО. В течение всего сеанса связи (70 минут) ПСО обеспечивала постоянную ориентацию плоскости солнечных батарей на Солнце. Так впервые в мире ЭРД начали работу в космосе.

В 1988 г. был проведен космический эксперимент «Плазма», в котором экспериментально проверялась эффективность использования плазменных двигателей на искусственном спутнике Земли и воздействие помех от работающего плазменного двигателя на радиосвязь с космическим аппаратом.

Во многих странах (СССР, Россия, США, Франция, Германия, Великобритания, Италия, Япония, Китай и др.) созданы усовершенствованные электроракетные двигатели различных типов.

В настоящее время такие двигатели могут заменить жидкостные двигатели малой тяги в составе геостационарных спутников связи. При этом масса спутника может быть снижена на 15% при сроке его существования 5 лет. В дальнейшем для поддержания орбит спутников, летающих на низких высотах, потребуются электроракетные двигатели с электрической мощностью до 100 кВт и ресурсом работы более года.

В будущем электроракетные двигатели найдут применение при обеспечении полетов космических аппаратов к Луне и планетам Солнечной системы. В этом случае потребуется электрическая мощность в сотни мегаватт, двигатели с ресурсом работы до 5 лет, удельной тягой 1500...8000 сек. В качестве рабочих веществ будут использоваться менее дефицитные вещества, чем ксенон, например, аргон, криптон, литий, натрий, азот.

Ионный ракетный двигатель. В ионных ракетных двигателях струя газа представляет собой поток ионов, то есть заряженных частиц. Роль реактивного сопла выполняет электростатическое поле, в котором ионы разгоня-

ются до больших скоростей. Ионный двигатель состоит из следующих основных подсистем: генератора, ускорителя заряженных частиц, электростанции и системы подачи рабочего тела. Схема ионного ракетного двигателя приведена на рис. 8.12.

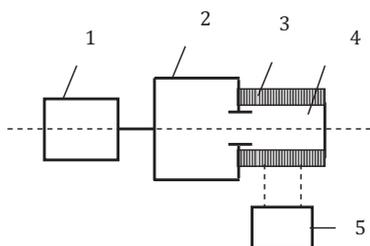


Рис. 8.12. Схема ионного ракетного двигателя:

1 – бак с запасом рабочего тела; 2 – генератор ионов; 3 – электрическая обмотка; 4 – ускоритель ионов; 5 – электростанция атомная

Заряженные частицы могут быть получены с помощью нагрева легкоионизирующегося вещества, например, цезия. При нагреве цезия до $1500\text{ }^{\circ}\text{K}$ происходит почти полная ионизация его атомов. Ионы поступают в ускоритель 4, где они ускоряются электромагнитным полем, создаваемым обмоткой 3. Ионные двигатели могут создавать удельную тягу до 20000 сек . Ионный двигатель наиболее выгоден для создания тяги до единиц килограмм.

В ионном двигателе не существует температурных ограничений и возможны высокие скорости истечения газа. Однако слишком большие скорости истечения потребовали бы огромной мощности электростанции на борту корабля и сильно увеличился бы вес двигательной установки и не получили бы эффекта от прироста тяги двигателя. Скорость истечения может достигать $50\dots 1000\text{ км/сек}$.

Плазменный ракетный двигатель. В качестве рабочего тела в плазменном ракетном двигателе используется плазма. Рабочее тело может разогреваться мощной электрической дугой до температуры $20000\dots 30000\text{ }^{\circ}\text{K}$. При таких температурах газ нейтральных атомов переходит в новое состояние, называемое плазмой. В ней могут находиться электроны, ядра атомов, ионы, а также незначительное количество нейтральных частиц. В состоянии плазмы вещество существует в звездах, ионосфере Земли, на Солнце. При помощи специальных форм магнитных полей удастся удержать плазму длительное время. Плазма должна быть изолирована от стенок камеры с помощью магнитного поля.

Разгон рабочего тела в них производится за счет силы, возникающей при пропускании электрического тока через плазму, помещенную в магнитное поле. Плазма приобретает скорость подобно проволочной рамке, помещенной в магнитное поле. Скорость истечения плазмы может достигать 200 км/сек .

ГЛАВА 9. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТ

9.1. Общие сведения об управлении движением ракеты-носителя и космического аппарата

Космический комплекс, состоящий из ракеты-носителя и выводимого ею на орбиту космического аппарата (КА), имеет различный характер движения в зависимости от того, на каком участке траектории он находится и какую задачу выполняет [9.1]. Можно выделить два типа движения:

- при отсутствии больших внешних сил и моментов и с выключенными ракетными двигателями (РД);
- при работающих ракетных двигателях и при наличии больших внешних сил и моментах.

Движение 2-го – типа связано со стартом и выводением КА на орбиту, его посадкой или кратковременными режимами включения ракетного двигателя для изменения траектории полета. Это движение требует управления угловым положением КА, так как от этого зависит направление тяги РД или аэродинамических сил (при движении в атмосфере), то есть сил, определяющих траекторию движения центра масс. При поворотах вокруг центра масс в этом случае изменяется движение самого центра масс, то есть траектория полёта. Управление угловым положением КА в данном случае называется *стабилизацией*.

Старт РН и выведение ею КА на заданную траекторию – одна из самых сложных задач, связанных с управлением движения ракетой. Старт РН во многих случаях возможен лишь из вертикального положения и траектория движения космической ракеты на начальном участке также вертикальная. Продольная ось ракеты должна постепенно наклоняться и на достаточно больших высотах вектор скорости центра масс ракеты должен стать параллельным местному горизонту. Это требует начала поворота оси ракеты по тангажу почти сразу после старта, причем этот поворот продольной оси ракеты должен строго соответствовать программной траектории. Следовательно, одна из основных задач системы стабилизации – осуществление программы поворота по тангажу при таком управлении по другим осям, чтобы углы крена и рысканья все время были близкими к нулю. Идеальное выдерживание заданных углов тангажа, крена, рысканья невозможно, кроме того, центр масс РН не может лежать абсолютно точно на линии действия силы тяги РД, что тоже вызывает повороты оси РН. Эти повороты, даже если они малы, приводят к тому, что сила тяги РД действует не только в заданном направлении, но и в перпендикулярной плоскости. Так возникает снос РН в боковом направлении. При точностях, которые требуются при выведении КА, для парирования сноса в системе стабилизации устанавливаются специальные датчики, способные регистрировать этот снос и вырабатывать сигналы для системы управления.

Движение 1-го типа характерно для большей части времени полета КА. Перед включением РД для изменения траектории полёта необходимо по-

вернуть КА так, чтобы тяга РД оказалась направлена в нужную сторону. Система управления, приводящая положение КА к заданному, называется системой ориентации, а управление КА – *ориентацией*. В данном случае запуску РД предшествует ориентация. Если КА должен передать на Землю большое количество информации (например, телевизионное изображение) с большого расстояния, то такую передачу рационально осуществлять при помощи параболических антенн, установленных на борту КА. Когда такие антенны жестко установлены на борту КА, необходима ориентация КА на Землю. Ориентация на Солнце осуществляется для получения энергии от солнечных батарей, если они установлены на КА. При навигационных измерениях с использованием небесных ориентиров также необходимы повороты КА для наблюдения экипажем нужных светил. Многие научные эксперименты невозможны без соответствующей ориентации КА.

При ориентации, в отличие от стабилизации, повороты вокруг центра масс не сказываются на его движении. Таким образом, в первом случае это самостоятельная задача, во втором вспомогательное управление угловым положением, необходимое для управления движением центра масс. Системы ориентации и стабилизации нередко тесно взаимодействуют, иногда используют одни и те же датчики. При сближении двух КА с большого расстояния путем многократных и кратковременных включений РД с достаточно длительными перерывами между ними весь процесс состоит из чередующихся режимов ориентации и стабилизации.

При управлении полётом КА, наряду со стабилизацией, необходимо и прямое регулирование его движения по траектории. В простейших случаях, при кратковременных включениях РД, бывает достаточно выключить его к моменту достижения заданной скорости. Для этого на борту КА должны быть устройства, способные устанавливать момент достижения нужного приращения скорости и дать команду на выключение РД. В более сложных случаях, когда надо не только получить требуемую скорость, но и достичь её в заданной точке пространства, тягу РД надо регулировать непрерывно, чтобы как сама траектория движения, так и моменты прохождения КА характерных точек траектории совпадала с расчётными. РД и в этом случае должен быть выключен при достижении заданной скорости.

Самостоятельной задачей является *навигация* КА. В широком смысле навигация – определение своих координат, прогноз движения и выдача сигналов в систему управления, если прогноз показывает, что движение приведет к недопустимому отклонению от цели полёта. Навигация может осуществляться автономно бортовыми средствами, так и наземными радиотехническими средствами и последующего расчета траектории в соответствующих вычислительных центрах или на борту. Задача навигации становится особенно актуальной при полетах человека к Луне и другим планетам, поскольку космонавт должен иметь возможность самостоятельно определять свою траекторию и вычислить все необходимые данные для коррекции траектории. Вследствие очень высокой точности выведения КА на орбиту ошибки в начале траектории малы, однако при дальних полетах, в частности

к Луне, эти ошибки по мере движения постепенно увеличиваются, расчетная и фактическая траектории все более и более расходятся, и это расхождение может оказаться недопустимым в районе цели. Одна из причин увеличения ошибок – возмущающее воздействие планет. Эти ошибки с помощью системы управления должны быть устранены.

9.2. Автоматическая система управления полетом ракеты

Система управления полетом ракеты в общем случае состоит из системы стабилизации, системы наведения и вспомогательных систем.

Система стабилизации. Система стабилизации – это совокупность летательного аппарата и устройств, расположенных на нем, обеспечивающих программное угловое движение. Беспилотный летательный аппарат обычно стабилизируется относительно трех координатных осей. В состав системы стабилизации кроме летательного аппарата входят следующие устройства:

- измерительные элементы;
- усилительно-преобразовательные элементы (усилители, вычислительные и корректирующие устройства);
- рулевые машинки.

Измерительные элементы служат для определения параметров движения летательного аппарата. Усилительно-преобразовательные элементы усиливают и преобразовывают сигналы.

Система стабилизации по сигналам и командам системы наведения обеспечивает управление ракетой для удержания ее на расчетной траектории. На участке работы маршевых двигателей управление может осуществляться поворотом вектора тяги основного двигателя относительно оси ракеты с помощью поворотных сопел. На участке отделения блоков управление может происходить с помощью много сопловой двигательной установки.

Система наведения. Система наведения – это совокупность летательного аппарата и устройств, задающих закон движения центра масс аппарата и обеспечивающих полет по этому закону путем изменения управляющих сил. Рулевые машинки преобразуют управляющие сигналы в отклонения органов управления.

Измерительные элементы можно подразделить на две группы:

- измерители параметров угловых движений летательного аппарата (углов тангажа, рысканья, крена, углов скоростей и ускорений, углов атаки и др.);
- измерители параметров движения центра масс ракеты (линейных ускорений, высоты полета и др.).

Измерительные элементы снабжаются датчиками сигналов, которые превращают сигналы измерений в сигналы удобные для использования, обычно в электрические сигналы. Измерительных элементов используется большое разнообразие. В качестве основных измерительных элементов в системах управления ракет используются гироскопические приборы.

Система наведения осуществляет траекторные расчеты и выдает сигналы на поддержание требуемой ориентации вектора тяги двигателя ракеты, а также разовые команды на запуск двигателя, разделение маршевых ступеней, сброс обтекателя головной части, команду в автоматику головной части.

Координаты и составляющие вектора скорости определяются из решения уравнения движения ракеты в инерциальном пространстве. Исходными данными являются проекции вектора ускорения, которые измеряются акселерометрами.

Вспомогательные системы. Вспомогательные системы обеспечивают нормальное функционирование систем наведения и стабилизации, коммутацию блоков СУ, а также доведение разовых команд до пиротехнических устройств ракеты и головной части.

9.3. Системы управления межконтинентальных баллистических ракет

9.3.1. Основные задачи системы управления ракет

Система управления (СУ) ракет-носителей совместно с другими системами решает задачу доставки полезного груза из точки старта в заранее назначенную точку с минимальным отклонением от нее. Решение задачи системой управления осуществляется инструментально-алгоритмическим путем [18].

С помощью гироскопических приборов производится построение инерциальной координатной системы и измерение в ней навигационных параметров движения. Ориентация координатной системы в полете соответствует стартовой системе координат, задаваемой путем привязки к местному горизонту в точке старта ракеты к азимутальному направлению плоскости стрельбы. Бортовая цифровая вычислительная машина вырабатывает команды управления движением и определения пространственного положения ракеты.

Современная система управления непосредственно связана практически со всеми системами ракеты и ракетного комплекса. Она выполняет следующие функции:

- контроль технического состояния аппаратуры СУ и других систем ракеты;
- формирование массивов данных полетного задания, необходимых для организации движения ракеты, обеспечение расчетной дальности полета;
- осуществление пространственной навигации ракеты относительно Земли с целью выведения полезного груза в заданную точку.

На дежурстве система управления решает следующие задачи:

- обеспечение номинальных режимов функционирования аппаратуры;
- оценка параметров контролируемой аппаратуры (блоков управления пиротехникой, системы регулирования теплового и влажного режима, системы электроснабжения, аппаратуры автоматики, аппаратуры самой системы управления и других систем);
- поиск места неисправности аппаратуры.

На предстартовой подготовке реализуется циклограмма подготовки к пуску и пуска, рассчитываются исходные геодезические данные по информации, полученной от системы навигации подвижного РК.

При активном полете решается навигационная задача по определению пространственного положения и скорости ракеты относительно Земли; выдаются команды управления работой двигательных установок ступеней ракеты; обеспечивается стабилизация положения ракеты относительно её центра масс.

9.3.2. Принципы построения инерциальных систем управления ракет

Прежде всего, определяется назначение системы. В период дежурства и подготовки к пуску – это обеспечение нормального функционирования, в полете – управление движением и наведение в намеченную точку.

Управление движением сводится к определению пространственного положения и скорости полета ракеты, космического аппарата и выработке управляющих воздействий для задания движения по такой траектории, которая обеспечивала бы попадание в требуемую точку с требуемой точностью. Используются законы механики Ньютона, и предполагается, что движение происходит в «неподвижном», то есть инерциальном пространстве по отношению к вращающейся Земле. Это предположение позволяет реализовать инерциальную систему управления, а именно:

- с помощью гироскопических приборов строится система отсчета, начальное положение которой задается в точке старта, которое затем сохраняется в полете с некоторой точностью;
- измерение в указанной системе отсчета линейных и угловых параметров движения и решение на основе измеренных данных навигационной задачи по определению пространственно-временного положения объекта по отношению к Земле.

Аппаратура СУ может размещаться вся на борту ракеты или часть на борту, а часть на наземном пункте управления. Состав бортовой и наземной аппаратуры приведен на рис. 9.1 и рис. 9.2.

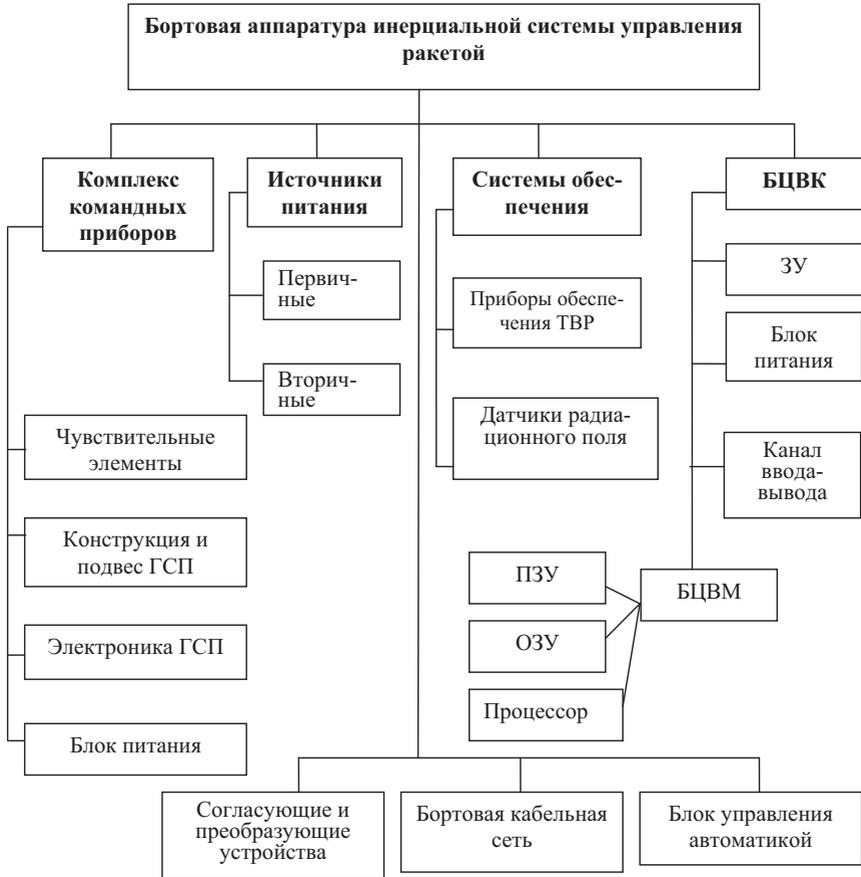


Рис. 9.1. Состав бортовой аппаратуры инерциальной системы управления межконтинентальных баллистических ракет

По информационным свойствам инерциальные СУ могут быть автономными и неавтономными. Автономные инерциальные СУ осуществляют управление объектом только на основе измеряемых характеристик движения в инерциальном пространстве при использовании функционального наведения по кажущимся или действительным параметрам.



Рис. 9.2. Состав наземной аппаратуры инерциальной системы управления межконтинентальных баллистических ракет

Неавтономные инерциальные СУ помимо измеряемых параметров инерциального движения используют информацию от внешних источников, по которой корректируется движение.

9.3.3. Комплекс командных приборов СУ и средств прицеливания

Гиростабилизированная платформа, измерители, приборы задания начальной ориентации в горизонте и азимуте, электронное обслуживающее оборудование образуют комплекс инерциальных измерительных приборов – комплекс командных приборов (КПП).

Измерители устанавливаются на трехосной гиростабилизированной платформе, которая обеспечивает заданную ориентацию осей чувствительности измерителей. Гироскопметры линейных ускорений измеряют кажущееся ускорение \bar{W}_i , равное $dV_i/dt - q_i$, где dV_i/dt – ускорение относительно инерциальной системы отсчета, q_i – проекция ускорения силы тяжести на ось чувствительности. Учет гравитационной добавки к измеряемому ускорению производится в бортовой вычислительной машине.

Для получения значения вектора ускорения \bar{W}_i требуется три измерителя. Их оси чувствительности обычно устанавливаются взаимно перпендикулярно. Оси чувствительности двух измерителей на ГСП выставляют обычно в плоскости стрельбы под некоторыми углами α и β к горизонту, ось чувствительности третьего γ -измерителя размещают перпендикулярно плоскости стрельбы. Он служит главным образом для боковой стабилизации полета ракеты. Управление производится таким образом, чтобы показания γ -измери-

теля постоянно обнулялись. Сигналы α и β - измерителей служат для формирования команд управления дальностью полета. Это достигается управлением величины и направлением вектора тяги маршевых двигателей жидкостных ракет или только направлением вектора тяги двигателя.

Система управления может включать только бортовой ККП или бортовой и наземный ККП. Наземный комплекс приборов большей частью предназначен для подвижных ракетных комплексов и выполняет навигационные функции в наземных условиях для определения азимута базового направления и передачи его бортовому ККП.

Гиросtabilизированные платформы отличаются устройством подвеса. В менее сложных вариантах три степени свободы ГСП обеспечиваются трехосным внутренним или внешним кардановым подвесом, в более сложных вариантах платформа выполняется сферической формы с поплавковым подвесом без использования карданных рам.

Главными определяющими признаками точности ККП являются тип инерциальных приборов и подвес их чувствительных элементов. Лучшие характеристики имеют поплавковые приборы с системой управляемого магнитного центрирования гиروزла и газодинамической опорой ротора.

Инерциальные системы с гиросtabilизированными платформами требуют начальной выставки, то есть заданий исходной пространственной (горизонтальной и азимутальной) ориентации осей приборов. Требуется горизонтирование и прицеливание или знание начального отклонения осей приборов от плоскости горизонта и плоскости стрельбы.

Автономные инерциальные системы управления построены на принципах измерения кажущихся ускорений и вычисления текущих значений скорости и координат ракеты приборами, находящимися на ее борту, и формирования по определенным алгоритмам управляющих команд.

Инерциальная система управления включает в себя:

- комплекс инерциальных измерительных приборов;
- комплекс вычислительных средств с аппаратурой подготовки исходных данных на пуск;
- приборы формирования команд управления рулевыми органами двигательных установок;
 - источники электроснабжения аппаратуры;
 - кабели и коммутационные блоки;
 - средства поддержания условий функционирования;
- аппаратуру прицеливания.

Гироскоп и его свойства. Массивный, точно сбалансированный маховик, вращающийся с большой угловой скоростью, носит название гироскопа. Известно своеобразное поведение гироскопа: быстро вращающийся маховик обладает способностью более или менее устойчиво сохранять направление своей оси и проявляет неожиданную «непослушность», когда делается попытка повернуть его ось [9.2].

Гироскоп является основным элементом современных автопилотов и большинства стабилизирующих устройств. Поэтому рассмотрение работы автомата стабилизации целесообразно начать со свойств гироскопа.

Теория гироскопа является частной задачей общей теории движения тела с одной неподвижной точкой. Для такого тела могут быть составлены уравнения движения (уравнения Эйлера), не решаемые в общем виде, но позволяющие дать ответ на некоторые частные вопросы движения, в том числе и на вопрос о движении симметричного быстровращающегося диска. Последний вопрос и составляет содержание так называемой теории гироскопа. Мы не будем подробно останавливаться на этой теории и ограничимся рассмотрением преимущественно ее качественной стороны.

Будем считать, что гироскоп представляет собой симметричное тело с одной неподвижной точкой и что этой точкой является его центр тяжести. Осуществить такое закрепление можно при помощи карданова подвеса. В этих условиях движение гироскопа может быть представлено как вращение с угловой скоростью Ω около некоторой мгновенной оси, проходящей через центр тяжести. Существующие типы гироскопов приведены на рис. 9.3 [9.3].

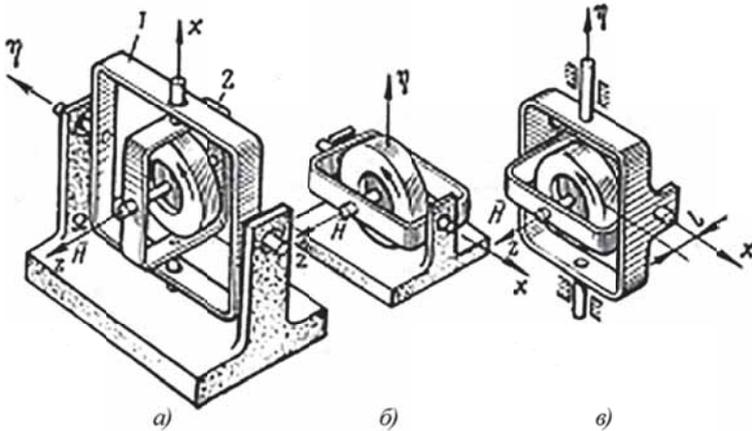


Рис. 9.3. Типы гироскопов:

а – трехстепенной уравновешенный гироскоп;

б – двухстепенной гироскоп;

в – трехстепенной неуравновешенный гироскоп;

1 – внешняя рамка; 2 – внутренняя рамка; \bar{H} – кинематический момент ротора;

Ω – угловая скорость собственного движения ротора

Трехстепенной гироскоп имеет три степени свободы относительно основания (может вращаться относительно основания вокруг трех осей). В уравновешенном (астатическом) гироскопе сила тяжести и сила инерции от переносных ускорений не создает моментов относительно осей подвеса, т. е. ось собственного вращения ротора, ось внутренней рамки и ось внешней рамки пересекаются в одной точке, совпадающей с центром масс всего гироскопа.

Свободный гироскоп – астатический гироскоп, на который не действуют моменты внешних сил (моменты трения, моменты от токоподводящих устройств, моменты корректирующих устройств и т. п.). Такие гироскопы применяются в гироскопах, предназначенных для задания движущимся объектам определенной ориентации относительно неподвижного пространства и для измерения отклонений объекта от заданного направления в инерциальном пространстве. В неуравновешенном (тяжелом) гироскопе центр масс смещен относительно одной или двух осей подвеса преднамеренно, поскольку принцип работы такого прибора состоит в воздействии переносных ускорений объекта на неуравновешенную массу. Неуравновешенные гироскопы применяются в гироскопах линейных ускорений.

Кинетический момент гироскопа. Кинетический момент гироскопа (ротора) – произведение момента инерции J ротора относительно оси его собственного вращения на вектор угловой скорости Ω собственного вращения гироскопа, то есть $\vec{H} = J\vec{\Omega}$. Вектор \vec{H} совпадает с направлением вектора $\vec{\Omega}$.

Гироскопический момент ротора. Гироскопический момент ротора – момент сил инерции Кориолиса (поворотное ускорение), которые возникают, когда ось собственного вращения ротора изменяет направление относительно инерциального пространства. Если поворот осуществляется вокруг оси, составляющей некоторый угол с осью собственного вращения, то гироскопический момент будет равен $M_z = H\omega \sin[\vec{H}, \vec{\omega}]$, где ω угловая скорость оси собственного вращения.

Гироскопические реакции. Гироскопические реакции – поворот оси ротора относительно инерциального пространства под воздействием гироскопического момента M_z на внешние тела или устройства. Величина гироскопических реакций $R_1 = R_2 = M_z/l$, где l расстояние между подшипниками. Гироскопические реакции проявляются особенно сильно при вынужденном повороте оси ротора.

Прецессия гироскопа. Прецессия гироскопа – это движение оси ротора гироскопа в направлении, перпендикулярном действующей силе. Правило прецессии: под действием момента внешних сил ось ротора гироскопа поворачивается в пространстве так, что вектор кинетического момента стремится совместиться с вектором момента внешних сил по кратчайшему пути.

Действие силы на ось гироскопа. Пусть на ось быстро вращающегося гироскопа начинает действовать сила F (рис. 9.4), момент которой относительно центра O равен по модулю $M_o = Fh$ [9.4]. Тогда по теореме моментов $\frac{dK_o}{dt} = M_o$. Точка B – точка оси, совпадающая с концом вектора K_o . Тогда, учитывая, что производная от вектора K_o по времени равна скорости v_B точки B , получаем: $v_B = M_o$.

Равенство показывает, что скорость конца вектора кинетического момента тела относительно центра O равняется по модулю и по направлению главному моменту внешних сил относительно того же центра (теорема Резаля).

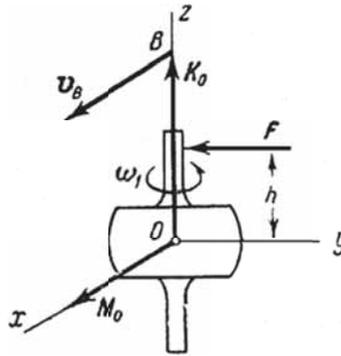


Рис. 9.4. Действие силы на ось гироскопа

Следовательно, точка B , а с нею и ось гироскопа будет перемещаться по направлению вектора M_o . В результате находим, что если на ось быстро вращающегося гироскопа подействует сила, то ось начнет отклоняться не в сторону действия силы, а по направлению, которое имеет вектор M_o момента этой силы относительно неподвижной точки O гироскопа, т. е. перпендикулярно силе.

Из равенства $v_g = M_o$ следует еще один важный результат. Когда действие силы прекращается, то M_o , а, следовательно, и v_g обращаются в нули и ось гироскопа останавливается. Таким образом, гироскоп не сохраняет движения, сообщенного ему силой. Если действие силы является кратковременным (толчок), то ось гироскопа практически почти не изменяет своего направления. В этом проявляется свойство устойчивости оси быстро вращающегося гироскопа.

Регулярная прецессия тяжелого гироскопа. Рассмотрим гироскоп, у которого неподвижная точка O не совпадает с центром тяжести C . Тогда на ось гироскопа будет все время действовать сила P , которая будет отклонять ось Oz гироскопа не в сторону увеличения угла α , а по направлению M_o (P), т. е. по направлению, перпендикулярному к плоскости Ozz_1 . В результате ось гироскопа начнет вращаться вокруг вертикальной оси Oz_1 , описывая коническую поверхность. Такое движение оси гироскопа называется прецессией (рис. 9.5).

Найдем угловую скорость прецессии ω_2 . Вводя обозначение $OC = a$, получим, что $M_o = P a \sin \alpha$.

С другой стороны, $v_g = \omega_2 BD = \omega_2 OB \sin \alpha = \omega_2 K_o \sin \alpha$.

Так как $K_o = J_z \omega_1$, то $v_g = J_z \omega_1 \omega_2 \sin \alpha$ и $v_g = M_o = P a \sin \alpha$, то

$$\omega_2 = \frac{P a}{J_z \omega_1}.$$

Так как величина ω_1 велика, то угловая скорость прецессии будет величиной малой. С уменьшением ω_1 величина ω_2 увеличивается, что видно на примере детского волчка.

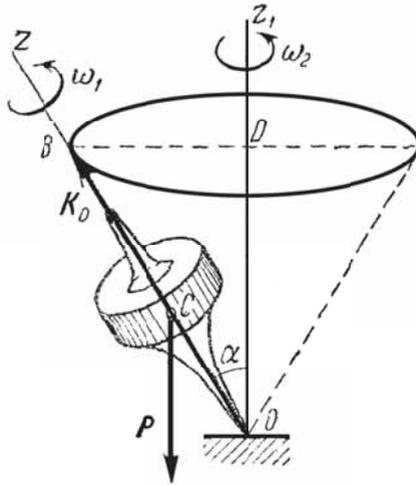


Рис. 9.5. Регулярная прецессия тяжелого гироскопа

Аналогичную прецессию совершает земная ось, так как вследствие отклонения формы Земли от правильной шарообразной и наклона ее оси равнодействующие сил притяжений Солнца и Луны не проходят через центр масс Земли и создают относительно этого центра некоторые моменты сил. Период прецессии земной оси (время одного оборота) равняется приблизительно 26 000 лет.

Гирокотический эффект. Рассмотрим быстро вращающийся гироскоп, укрепленный с помощью подшипников A и A' в кольце, которое в свою очередь может вращаться с некоторой угловой скоростью ω_2 ($\omega_2 \ll \omega_1$) вокруг оси DD' [9.4].

Так как ось гироскопа совершает при этом прецессию, то точка B (конец вектора K_0), как и в предыдущем случае, будет иметь скорость $v_0 = J_z \omega_1 \omega_2 \sin \alpha$. На ось действует момент, численно равный $M_0 = v_0 = J_z \omega_1 \omega_2 \sin \alpha$.

Этот момент создают силы Q и Q' , с которыми подшипники A и A' давят на ось. Так как центр масс гироскопа неподвижен, то по теореме о движении центра масс геометрическая сумма сил Q и Q' должна быть равна нулю, а момент M_0 должен быть направлен так же, как скорость v_0 .

Одновременно ось гироскопа будет давить на подшипники A и A' с силами N и N' , равными по модулю и противоположными по направлению силам Q и Q' . Схема действия гирокотического эффекта приведена на рис. 9.6.

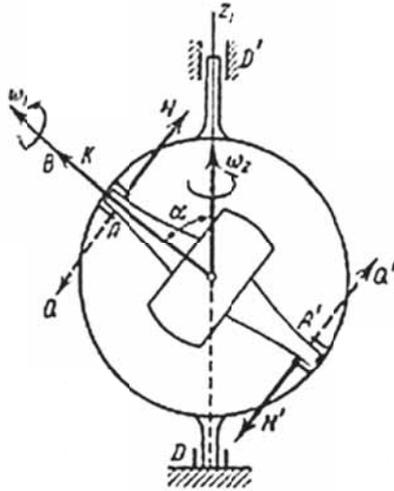


Рис. 9.6. Схема действия гироскопического эффекта

Пара сил (N и N') называется гироскопической парой, а ее момент – гироскопическим моментом. Так как по модулю $M_{\text{гир.}} = Mo$, то $M_{\text{гир.}} = J_z \omega_1 \omega_2 \sin \alpha$.

Отсюда получаем следующее правило Н. Е. Жуковского: если быстро вращающемуся гироскопу сообщить вынужденное прецессионное движение, то на подшипники, в которых закреплена ось гироскопа, будет действовать пара сил с моментом $M_{\text{гир.}}$, стремящаяся кратчайшим путем установить ось собственного вращения параллельно оси прецессии так, чтобы направления векторов ω_1 и ω_2 при этом совпали.

Кроме давления на подшипники, гироскопический эффект может вызвать движение того тела, с которым скреплены эти подшипники, если только это движение допускается наложенными связями. Через подшипники гироскопические давления передаются корпусу ракеты, самолета или судна.

Применение гироскопа. В навигационных и стабилизирующих приборах гироскоп используется как основа опорной системы отсчета, т. е. как элемент, по которому система управления определяет угловую ориентацию летательного аппарата. При этом используется свойство гироскопа сохранять неизменным направление оси вращения.

Это общепризнанное «свойство» является, однако, условным. Мы уже знаем, что под действием внешнего момента гироскоп совершает прецессионное движение и не сохраняет неизменным направление главной оси вращения.

На гироскоп, установленный в кардановом подвесе, действуют моменты сил трения, возникающие в подшипниках подвеса. Эти моменты появляются вследствие вращения самого ротора гироскопа, а также в результате поворота внешних колец гироскопа относительно ротора при колебательном движении летательного аппарата.

По истечении более или менее продолжительного времени ось свободного гироскопа заметно отклоняется от первоначального направления. Даже при хорошо выполненных подшипниках подвеса недопустимое отклонение оси происходит всего за несколько минут свободной работы ротора. Поэтому ясно, что в процессе работы гироскопического прибора положение оси гироскопа должно непрерывно исправляться, должна вводиться коррекция гироскопа.

Гироскоп обладает большой инерционностью, и нужно длительное систематическое воздействие, например длительный вираж, чтобы авиагоризонт, снабженный гироскопом, дал заметную ошибку. Причем, чем больше кинетический момент гироскопа $\vec{H} = J\vec{\Omega}$, тем инерционней гироскоп, тем эффективней его действие.

Таким образом, гироскоп находит применение в приборах благодаря своей высокой инерционности, низкой частоте собственных колебаний и слабой подверженности воздействию случайных возмущающих сил. В отличие от магнитной стрелки гироскоп может быть использован в приборах как силовой элемент, приводящий в движение некоторые механизмы.

До сих пор свободно подвешенный гироскоп с тремя степенями свободы был представлен как основной элемент системы отсчета углов или, иначе говоря, как прибор для замера угловых отклонений летательного аппарата. Поскольку гироскоп сохраняет неизменным свое направление, а летательный аппарат под действием внешних сил получает угловые смещения, возникает угловое рассогласование, измерение которого дает основной сигнал, побуждающий автомат стабилизации к действию.

Для более совершенного регулирования в автомат стабилизации вводятся сигналы, связанные не только с угловыми отклонениями, но и с угловыми скоростями. В качестве прибора для измерения угловой скорости поворота летательного аппарата может использоваться опять же гироскоп, но не свободно подвешенный, а с двумя степенями свободы.

Гирогоризонт. Первый гироскопический прибор, носящий название «Горизонт», был предназначен для стабилизации ракеты «Фау-2» по углу тангажа. Этот же прибор задавал ракете и программу изменения угла тангажа. Сигналы от этого гироскопа воздействовали на управляющие органы.

Прецессионное движение безынерционно: прецессия начинается мгновенно по приложению момента внешних сил и также мгновенно прекращается, как только момент сил перестал действовать. Правило прецессии не учитывает нутационные колебания гироскопа, оно относится только к установившемуся движению гироскопа. При движении КА относительно Земли или по заданной программой траектории необходимо изменять положение оси гироскопа. Для этой цели применяются различные корректирующие устройства. Создавая определенный момент относительно осей карданного подвеса, эти устройства обеспечивают требуемое, положение осей. Для стабилизации трехосной ортогональной системы координат относительно инерционального пространства необходимо иметь два свободных гироскопа с осями вращения

роторов, расположенных под углом, близким к 90° , или три двухстепенных интегрирующих гироскопа.

Схематическое изображение гиросгоризонта и гировертиканта показано на рис. 9.7, рис. 9.8 [9.5].

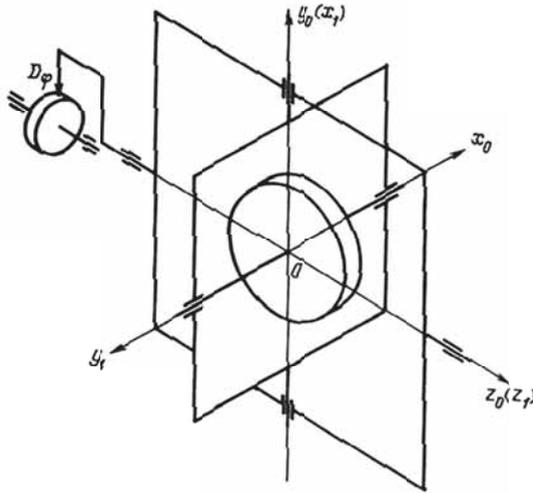


Рис. 9.7. Схема изображения гиросгоризонта

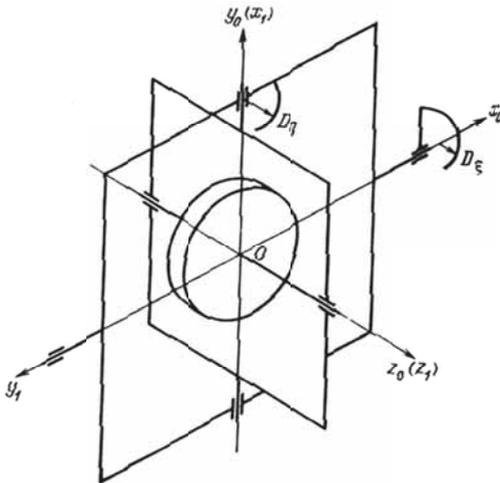


Рис. 9.8. Схема изображения гировертиканта

Каждый прибор состоит из гироскопа и двух рамок - внутренней и внешней. Оси гироскопов вращаются в подшипниках, закрепленных на внут-

ренных рамках. Оси внутренних рамок поворачиваются в подшипниках, закрепленных на внешних рамках. Подшипники осей внешних рамок связаны с корпусом летательного аппарата (ЛА) и в полете следуют за его поворотами.

На гиригоризонт возлагается задача по управлению положением продольной оси ЛА в плоскости прицеливания ox_0y_0 , т.е. движением относительно оси oz_0 . Угловое рассогласование между фактическим углом φ и программным углом $\varphi_{пр}$ оси ЛА относительно оси oz_0 определяется потенциометрическим датчиком D_φ , выполняющим в сочетании с внешней рамкой гиригоризонта роль чувствительного элемента системы управления, и передается в виде электрического сигнала u_φ в последующие звенья системы управления для ликвидации возникшего рассогласования. Кроме этого, с помощью дополнительного механизма, называемого программным и связанного через некоторое передаточное звено с потенциометрическим датчиком D_φ , задается требуемый наклон оси ЛА относительно оси oz_0 – так называемая программа угла тангажа. Это достигается за счет поворота корпуса датчика D_φ относительно корпуса ЛА по заданному закону в сторону, противоположную той, в какую должен разворачиваться ЛА в полете. Система управления будет воспринимать вызванное этим поворотом рассогласование как отклонение от заданного программного положения продольной оси ЛА, и поворачивать её в обратную сторону, стремясь устранить возникшее рассогласование.

В дальнейшем, говоря о соотношении между фактическим и программным положениями оси ЛА, мы будем иметь в виду равенство

$$\Delta\varphi = \varphi - \varphi_{пр}.$$

Устройства для задания программного разворота могут быть построены на различных принципах: от чисто механических (в виде профилированных кулачков) до электронно-импульсных, сопряженных с бортовыми цифровыми вычислительными машинами.

Гировертикант. Гировертикант выполняет задачу по контролю углов рыскания и крена. Для этой цели он снабжен двумя потенциометрическими датчиками D_ζ и D_η , расположенными соответственно вдоль осей Oy_1 и Ox_1 .

Угол рыскания определяется по отклонению движка датчика D_ζ , находящегося на оси вращения наружной рамки гировертиканта, а угол крена η – по отклонению движка датчика D_η , расположенного на оси вращения внутренней рамки гировертиканта.

Измеряемые углы преобразуются в электрические сигналы u_η , которые передаются в усилитель-преобразователь, где вырабатываются команды на отклонение органов управления. Эти команды поступают на рулевые машинки, которые и приводят в движение органы управления и тем самым создают необходимые для управления ЛА силы и моменты.

Гироскоп. Гироскоп или датчик угловой скорости служит для измерения угловой скорости КА от $0,001$ до 10 с^{-1} в инерциальном пространстве. Гироскоп представляет собой обычно гироскоп с двумя степенями свободы и жесткой отрицательной обратной связью, которая создает противодействующий момент, пропорциональный угловому отклонению

рамки от исходного положения. Для получения приемлемых переходных процессов применяются специальные демпферы. Если гироскоп помещается в поплавок, то демпфирование осуществляется жидкостью. Кинематическая схема гиротактометра приведена на рис. 9.9.

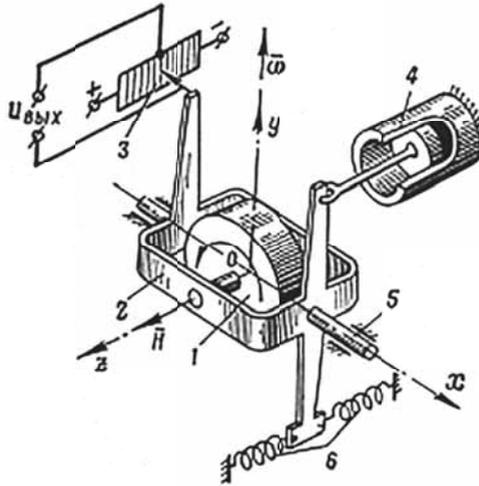


Рис. 9.9. Кинематическая схема гиротактометра:
 1 – ротор; 2 – рамка; 3 – датчик сигнала; 4 – демпфер;
 5 – цапфа выходной оси;
 6 – пружины; \vec{H} – кинетический момент гироскопа

Величина момента сухого трения $M_{тр.}$ определяет порог чувствительности гироскопа по отношению к измеряемой скорости. В поплавковых гироскопах момент $M_{тр.}$ пренебрежимо мал. Поэтому в установившемся режиме угол поворота рамки относительно её оси $\beta_{уст} = H\omega/K_{пр.}$, где $K_{пр.}$ – приведенная жесткость пружины.

Интегрирующий гироскоп. Интегрирующим гироскопом называется прибор, вырабатывающий интеграл от угловой скорости основания прибора. Для ликвидации момента сухого трения применяются поплавковые гироскопы, которые имеют скорость ухода $0,0005 \dots 0,0010^\circ/\text{ч}$.

Акселерометры. Акселерометры – приборы для измерения линейных и угловых ускорений. Линейный акселерометр является основным элементом автономных систем, основанных на измерении абсолютного ускорения, для определения пройденного пути и боковых отклонений движущегося КА. Угловой акселерометр используется в системе управления угловым движением КА, когда дополнительно требуется введение в управляющий сигнал величины, пропорциональной угловому ускорению. Акселерометры для КА должны измерять ускорения с точностью $0,01 \dots 0,001\%$.

Гироинтеграторы. Гироинтеграторами называются приборы для определения линейной скорости объекта. Метод определения линейной ско-

рости заключается в интегрировании линейного ускорения места установки прибора с помощью гироскопа. Гироскоп представляет собой гироскоп с тремя степенями свободы. Центр тяжести системы ротор – кожух смещен относительно оси подвеса кожуха на величину l_1 вдоль главной оси гироскопа. Центр тяжести системы ротор-кожух-наружная рамка лежит на оси подвеса наружной рамки. Прибор располагается таким образом, чтобы ось подвеса наружной рамки совпадала с направлением составляющей линейной скорости объекта, подлежащей измерению. При ускорении w_x на центр тяжести будет действовать сила инерции mw_x , которая на плече l_1 создает относительно оси подвеса кожуха момент:

$$M_m = m l_1 w_x \cos \beta_1,$$

где: β_1 – угол отклонения главной оси гироскопа от перпендикуляра к плоскости наружной рамки.

При рассмотрении только прецессионного движения без учета вредных моментов в осях подвеса момент силы инерции вызовет прецессионное движение относительно оси наружной рамки со скоростью $m l_1 w_x / H$.

9.3.4. Гиросtabilизированная платформа

Приборы и блоки, размещенные в приборном отсеке ракеты, представляют собой бортовую часть системы управления.

Основное влияние на точность работы системы управления оказывают характеристики измерительных приборов и вычислительных устройств.

Принципиальная схема трехосной гиросtabilизированной платформы в кардановом подвесе приведена на рис. 9.10 [9.6].

На платформе размещаются гироблоки, измерители кажущегося ускорения (акселерометры и гироскопы), датчики горизонта, прицельные и другие устройства. В качестве прицельных устройств могут быть использованы оптические блоки с гироскопом, датчики угловой скорости, многогранные призмы, малогабаритные автоколлиматоры.

На осях рам карданового подвеса размещают двигатели стабилизации и датчики углов поворота платформы.

Гиросtabilизированная платформа охватывается трехканальной системой стабилизации пространственного положения. Каждый контур стабилизации состоит из гироблока, усилителя с корректирующим звеном и исполнительного устройства (двигателя стабилизации). Гироблок состоит из гироскопа с гироскопом, устройства подвеса и центрирования положения гироскопа, датчика угла прецессии, датчика момента и токоподводов.

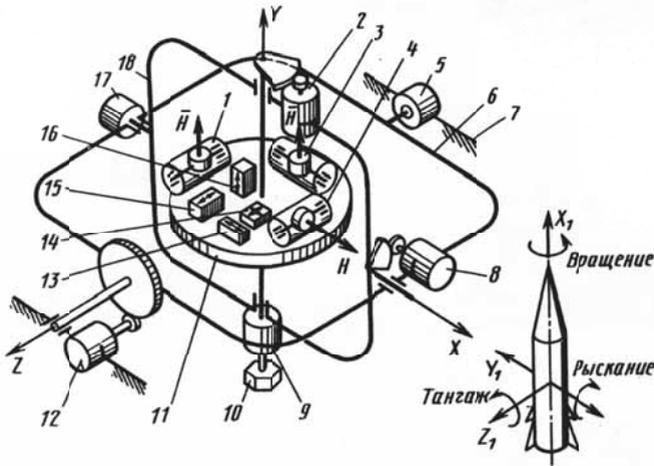


Рис. 9.10. Принципиальная схема трехосной гиросtabilизированной платформы в кардановом подвесе:

- 1 – гироблок рысканья; 2 – стабилизирующий двигатель оси вращения;
- 3 – гироблок тангажа; 4 – гироблок вращения;
- 5 – датчик угла поворота ГСП относительно оси тангажа;
- 6 – наружная рама карданового подвеса ГСП; 7 – корпус;
- 8 – стабилизирующий двигатель оси рысканья;
- 9 – датчик угла поворота относительно оси вращения;
- 10 – многогранная призма оси рысканья; 11 – стабилизируемая платформа;
- 12 – стабилизирующий двигатель оси тангажа; 13 – акселерометр оси X;
- 14 – двухкоординатный датчик горизонта; 15 – акселерометр оси Z;
- 16 – акселерометр оси Y;
- 17 – датчик угла поворота ГСП относительно оси рысканья;
- 18 – внутренняя рама карданового подвеса

Работу элементов ГСП рассмотрим для простоты на примере стабилизации одноосной гиросплатформы (рис. 9.11).

На платформе 1 с осью подвеса X установлен гироскоп 2 с осью прецессии η . Вектор кинетического момента H перпендикулярен оси прецессии. Возмущающие моменты, действующие на ГСП вокруг оси X , вызывают прецессию гироскопа. Сигнал, пропорциональный величине угла прецессии, снимается с датчика 3, усиливается в блоке 4 и передается на двигатель 5, который связан с осью стабилизации через редуктор.

При этом создается момент, уравновешивающий момент на оси X . Подобным образом производится стабилизация трехосной гиросплатформы. Стабилизация гиросплатформы обеспечивает и стабилизацию осей чувствительности измерителей.

Начальное положение гиросплатформы задается относительно стартовой системы координат. Горизонтирование производится по сигналам от датчиков. В качестве датчиков используются маятники, пузырьковые уровни, индикаторы скорости или акселерометры.

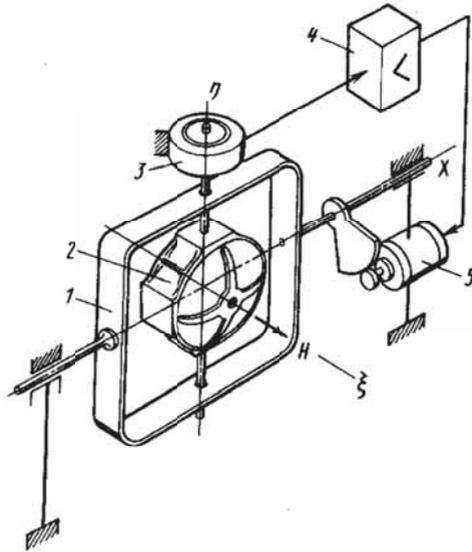


Рис. 9.11. Принципиальная схема стабилизации одноосной гироскопической платформы:
 1 – гироскопическая платформа; 2 – гироскоп; 3 – датчик угла прецессии; 4 – усилитель;
 5 – стабилизирующий двигатель с редуктором; η – ось прецессии

Сигналы рассогласования от этих датчиков поступают в усилители корректирующих контуров и затем на датчики моментов гироскопов рысканья и тангажа. Гироскопы этих блоков начинают прецессировать. Сигналы, пропорциональные углам прецессии, усиливаются и поступают на стабилизирующие двигатели по осям рысканья и тангажа. Точность установки горизонтирования обеспечивает установку платформы в плоскость местного горизонта до нескольких угловых секунд.

Гиросtabilизирующая платформа в карданном подвесе, выполненном в виде двух рам с ортогональными осями, имеет три степени свободы. Внешняя ось подвеса обычно является осью тангажа z , ось x – промежуточная ось, внутренняя ось подвеса платформы – ось вращения y .

Все датчики, работающие по принципу маятника, измеряют величину проекции ускорения свободного падения на ось чувствительности датчика. Необходимость горизонтирования платформы через гироскопы, а непосредственно через двигатель стабилизации связана с тем, что уровень возмущающих моментов (например, момента трения) относительно оси прецессии гироскопа, в десятки тысяч раз меньше, чем относительно оси стабилизации.

Азимутальная выставка заключается в ориентировании гироскопической платформы и соответственно осей чувствительности измерителей относительно базового направления. Базовое направление задается различными способами в зависимости от схемы прицеливания.

В случае прицеливания наземными средствами базовое направление фиксируется контрольным элементом в виде оптической призмы, закрепленной в пусковой установке, и автоколлиматором.

Азимут базового направления определяется наземным автоматическим гирокомпасом. Для привязки к оптической оси коллиматора на платформе по оси вращения располагается многогранная призма, а сама привязка производится по сигналам рассогласования автоколлиматора, которые через усилитель поступают на датчик момента гироблока, осуществляющего стабилизацию относительно оси вращения. Разворот производится до тех пор, пока сигнал рассогласования автоколлиматора не станет равным нулю. Это соответствует ортогональному положению грани призмы оси автоколлиматора.

В случае бортового прицеливания азимутальная ориентация производится автономно с помощью гирокомпаса, роль которого может выполнять гироскопический датчик угловой скорости, устанавливаемый непосредственно на гиостабилизированную платформу.

В гиостабилизированных платформах систем управления современных ракет с целью снижения некомпенсируемых уходов используются гироскопы с поплавковым подвесом и газодинамическим подвесом ротора. Такое устройство обеспечивает скорость уходов гироскопов тысячной доли угловых минут за минуту.

Прогрессивным техническим направлением построения комплексов командных приборов бортовых систем управления ракет является применение сферических поплавковых гиролатформ. Это конструктивное решение обеспечивает высокую жесткость конструкции, стабильные температурные условия работы и имеют в несколько раз меньшие инструментальные ошибки.

9.3.5. Цифровой вычислительный комплекс системы управления ракеты

Цифровой вычислительный комплекс системы управления ракетой включает наземную и бортовую часть.

Наземные ЦВМ предназначены для выполнения таких узкоспециализированных задач, как обеспечение непрерывной работы комплекса командных приборов, контроль исправности аппаратуры системы управления в процессе боевого дежурства, обеспечение работы автоматического гироскопа и др.

БЦВМ решают широкий класс задач расчета полетных заданий, стабилизации полета и наведения ракет, контроля и обнаружения неисправностей аппаратуры, обработки сигналов от комплекса командных приборов, управления автоматикой головной части и др.

В отличие от ЦВМ общего назначения в БЦВМ предъявляются требования по обеспечению их работы в условиях повышения линейных и вибрационных нагрузок, ограничения по весу и объему, действия поражающих факторов ядерного взрыва.

Быстродействие БЦВМ составляет 0,5...1 млн. операций в секунду и более, емкость запоминающих устройств до 256 тыс. и 48-и разрядных слов. Обеспечивается высокая вероятность сохранения работоспособности в условиях ионизирующих излучений ядерного взрыва.

9.3.6. Основные характеристики системы управления ракеты «Минитмен-3»

Ракета "Минитмен-3" оснащена автономной инерциальной системой управления (СУ). Аппаратура СУ выполнена в виде отдельных функциональных блоков, основная часть аппаратуры размещена в герметичном приборном отсеке (ГПО) между двигательной установкой ступени разведения и боевым отсеком ГЧ [9.7].

Схема компоновки приборного отсека ракеты «Минитмен-3» со сферической гиросферой приведена на рис. 9.12 [9.6].

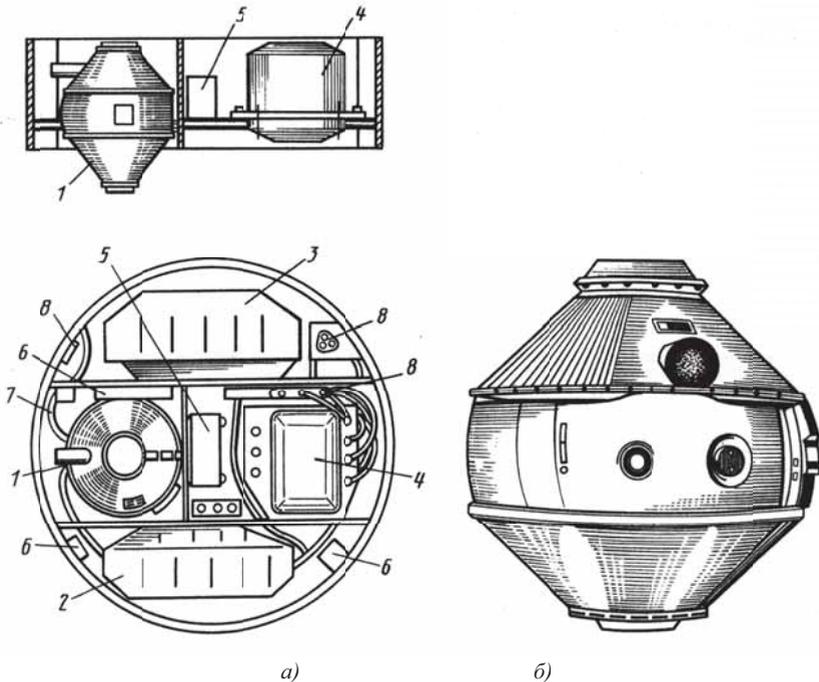


Рис. 9.12. Схема компоновки приборного отсека ракеты «Минитмен-3» со сферической гиросферой:
а) приборный отсек ракеты; б) внешний вид гиросtabilизированной платформы;
 1 – ГСП; 2 – блок электроники ГСП; 3 – БЦВМ;
 4 – блок усилителей приводов рулевых органов; 5 – батарея электропитания;
 6 – датчики факторов внешней среды;
 7 – трубопроводы системы охлаждения; 8 – кабельные жгуты и разъемы

В ГПО размещены гиросtabilизированная платформа с блоком автономной азимутальной выставки, блок электроники ГСП, бортовая цифровая вычислительная машина, блок усилителей приводов рулевых органов, батарея электропитания, кабельный жгут приборного отсека; трубопроводы системы охлаждения.

На маршевых ступенях и ступени разведения размещены аппаратура включения пиротехнических устройств, батарея электропитания (на первой ступени), электронные блоки приводов управления двигательными устройствами, бортовая кабельная сеть ступеней.

ГСП установлена в ГПО на амортизаторах. Внутренняя полость отсека заполнена смесью азота и гелия. Внешняя ось карданова подвеса – ось вращения, промежуточная ось – ось рысканья, внутренняя ось – ось тангажа. Рамы карданова подвеса – полые бериллиевые кольца диаметром 42 и 39 см, толщиной 2 см и шириной 7 см. На осях расположены безредукторные двигатели стабилизации и цифровые датчики угла с дискретностью 1,1'. Платформа выполнена в виде параллелепипеда из бериллия с полостями для приводов и электронных блоков.

На платформе установлены два гироблока, три гиоринтегратора, блок выставки с гироскопом, вентилятор и электронные блоки предварительной обработки сигналов чувствительных элементов.

Поддержание заданных рабочих температурных режимов инерциальных приборов производится с помощью контуров, включающих терморезисторы, усилители и электрообогреватели.

С помощью вентилятора на платформе обеспечивается циркуляция газа внутри ГСП и через теплообменник на корпусе ГСП производится отвод тепла жидкостью внешнего контура.

Во время боевого дежурства осуществляется подача жидкого хладагента (раствора бихромата натрия) внешним контуром из наземной аппаратуры через отрывной разъем ракеты по трубопроводам к ГСП, блоку электроники и БЦВМ. Внутри приборного отсека поддерживается температура около 20 °С.

Гироблок. Гироблок выполнен на базе свободного трехстепенного гироскопа с газодинамической опорой ротора. Содержит два емкостных мостовых датчика угла и индукционный датчик момента. Внутренняя полость заполнена водородом. Гиромотор питается трехфазным током частотой 400 Гц, напряжением 5 В. Масса гироблока 2,26 кг, масса ротора 0,31 кг. Угловая скорость вращения ротора 9500 об/мин. Давление газа внутри корпуса 140 кПа. Номинальная потребляемая мощность 13 Вт. Диаметр гироблока 140 мм.

Гироскопический интегратор линейных ускорений. Гироскопический интегратор линейных ускорений является трехосным гироскопическим поплавковым прибором. Осевое и радиальное центрирование гироскопа осуществляется с помощью двух многополюсных магнитов, один из которых служит и для съема сигнала об угловом положении поплавка. На выходной оси установлен блок контактных колец для передачи электропитания, датчик момента и дискретный датчик угла. Прибор имеет систему термостатива-

ния. Точность термостатирования 1°C . Масса гириноинтегратора 0,82 кг, диаметр 76 мм, длина 101,6 мм, диаметр ротора 40 мм. Максимальное измеряемое ускорение 30 g. Рабочая температура поплавоквого гирузла $51,6^{+10}\text{C}$.

Гирокомпасный блок. Гирокомпасный блок состоит из гирокомпаса и блока выставки. Гирокомпас представляет собой двухступенный гироблок с поплавоквым подвесом гирузла и магнитным центрированием, газодинамическим подвесом ротора и со следящей рамкой, соосной с осью прецессии. Имеется система терморегулирования, включающая датчик температуры, усилитель и обогреватель. На оси прецессии установлены датчик угла и датчик момента. На внешней оси установлены электронно-оптический датчик углового положения следящей рамки относительно платформы и датчик момента. Разрешающая способность этого датчика угла $0,5...1''$.

Блок выставки. Блок выставки представляет собой параллелепипед, расположенный на внешней оси гирокомпаса. Одна боковая поверхность блока является зеркалом, нормаль к которому параллельна оси тангажа ГСП. На блоке установлено два датчика горизонта, нормали которых перпендикулярны к нормали зеркала. Масса гирокомпасного блока около 2 кг. Масса гирокомпаса 1,6 кг, диаметр 80 мм, высота 115 мм. Скорость вращения ротора 24000 об/мин. Чувствительность датчика угла 20 мВ/мкрад. Рабочая температура 82°C . Потребляемая мощность 6 Вт.

Датчик горизонта. Датчик горизонта представляет пузырьковый двухкоординатный уровень с электролитической жидкостью и двумя парами ортогональных платиновых электродов, включенных в мостовую измерительную схему. Один датчик служит для выставки ГСП в горизонт. Второй датчик используется при калибровке ГСП. Оси чувствительности датчиков ортогональны нормали к зеркалу. Масса датчика 28 г, диаметр 25,4 мм, высота 12,7 мм, погрешность измерения угла наклона $1''$.

Блок электроники ГСП. Блок электроники ГСП включает усилители-преобразователи каналов стабилизации и выставки ГСП, контуров управления и сигнальных цепей гироблоков, гириноинтеграторов и гирокомпасного блока, а также включает вторичные источники питания ГСП, в том числе источники питания привода дискового ЗУ.

Бортовая цифровая вычислительная машина. БЦВМ представляет универсальную ЦВМ последовательного действия. В стенках корпуса имеются каналы для прохождения охлаждающей жидкости. БЦВМ включает вычислительное и запоминающее устройство, устройство ввода-вывода и блок вторичных источников питания. Запоминающее устройство выполнено на базе вращающегося диска с двусторонним магнитным покрытием, синхронным приводом и газодинамическими подшипниками. ЗУ с произвольным доступом. Диаметр диска 102 мм, толщина 810 мкм, скорость вращения диска 6000 об/мин.

В качестве элементной базы в БЦВМ применены маломощные кремневые интегральные схемы. Вычислительное устройство выполнено на интегральных микросхемах серии RSH-5410 с алюминиевой металлизацией выводов. Типовой размер дискретного элемента $1,5 \times 2$ мм, число схем в элементе 30, мощность на вентиль 1025 мВт, среднее время задержки 100 нс. Число

примененных электрорадиоэлементов около 7000 шт. Характеристики БЦВМ приведены в табл. 8.

БЦВМ выполняет следующие функции:

- вычисление скорости;
- вычисление координат;
- расчет траектории;
- компенсация погрешностей приборов;
- расчет команд управления вектором тяги;
- расчет команд управления ориентацией ГЧ;
- расчет команд взведения и включения пиротехники (разделение ступеней, запуск РДТТ и ДУ РГЧ, отсечка тяги, отделение ББ или ГЧ);
- проведение самопроверок аппаратуры.

Т а б л и ц а 9.1

Характеристики БЦВМ

Наименование	Значение	Наименование	Значение
Масса, кг	19	Время выполнения операций, мкс:	
Объем, л	17,1	сложения	78
Потребляемая мощность, Вт	402	умножения	1014
Разрядность, бит	24	деления	2018
Емкость оперативного ЗУ, слов	569	Тактовая частота, кГц	354,6
Емкость дискового ЗУ, слов	13568		

9.4. Основные направления совершенствования приборов инерциальных систем управления ракет

Совершенствование приборов инерциальных систем управления ракетой ведется по следующим направлениям: разработка новых типов чувствительных элементов и совершенствование схем построения ККП [9.7].

Карданные и бескарданные ГСП. Для комплексов гироскопических командных приборов достигнута высокая степень конструктивного совершенства гироскопических платформ с кардановым подвесом. Однако инструментальная погрешность гироскопических платформ с кардановым подвесом составляет не менее 200...250 м., диапазон углов переприцеливания без разворота платформы – 15...20°.

Повышения точности ККП и получения дополнительных качеств можно достичь за счет развязки платформы от основания и создания стабильного теплового режима приборов.

Улучшенными свойствами по сравнению гироскопических платформ с кардановым подвесом обладает сферическая поплавковая бескарданная гироскопическая платформа (СПГ).

Жидкость в данном случае используется не только для взвешивания гироскопической платформы, но и для ее центрирования, отвода тепла и как рабочее тело

системы стабилизации. Инструментальная погрешность составляет не более 100...150 м. Применение СПГ позволяет обеспечить повышенные характеристики по готовности, стойкости к воздействиям, температурной стабильности и т.п.

СПГ открывают широкие возможности применения на вращающихся ракетах, планирующих и маневрирующих блоках. Вместе с тем необходимо отметить технологическую сложность изготовления СПГ, высокую стоимость прибора, длительность режима задействования при постановке на боевое дежурство, невозможность пуска ракеты из незадействованного состояния СПГ, большое энергопотребление в полете (1...2 кВт), отсутствие контроля азимутального положения сферы при эксплуатации, повышенные требования к надежности встроенной внутренней электроники.

Дальнейшие работы по СПГ направлены на улучшение ее следующих характеристик:

- использование малогабаритных чувствительных элементов;
- устранение возмущающего момента сухого трения, путем перехода к бесконтактной системе;
- построение обращенной схемы подвеса платформы, в которой моменты стабилизации и центрирования сферы осуществляются элементами, размещаемыми на корпусе прибора.

По мнению американских специалистов, ожидается снижение габаритно-массовых характеристик СПГ до 30 % и уменьшение энергопотребления в два раза.

Инерциальные приборы нового типа. Разработки инерциальных приборов нового типа получили в США активное развитие. Многие из приборов уже нашли практическое применение в ККП систем управления самолетов, крылатых ракет, баллистических ракет морского базирования и разрабатываемых управляемых блоков. Это, в частности, динамически настраиваемые и лазерные гироскопы, маятниковые и струнные акселерометры.

Динамически настраиваемые гироскопы. Динамически настраиваемые гироскопы (ДНГ) строятся на основе роторных вибрационных гироскопов. Практическое воплощение получили двух- и трехстепенные ДНГ в качестве двухкомпонентных датчиков абсолютной угловой скорости. Ротор трехстепенного ДНГ приводится во вращение двигателем, с валом которого он связан посредством внутреннего карданно-торсионного подвеса. В двухстепенном приборе промежуточное карданное кольцо отсутствует. Режим датчика угловой скорости обеспечивается соответствующим выбором параметров скорости собственного вращения, моментов инерции ротора и кольца, жесткости торсионов. Достигнутый уровень характеристик ДНГ:

- скорость ухода 0,01 °/мин при линейной перегрузке 50 ед.;
- скорость ухода 0,2 °/мин при кратковременной перегрузке 600 ед.;
- диапазон измеряемой угловой скорости до 1000 °/с;
- масса 200 г.

Работы по совершенствованию характеристик состоят в повышении стабильности параметров упругого подвеса, улучшении конструктивных схем прибора и его элементов, снижении уровня вибровозмущений путем применения газо- или гидродинамической опоры ротора, создании прецизионных датчиков съема информации.

Лазерные гироскопы. Положительными качествами лазерных гироскопов являются малое время готовности и нечувствительность к ускорениям основания. Однако гироскопы данного типа более громоздкие и дороже по сравнению с ДНГ при одинаковой точности. Несмотря на это, СУ с лазерными гироскопами предлагались в качестве альтернативных вариантов для ракет и головных блоков. В частности, для работы в системах управления, ориентации, стабилизации, инерциальной навигации подвижных объектов.

Характеристики одного из вариантов трехосного лазерного гироскопа представлены в табл. 9.

Т а б л и ц а 9.2

Характеристики трехосного лазерного гироскопа

Наименование характеристики	Значение
Диапазон измеряемых углов, град.	неограниченный
Диапазон рабочих угловых скоростей, град./сек	± 300
Среднеквадратическая случайная ошибка, град./час	не более 0,005
Систематическая ошибка, град./ час	не более 1
Рабочий температурный диапазон, °С	- 40 ... + 60
Вес, кг	5
Потребляемая мощность, Вт	не более 20
Допустимая перегрузка, ед	до 400
Время готовности к работе, с	2...5
Дрейф нуля, '/мин	0,01...0,05

Блок не требует предварительной калибровки и терморегулирования перед стартом.

Указанный гироскоп включает в себя три кольцевых лазера, объединенных в единую моноблочную конструкцию. Моноблок обеспечивает высокую прочность и жесткость чувствительного элемента.

Струнные акселерометры. Струнные акселерометры нашли применение в ККП СУ ракет и управляемых блоков в качестве измерителей линейных ускорений. К числу преимуществ струнных акселерометров (СА) относятся высокие стабильность положения оси чувствительности и точность измерения при сравнительно малых массе и энергопотреблении. Однако СА имеют нелинейную выходную характеристику, что затрудняет их калибровку. Струнным акселерометрам присуща вибрационная погрешность. Характеристики современных маятниковых и струнных акселерометров США примерно одинаковы.

Чувствительные элементы на новых физических принципах. Чувствительные элементы на новых физических принципах подразделяются на электромеханические и твердотельные элементы. К электромеханическим чув-

ствительным элементам относятся "кубик Моррисона" и электростатические гироскопы.

"Кубик Моррисона". "Кубик Моррисона" – это один из вариантов бес-
платформенного ККП. Он предназначен для одновременного измерения од-
ним прибором компонентов линейного и углового ускорений. Конструктивно
"Кубик Моррисона" представляет куб, взвешенный в демпфирующей жидко-
сти внутри кубического корпуса. Центрирование куба обеспечивает система,
состоящая из 18 дифференциальных датчиков положения емкостного типа и
18 исполнительных магнитоэлектрических датчиков. Съём информации осу-
ществляется магнитными датчиками силы и роторными датчиками углового
положения. Ожидаемые технические характеристики прибора:

- масса 3 кг;
- перегрузочная способность до 150 ед.;
- погрешность, эквивалентная уходу, 0,1 '/мин;
- погрешность измерения линейного ускорения 0,025 %.

Для получения этих характеристик требуется поддерживать рабочую
температуру со стабильностью 0,03 °С.

Электростатические гироскопы. Ротор шаровой формы электроста-
тического гироскопа подвешивается в электростатическом поле. Один из
электростатических гироскопов (ЭСГ), разработанный для навигационной
системы, имеет полый ротор диаметром 10 мм и массой 1 г. Информация об
угловом положении считывается с помощью фотоэлектрической системы.
Прибор выполнен заодно с высоковольтной электроникой. Инерциальная си-
стема с ЦВМ и инерциальным измерительным блоком может быть массой
4...5 кг. Особенностью ЭСГ является зависимость скорости собственного
ухода от перегрузки основания.

Широкий класс твердотельных чувствительных элементов (ЧЭ) вклю-
чает резонаторные приборы, использующие свойства различных видов коле-
баний в твердом теле (волновой твердотельный гироскоп, акустоэлектронные
и пьезорезонаторные на поверхностно акустических волнах (ПАВ) акселеро-
метры), квантово-электронные приборы (лазерные и волоконно-оптические
ЧЭ, в том числе интегрально-оптические и цельноволоконные).

Акустоэлектронные приборы. Акустоэлектронные приборы просты
по конструкции.

На базе таких приборов могут быть созданы чувствительные элемен-
ты типа акселерометров. Эффект акустоэлектронного резонаторного акселе-
рометра состоит в изменении частоты поверхностно акустических волн
(ПАВ) в консольно закрепленном стержне из пьезокварца или пьезорезо-
нансного материала под действием ускорения.

Основная проблема создания акустоэлектронных ЧЭ заключается в
обеспечении стабильных температурных условий работы, повышении кру-
тизны характеристики и поиске путей отстройки от различного рода сопут-
ствующих шумов и помех. С этой целью предложены двух - и четырехстерж-
невые резонаторные ЧЭ с балансными схемами выделения полезного сигнала.

ла. Акустоэлектронные акселерометры рассматривались в качестве альтернативных приборов в составе ККП СУ ракет "Миджитмен". На рис. 9.13 показана схема акселерометра на ПАВ.

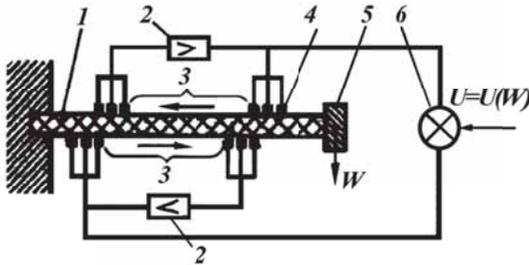


Рис. 9.13. Схема двухгенераторного акселерометра на поверхностно акустических волнах:

- 1 – пластина пьезокварца (пьезорезонатор); 2 – усилитель в цепи обратной связи;
3 – линия задержки на ПАВ; 4 – генераторные элементы; 5 – сосредоточенная масса;
6 – полезный сигнал

Оптические гироскопы. Группу квантово-электронных или оптических приборов представляют лазерные и волоконно-оптические гироскопы (ВОГ). Принцип их действия основан на вихревом (вращательном) эффекте Саньяка, состоящем в появлении фазового сдвига между двумя встречно распространяющимися световыми лучами в замкнутом оптическом контуре при вращении последнего. При этом разность фаз встречных волн оказывается пропорциональной угловой скорости вращения.

Создание высокочувствительных ВОГ стало возможным с промышленным освоением одномодовых диэлектрических световодов с малым затуханием. Потенциальный уровень уходов ВОГ оценивается в пределах $(5...8) \cdot 10^{-4}$ /мин. Волоконно-оптические гироскопы сравнительно несложны по конструктивному устройству, имеют невысокую стоимость и ничтожное потребление энергии. Принципиальная схема волоконно-оптического гироскопа приведена на рис. 9.14.

У прибора широкий динамический диапазон измеряемых угловых скоростей. Он может работать в условиях больших механических перегрузок. ВОГ отличается принципиально высокой стойкостью к гамма-нейтронной радиации. При кажущейся простоте прибора, тем не менее, он чувствителен к очень малым внешним и внутренним возмущениям и не стабильностям (температурным градиентам, акустическим шумам и вибрациям, флуктуациям электрических и магнитных полей, оптическим нелинейным эффектам и т.п.).

Уменьшить влияние возмущающих факторов предполагается в последующем схемно-техническими методами и путем разработки высококачественных оптических элементов.

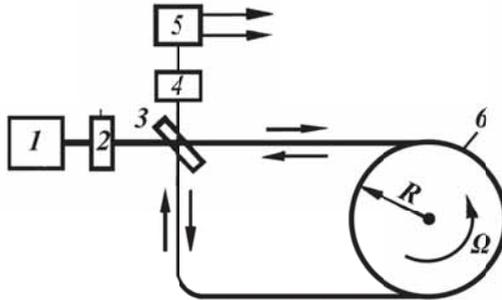


Рис. 9.14. Принципиальная схема волоконно-оптического гироскопа:
 1 – излучатель светового луча (лазерный диод, светодиод); 2 – поляризатор света;
 3 – светоделитель; 4 – фотодетектор (полупроводниковый фотодиод); 5 – электронное устройство обработки выходного сигнала; 6 – волоконный контур

Интерес к приборам на новых физических принципах, по-видимому, будет сохраняться длительное время, поскольку по ряду характеристик электромеханические гироскопы близки к пределу своих возможностей.

Основные направления совершенствования БЦВМ. Развитие цифровой техники для бортовых систем преследует цель создания малогабаритных высокопроизводительных БЦВМ.

Для управления полетом ракеты на активном участке достаточно быстродействия БЦВМ 0,5...1,0 млн. оп./с. Однако для повышения оперативности подготовки исходных данных на пуск вычислительными средствами ракеты, требования к быстродействию возрастают почти на порядок. Наибольшая же потребность в высоком и сверхвысоком быстродействии вычислительных средств возникает там, где необходимо производить обработку в реальном масштабе времени однородных потоков данных большого объема. Такая ситуация имеет место в корректируемых СУ управляемых средств поражения, а также в СУ с элементами искусственного интеллекта.

Проблема повышения быстродействия решается путем разработки многопроцессорных вычислительных систем, создания и освоения новой быстродействующей элементной базы.

Фирма "Хьюз" разработала малогабаритную 32-разрядную БЦВМ на основе сверхбольшой интегральной схемы для использования в СУ ракет и ИСЗ. БЦВМ представляет собой матрицу 32x32 процессорных элемента. Производительность первого созданного образца 600 млн. оп./с при тактовой частоте 10 МГц, масса 0,5 кг, потребляемая мощность процессорного элемента менее 1 Вт. БЦВМ с матрицей 128x128 процессорных элементов, быстродействие которой в 16 раз превышает образец, указанный выше.

Вследствие возрастания сложности машинных программ и роста стоимости труда все более дорогостоящим элементом вычислительных систем становится разработка математического обеспечения ЭВМ военного назначения.

Оптоэлектронные ЦВМ. Оптоэлектронные устройства устойчивы к воздействию электромагнитного импульса и ионизирующих излучений. Ожидается, что оптические вычислительные машины будут иметь быстрдействие в 100 раз большее, а потребляемую мощность во столько же раз меньшую, чем современные ЭВМ на кремниевых интегральных схемах. Скорость передачи данных в оптических системах будет в 10^4 раз выше, чем в электронных, а затухание сигнала ниже в 100 раз. Созданный в 1987 г. образец оптико-электронной вычислительной машины на основе пространственно-временных модуляторов света по программе стратегической оборонной инициативы имел быстрдействие 10^9 оп./с.

Необходимо отметить, что оптические и оптико-электронные вычислительные системы представляют интерес для решения широкого класса задач, в том числе для обработки изображений, получаемых в оптическом диапазоне волн. Основной функцией таких систем является фильтрация оптических изображений, выполняемая для повышения их качества и разрешающей способности. Она основывается на представлении изображений в виде совокупности двумерных сигналов, которые подвергаются спектральному и пространственно-частотному Фурье-анализу. Фильтры представляют как Фурье-голограммы или синтезируются методом цифровой голографии.

9.5. Системы управления ракет с элементами искусственного интеллекта

Как разум и рассудок функционируют на основе накопленного опыта и знаний, так и искусственный интеллект (ИИ) предполагает оперирование на логико-лингвистической базе количественных и системных данных. Система с ИИ, как и разумное существо, сможет целенаправленно моделировать поведенческую функцию в ситуациях присутствия неопределенности или недостаточности данных об окружающих условиях. Искусственный интеллект нужен там, где необходимо выносить суждение или заключение об истинном состоянии сложной системы, характеризуемой множеством, самых разнообразных свойств и параметров. Искусственный интеллект поможет более четко и определенно анализировать топологию образа, распознавать элементы и облик "нечеткого" объекта [9.7].

Применительно к баллистическим ракетам интерес представляют СУ с интеллектуально-экспертными и интеллектуально-расчетно-логическими функциями. Блок-схема построения вычислительных средств СУ с ИИ приведена на рис. 9.15.



Рис. 9.15. Блок-схема построения вычислительных средств СУ с ИИ

Выполнение этих функций возлагается на высокоразвитые вычислительные средства, способные работать с числовой и символьной информацией. Кроме того, СУ с ИИ должна включать систему из четырех групп датчиков:

- датчики параметров внешней среды и воздействий;
- датчики параметров движения (в случае баллистических ракет это ККП);
- датчики средств коррекции и контрольные датчики состояния агрегатов и систем ракеты.

В состав вычислительной машины входят блоки баз данных и знаний, реализуемые аппаратными средствами машины, и блоки когнитивной логики и принятия решений, реализуемые программно. База данных – это массивы числовой информации и прикладных программ их обработки. База знаний включает наборы описаний образов, характерных ситуаций и состояний, правила, критерии предметной идентификации и другую информацию. Через общее представление знаний о предмете (образе, ситуации) и на основании поступившей с датчиков информации посредством системы логических выводов блок когнитивной логики воссоздает текущий облик предмета. Под обликом предмета понимается, например, характеристики участка местности, конфигурации космических спутников или лазерных отражателей, функционального состояния аппаратуры объекта, состояния окружающей среды, уров-

ни воздействующих поражающих факторов. На основе воссозданной картины блок принятия решений оценивает текущую ситуацию и вырабатывает программу действий, направленных на обеспечение динамики полета объекта, адекватной условиям и позволяющей выполнить боевую задачу. Действия могут состоять в изменении режимов работы аппаратуры и агрегатов объекта, проведении дополнительного сеанса наблюдения или коррекции траектории движения, перестройке аппаратной или алгоритмической структуры, если такая возможность предусмотрена. Управляюще-преобразующий блок (вычислитель машины) организует работу ЦВМ, собирает, перерабатывает и переадресует поступающую информацию, исполняет роль интерфейса, выдает команды управления исполнительным устройствам.

По существу, СУ с элементами ИИ воплощают принципы адаптивных систем высокого уровня, в которых сложная, "разумно" организованная обратная связь с перестраиваемой структурой обработки информации обеспечивает наиболее адекватное приспособление к условиям полета.

9.6. Комбинированные системы управления

Необходимо отметить, что к элементной базе бортовой аппаратуры предъявляются очень жесткие требования по ресурсу непрерывной работы (до 100...150 тыс. ч), надежности (интенсивность отказов 10^{-9} ... 10^{-10} 1/ч), быстродействию, степени интеграции и микроминиатюризации, а также стойкости к широкому спектру поражающих воздействий. Одним из перспективных и многообещающих направлений на этом пути является разработка комбинированных СУ [9.7].

Комбинированные СУ являются разновидностью адаптивных отказоустойчивых систем, что достигается реализацией принципа структурной избыточности аппаратуры при неоднородном резервировании каналов управления. В целом комбинированные системы управления (КСУ) можно классифицировать как новое поколение систем с более развитыми структурно-алгоритмическими средствами защиты по сравнению с существующими СУ.

Основная идея построения комбинированных систем управления (КСУ) состоит в организации как минимум двух разнородных каналов управления ракетой: обычного цифрового канала на базе БЦВМ с традиционными средствами защиты и канала на базе устройств в основном из неэлектронных элементов и неэлектрических линий коммуникаций, обладающих повышенной стойкостью. Усилительно-преобразовательные и счетно-решающие блоки канала из неэлектронных устройств могут строиться на элементах микромеханики, микроэлектромеханики, струйной и оптико-струйной автоматики, на элементах памяти формы и др.

9.7. Принципы построения корректируемых систем управления ракет

Системы коррекции траектории полета ракеты применяются с целью уменьшения отклонений доставки полезного груза от точек прицеливания.

Корректировка траектории полета может осуществляться на участках работы маршевых ступеней ракеты, при движении ступени разведения и головных частей [9.6].

Впервые коррекция траектории полета на активном участке с помощью наземных радиотехнических систем применялась на немецких ракетах «ФАУ-2». Впоследствии подобная система коррекции применялась для отечественных межконтинентальных ракет, но только до тех пор, пока отклонения координат падения боеголовок от точек прицеливания не удовлетворяли практическим задачам.

Коррекция траектории полета современных межконтинентальных баллистических ракет на активном участке осуществляется с помощью космических радиотехнических навигационных систем и астросистем. Коррекция траектории управляемых боеголовок может быть осуществлена по информации о рельефе земной поверхности, получаемой с помощью радиотехнических устройств.

Коррекция с помощью космических радиотехнических навигационных систем. Использование для решения навигационной задачи в процессе полета ракеты спутниковой информации стало возможным в результате развертывания высокоточных космических навигационных систем ГЛОНАСС и GPS. Система ГЛОНАСС предназначена для непрерывного оперативного обеспечения высокоточной навигационной информацией и сигналами времени неограниченного числа потребителей, находящихся в любом районе Земли, в воздушном и околоземном космическом пространстве. В состав спутниковой радионавигационной системы (СРНС) входят три основные подсистемы [9.8] рис. 9.16:

- подсистема космических аппаратов, состоящая из навигационных искусственных спутников Земли – космический сегмент;
- наземный командно-измерительный комплекс (КИК) – сегмент управления;
- аппаратура потребителей (приёмоиндикаторы) – сегмент потребителей.

Основной операцией, выполняемой в СРНС с помощью этих сегментов, является определение пространственных координат местоположения потребителей и времени, т. е. пространственно-временных координат. Эту операцию осуществляют в соответствии с концепцией независимой навигации, предусматривающей вычисление искомых навигационных параметров непосредственно в аппаратуре потребителя. В рамках этой концепции в СРНС выбран позиционный способ определения местоположения потребителей на основе беззапросных (пассивных) дальномерных измерений по сигналам нескольких навигационных искусственных спутников Земли с известными координатами.

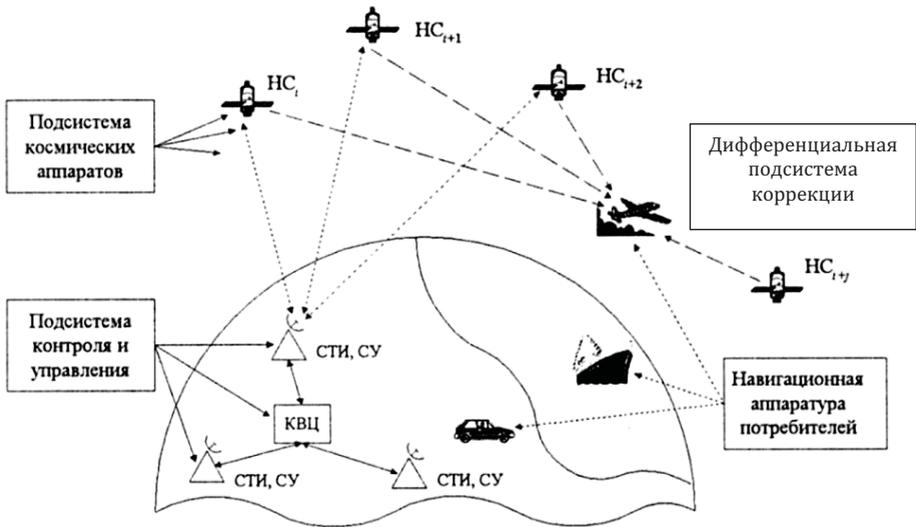


Рис. 9.16. Глобальная спутниковая радионавигационная система

Подсистема космических аппаратов. Подсистема космических аппаратов СРНС состоит из определенного числа навигационных спутников.

Основные функции навигационных спутников (НС) – формирование и излучение радиосигналов, необходимых для навигационных определений потребителей СРНС, контроля бортовых систем спутника подсистемой контроля и управления СРНС. С этой целью в состав аппаратуры НС обычно включают радиотехническое оборудование (передатчики навигационных сигналов и телеметрической информации, приемники данных и команд от КИК, антенны, блоки ориентации), ЭВМ, бортовой эталон времени и частоты, солнечные батареи и т. д. Бортовые эталоны времени и частоты обеспечивают практически синхронное излучение навигационных сигналов всеми спутниками, что необходимо для реализации режима пассивных дальномерных измерений в аппаратуре потребителей.

Навигационные сигналы спутников содержат дальномерные компоненты и компоненты служебных сообщений. Первые используют для определения в аппаратуре потребителей СРНС навигационных параметров (дальности, ее производных, пространственно-временных координат (ПВК) и т. д.), вторые – для передачи потребителям координат спутников, векторов их скоростей, времени и др. Основная часть служебных сообщений спутника подготовлена в наземном командно-измерительном комплексе и передана по радиолинии на борт спутника. И только небольшая их часть формируется непосредственно бортовой аппаратурой.

Дальномерные компоненты навигационных сигналов содержат две составляющие, отличающиеся обеспечиваемой ими точностью навигационных определений (стандартной и более высокой). В аппаратуре гражданских

потребителей обрабатывается сигнал стандартной точности. Для использования сигнала высокой точности требуется санкция военных органов.

Выбор состава и конфигурации орбитальной группировки НС может обеспечить заданную рабочую зону, возможность реализации различных методов навигационно-временных определений, непрерывность и точность, диапазон изменения параметров радиосигналов НС и т. д. Например, увеличение высоты полета НС современных средневысотных СРНС до примерно 20000 км позволяет принимать сигналы каждого НС на значительных территориях (приблизительно на половине поверхности Земли). И тогда несколько НС, расположенных на определенных орбитах, могут формировать сплошное, с точки зрения наземного и авиационного потребителя, радионавигационное поле (глобальную рабочую зону).

Космическая компонента системы включает в себя 18 или 24 навигационных КА, расположенных на круговых орбитах. Высота орбиты составляет около 20 тыс. км, период обращения – примерно 12 ч. Траектории КА находятся в трех орбитальных плоскостях, которые повернуты относительно друг друга на 120°. В каждой орбитальной плоскости равномерно через 45° или 60° располагаются 8 или 6 навигационных КА. На аппаратах установлена радиотехническая аппаратура, позволяющая создать непрерывное глобальное навигационное поле [9.8].

Передаваемые КА радиосигналы предназначены для измерения потребителями навигационных параметров, а также для передачи другой, необходимой для работы системы информации.

Передача радиосигналов производится в определенной последовательности, задаваемой так называемыми кадрами. Каждый кадр содержит высокоточную информацию в цифровой форме о прямоугольных гринвичских координатах и составляющих скорости данного аппарата, привязанную к определенным опорным моментам времени, данные о положении соседних космических аппаратов и другую информацию.

Кадры длительностью 10 секунд передаются всеми аппаратами одновременно. Данные о положении всех КА системы (альманах) полностью передаются каждым из них 9 или 12-ю кадрами.

Наземный командно-измерительный комплекс. Подсистема контроля и управления представляет собой комплекс наземных средств, которые обеспечивают наблюдение и контроль над траекториями движения НС, качеством функционирования их аппаратуры, управление режимами её работы и параметрами спутниковых радиосигналов, составом, объемом и дискретностью передаваемой со спутников навигационной информации, стабильностью бортовой шкалы времени и др.

Обычно КИК состоит из координационно-вычислительного центра, станций траекторных измерений и управления, системного (наземного) эталона времени и частоты.

Периодически при полете НС в зоне видимости станции траекторных измерений (СТИ), происходит наблюдение за спутником, что позволяет с помощью координационно-вычислительного центра (КВЦ) определять и про-

гнозировать координатную и другую необходимую информацию. Затем эти данные закладывают в память бортовой ЭВМ и передают потребителям в служебном сообщении в виде кадров соответствующего формата.

Схема коррекции траектории полета ступени разведения по информации от космической навигационной системы типа НАВСТАР приведена на рис. 9.17.

Синхронизация различных процессов в СРНС обеспечивается с помощью высокостабильного (атомного) системного эталона времени и частоты, который используется, в частности, в процессе юстировки бортовых эталонов времени и частоты навигационных спутников СРНС.

Навигационная аппаратура потребителей СРНС. Приёмоиндикаторы СРНС, состоящие из радиоприемника и вычислителя, предназначены для приема и обработки навигационных сигналов спутников с целью определения необходимой потребителям информации (пространственно-временных координат, направления и скорости, пространственной ориентации и т. п.).

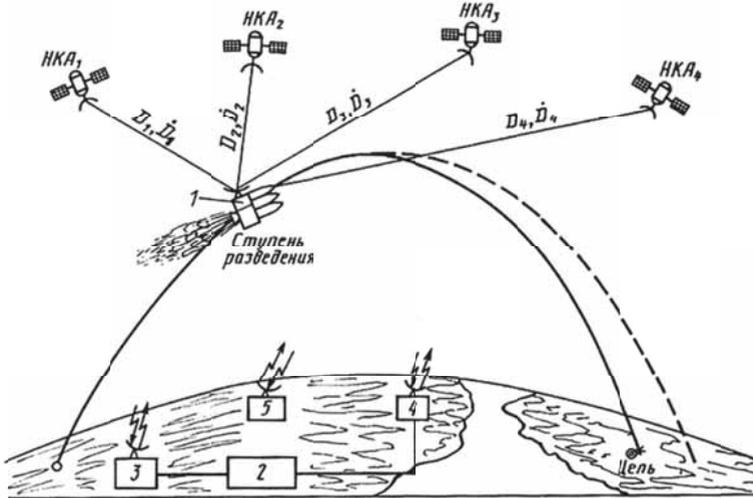


Рис. 9.17. Схема коррекции траектории полета ступени разведения по информации от космической навигационной системы типа НАВСТАР: НКА – навигационный

космический аппарат; D_i, \dot{D}_i – измеряемые дальности и радиальные скорости

($i=1, 2, 3, 4$); 1 – аппаратура спутниковой навигации потребителя;

2 – координационно-вычислительный центр;

3 – командно-измерительная станция; 4 – станция слежения;

5 – станция формирования и передачи служебной информации

Аппаратура спутниковой навигации потребителей включает в себя антенно-фидерное устройство, приемное устройство для усиления и фильтрации принятых сигналов, специализированную систему микро ЦВМ и другие служебные устройства.

Аппаратура потребителей решает задачи выбора рабочих КА, расчета данных для наведения антенны, проведения навигационных измерений (определения дальностей, скоростей и поправок времени), экстраполяции характеристик движения космических аппаратов на моменты определения навигационных параметров, определения координат и составляющих скорости потребителя.

Пространственное положение потребителя обычно определяется в приёмоиндикаторе в два этапа: сначала определяются текущие координаты спутников и первичные навигационные параметры (дальность, ее производные и др.) относительно соответствующих НС, а затем рассчитываются вторичные – географическая широта, долгота, высота потребителя и т. д.

Сравнение текущих координат потребителей с координатами выбранных навигационных точек (точек маршрута, реперов и т. п.) позволяет сформировать в ПИ сигналы для управления различными транспортными средствами. Вектор скорости потребителя вычисляют путем обработки результатов измерений доплеровских сдвигов частоты сигналов НС с учетом известного вектора скорости спутника. Для нахождения пространственной ориентации потребителя в приёмоиндикаторе СРНС осуществляются разностные измерения с использованием специальных антенных решеток.

Возможны различные варианты навигационных измерений по различному числу космических аппаратов (одновременные измерения по четырем аппаратам, последовательные по двум или одному). В соответствии с этим аппарататура потребителей может иметь четыре, два или один канал.

Четырехканальная аппаратура позволяет наиболее точно и оперативно определять координаты и составляющие скорости потребителя, обеспечивая непрерывный и одновременный прием сигналов от нескольких космических аппаратов. Однако она по сравнению с одноканальной аппаратурой сложнее, дороже и имеет больше массу, габаритные размеры и энергопотребление.

Предельные погрешности определения координат и составляющих скорости потребителя космической навигационной системы НАВСТАР составляют 20...30 м и 3 см/с соответственно.

Использование такой системы для коррекции траектории полета ракеты на активном участке связано с установкой на ступени разведения аппаратуры спутниковой навигации.

При жестком закреплении узконаправленной приемной антенны наведение ее на рабочие КА должно осуществляться соответствующей ориентацией боевой ступени с помощью инерциальной системы управления. В цифровой вычислительный комплекс системы управления должен быть введен и постоянно храниться в нем периодически обновляемый альманах для выбора рабочих КА, по которым будет осуществляться радионавигация, и для установления очередности связи с ними соответствующей ориентацией антенны.

На активном участке траектории навигационные измерения целесообразнее всего проводить после отделения боевой ступени до начала разведения боеголовок. Для этого требуется задержка начала разведения, которая зависит от числа каналов аппаратуры спутниковой навигации и способов ори-

ентации антенны. Задержка начала разведения боеголовок может составить несколько десятков секунд, что приводит к уменьшению размеров зоны разведения.

По имеющимся данным, масса двухканальной аппаратуры спутниковой навигации системы НАВСТАР для летательных аппаратов составляет 10...15 кг.

Уравнения, связывающие измеренные дальности D_i до навигационных спутников с искомыми координатами ступени разведения r_x, r_y, r_z и известными координатами спутников $r_{xi}^c, r_{yi}^c, r_{zi}^c$ имеют вид:

$$D_i = \sqrt{(r_x - r_{xi}^c)^2 + (r_y - r_{yi}^c)^2 + (r_z - r_{zi}^c)^2} + \Delta D_z, i = 1 \dots 4,$$

где: i – число используемых спутников;

$$\Delta D_z = c \cdot \Delta T,$$

где: c – скорость света;

ΔT – расхождение временных шкал навигационной аппаратуры боевой ступени и спутников из-за рассинхронизации генераторов частоты.

Уравнения для искоемых составляющих скорости V_x, V_y, V_z представляются в виде:

$$\dot{D}_i = \frac{1}{D_i} [(r_x - r_{xi}^c)(V_x - V_{xi}^c) + (r_y - r_{yi}^c)(V_y - V_{yi}^c) + (r_z - r_{zi}^c)(V_z - V_{zi}^c)] + \Delta V_z,$$

где: \dot{D}_i – измеренная радиальная скорость;

$V_{xi}^c, V_{yi}^c, V_{zi}^c$ – передаваемые спутниками составляющие скорости i -го спутника;

ΔV_z – погрешность из-за рассинхронизации генераторов.

Погрешности определения координат и составляющих скорости боевой ступени определяются в основном погрешностями измерений и решения уравнений на БЦВМ с учетом погрешностей из-за рассинхронизации генераторов частоты.

Составляющие отклонений боеголовок от точек прицеливания по дальности ΔL_{np} и направлению ΔB_{np} из-за погрешностей навигационных определений могут быть оценены по зависимостям:

$$\Delta L_{np} = \sqrt{\sum_{j=1}^6 \left(\frac{\partial L}{\partial q_j} \Delta q_j \right)^2}; \quad \Delta B_{np} = \sqrt{\sum_{j=1}^6 \left(\frac{\partial B}{\partial q_j} \Delta q_j \right)^2}, j = 1 \dots 6,$$

где: Δq_j – предельные погрешности навигационных определений параметров движения $r_x, r_y, r_z, V_x, V_y, V_z$,

$\frac{\partial L}{\partial q_j}, \frac{\partial B}{\partial q_j}$ – частные производные функций дальности и отклонений

в боковом направлении по параметрам движения ступени разведения.

Составляющие рассеивания из-за погрешностей навигационных определений по дальности ΔL_{np} и направлению ΔB_{np} имеют следующие значения

$$\Delta L_{np} = 186...215 \text{ м}; \Delta B_{np} = 32...33 \text{ м}.$$

Коррекция с помощью астросистем. Астроинерциальные системы управления способны решать задачи азимутальной и полной (азимутальной и угла места) коррекции траектории полета ракет.

Система азимутальной астрокоррекции представляет собой по существу систему азимутального астроприцеливания ракеты, которое осуществляется в полете в конце активного участка траектории с целью компенсации ошибки начальной выставки гиросtabilизированной платформы в азимут.

Астровизир устанавливается непосредственно на гиروطформу. Для того чтобы измерить ошибку предстартового прицеливания, необходимо рассчитать азимут выбранной звезды в системе координат, связанной с гиروطформой, выставить астровизир по заданному направлению, произвести «захват» звезды визиром и с его помощью определить действительный азимут звезды в той же системе координат. Разность между расчетным и измеренным углами представляет собой сумму ошибки прицеливания и азимутальной составляющей ухода гиروطформы в полете. При этом предполагаются известными направление вертикали в точке старта, координаты точки старта, время старта и координаты звезды.

По полученному значению погрешности БЦВМ формирует реализуемый в процессе коррекции закон управления боковым движением ракеты или боевой ступени, а также определяет и вводит соответствующую поправку в управление дальностью полета.

Принцип работы системы полной астрокоррекции основан на астронавигационном способе определения углов места и азимута, при котором в дополнение к азимутальным измерениям и коррекции координаты объекта находятся по измеренным в инерциальной системе координат высотам двух звезд. Поскольку гиросtabilизированная платформа сохраняет вертикаль в точке старта, то система полной астрокоррекции позволяет компенсировать только неточность знания координат пусковой установки.

Для визирования звезд, как и в системе азимутальной коррекции, может быть использован один астровизир, установленный на гиросtabilизированной платформе, с помощью которого осуществляется поочередное визирование двух звезд. По измеренным азимутам и высотам на борту ракеты для известного момента старта вычисляются действительные координаты точки старта и погрешность ориентации гиروطформы по азимуту, которые затем используются в БЦВМ в процессе решения навигационной задачи перед отделением боеголовки.

Таким образом, на основе астрокоррекции траектории полета баллистических ракет лежат хорошо известные и изученные методы астроинерциальной навигации, применяемые в самолето- и судовождении. Вместе с тем имеется и ряд особенностей.

Процесс астрономических измерений занимает относительно большое время. На ракете, оснащенной моноблочной головной частью без доводочной двигательной установки, визирование звезд должно проводиться на участке работы маршевых двигательных установок. Если измерение положения звезд в инерциальной системе координат происходит до выхода ракеты из атмосферы, то визирование производится через ударную волну, воздух за которой плотнее окружающего. Это приводит к повышенной рефракционной погрешности.

При движении ракеты на безатмосферной части активного участка траектории продукты сгорания двигательной установки образуют облако, которое окружает ракету и даже обгоняет ее. Это может создать неравномерный по яркости световой фон, затрудняющий визирование звезд.

Наиболее благоприятные условия для осуществления астровизирования и коррекции траектории складываются при наличии на ракете достаточно резерва энергетики, который позволяет обеспечить измерения и коррекцию.

Отсутствие влияния атмосферы и продуктов сгорания маршевых двигательных установок позволяет значительно повысить надежность и точность астроизмерений.

Другая особенность применения систем астрокоррекции на ракетах заключается в том, что в какой бы точке траектории ни проводились измерения, решение полной навигационной задачи позволяет уточнить координаты только точки старта. Это объясняется тем, что гиросtabilизированная платформа обеспечивает с необходимой точностью сохранение вертикали именно в этой точке.

Для коррекции текущих координат траектории ракеты или боевой ступени необходимо знать положение местной вертикали. В принципе, это возможно при использовании датчика горизонта, который осуществляет сканирование края Земли. Однако только из-за несферичности Земли и нестабильности кажущейся линии горизонта среднеквадратическая ошибка определения местной вертикали может достигать $0,1^\circ$. Применение систем астрокоррекции позволяет снизить рассеивание боеголовок из-за ошибок прицеливания и привязки точки старта, если их значения больше ошибок астрокоррекции.

Суммарная инструментальная погрешность $\Delta_{\Sigma \text{ инстр}}$ при астрокоррекции определяется как геометрическая сумма всех составляющих:

$$\Delta_{\Sigma \text{ инстр}} = \sqrt{\Delta_{\text{пел}}^2 + \Delta_{\text{уст}}^2 + \Delta_{\text{дискр}}^2 + \Delta_{\text{г}}^2 + \Delta_{\text{т}}^2 + \Delta_{\text{вibr}}^2},$$

где: $\Delta_{\text{пел}}$ – погрешность пеленгации звезды;

$\Delta_{\text{уст}}$ – ошибка установки визира относительно осей ГСП;

$\Delta_{\text{дискр}}$ – погрешность из-за дискретности начальной установки астровизира и снятия отсчета при пеленгации звезды;

$\Delta_{\text{г}}$ – погрешность из-за ухода приборной вертикали;

Δ_m – погрешность из-за влияния изменения температуры;

$\Delta_{\text{вibr.}}$ – погрешность из-за действия вибраций.

При значении каждой составляющей погрешности 5" суммарная погрешность примерно равна 16". При пусках ракет на дальность 10000 км это приведет к отклонению в боковом направлении боеголовок от точек прицеливания на 0,75 км.

Коррекция управляемых боеголовок с использованием карт местности[9.6]. Системы коррекции траектории управляемых боеголовок по информации о земной поверхности, получаемой с помощью радиотехнических устройств различного типа, могут применяться на управляемых боеголовках до входа в атмосферу, а также при полете в атмосфере после прохождения участка плазмообразования.

В основу работы этих систем положено сравнение получаемых в полете карт участков местности и эталонных карт тех же участков, подготовленных заранее. Это возможно из-за геофизических свойств земной поверхности, заключающихся в том, что любой участок местности единственным образом описывается распределением интенсивности отраженных сигналов или профилем рельефа.

В состав системы управления боеголовки входят инерциальный комплекс командных приборов, БЦВМ, радиотехническая система коррекции, приводы и исполнительные органы, источники питания.

Радиотехническая система коррекции состоит из антеннофидерного устройства, приемопередатчика, процессора, спецвычислителя.

Системы коррекции по радиолокационным яркостным картам и рельефу местности используют один и тот же так называемый дальномерно-скоростной способ определения места, при котором измеряемыми параметрами являются расстояние боеголовки до центра визируемого участка земной поверхности, составляющие вектора скорости и высоты полета.

Коррекция траектории полета боеголовки (рис.9.18) с системами управления, получающими информацию на доатмосферном участке полета, происходит следующим образом. Визирование участков поверхности начинается на баллистической траектории в диапазоне высот 150...180 км по команде от БЦВМ. Передатчик излучает зондирующий сигнал, который отражается от визируемого участка поверхности и поступает на вход приемного устройства. Преобразованный сигнал поступает в процессор, где происходит в зависимости от типа системы формирование радиолокационного изображения или профиля рельефа визируемого участка. Полученное таким образом текущее изображение местности и хранящееся в запоминающем устройстве эталонное изображение (карта) поступают в устройство распознавания, где вычисляется решающая функция, по максимуму (минимуму) определяется фрагмент эталонного изображения, соответствующий текущему изображению.

Измерение высоты полета может проводиться до получения текущего изображения местности или одновременно с ним. При этом используется тот же радиолокационный визир или дополнительный радиовысотомер.

Измеренные и вычисленные данные вместе с информацией от инерциальной системы управления ракетой поступают в БЦВМ, где определяются координаты боеголовки на момент визирования и вырабатывается программа коррекции.

Компенсация вычисленного промаха осуществляется при движении в атмосфере путем маневрирования с помощью аэродинамических органов управления.

При раннем начале маневра в атмосфере отклонения от точки прицеливания увеличиваются. Снижение высоты начала маневра уменьшает отклонения, обусловленные движением в атмосфере, однако при этом уменьшается также и время для компенсации промаха, рассчитанного на доатмосферном участке визирования.

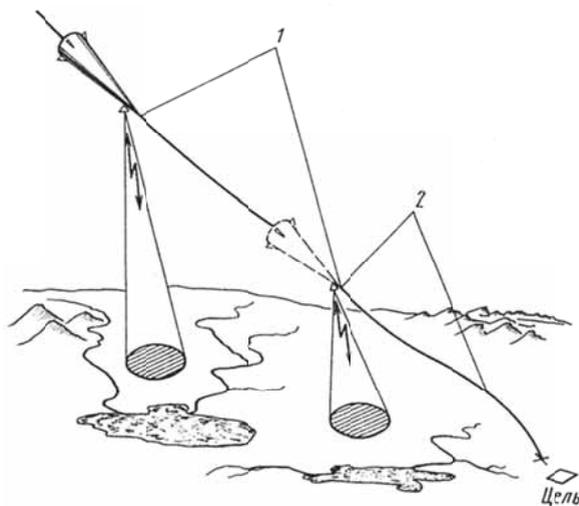


Рис. 9.18. Траектория движения боеголовки, корректируемая по результатам визирования поверхности Земли: 1 – доатмосферный участок; 2 – атмосферный участок коррекции

Более высокая точность попадания достигается при использовании систем коррекции, работающих на атмосферном участке полета. Для обеспечения их работоспособности необходимо применять специальные траектории, позволяющие проводить визирование на почти горизонтальном участке или на пикировании. В последнем случае используется радиолокатор кругового обзора.

Применение системы коррекции по изображениям поверхности Земли связано с необходимостью подготовки больших массивов эталонных карт местности. Для этого используются географические карты, аэрофотоснимки и карты земной поверхности, получаемые в различных диапазонах длин волн с помощью искусственных спутников Земли.

Для рельефометрических систем эталонные карты составляются в виде цифровых матриц, в ячейки которых записываются квантованные значения характеристик профиля рельефа. Максимальный размер ячейки цифровой матрицы ограничивается разрешающей способностью рельефометрической системы в горизонтальной плоскости при движении боеголовки на минимальной высоте. Учитываются также ограничения на точность снятия данных с географических карт и аэрофотоснимков.

При составлении эталонных радиолокационных яркостных карт, которые также представляются в цифровой форме, используются распределения интенсивностей отраженных сигналов с учетом направления и угла визирования, рельефа местности и расположения искусственных сооружений.

Интенсивность отраженных сигналов подвержена влиянию сезонных и погодных условий, и это должно учитываться при составлении эталонных карт.

Точность попадания управляемых боеголовок с радиотехническими системами коррекции по картам местности зависит от точности совмещения текущих эталонных карт, расстояния от последнего на траектории опорного участка местности до точки прицеливания и инструментальных погрешностей инерциальной системы управления.

Точность совмещения карт ограничивается уровнем шума, сопровождающего съем текущей карты, и погрешностями измерения навигационных параметров, используемых при обработке радиолокационного сигнала. Кроме того, различные участки местности отличаются условиями их распознаваемости, так, участок местности, содержащий характерные устойчивые детали, совмещается с более высокой точностью. Как правило, информационные поля рельефа местности отличаются повышенной устойчивостью и контрастностью по сравнению с радиолокационными яркостными полями, которые подвержены сезонным и погодным изменениям. Однако в условиях равнинной местности использование рельефометрических систем практически исключается. Поэтому в ряде случаев целесообразно использовать комбинированные системы, позволяющие без существенного увеличения габаритно-массовых характеристик бортовой аппаратуры осуществлять коррекцию по измерениям и сравнению радиолокационных яркостных и рельефных карт местности. Возможно также их последовательное применение: на больших высотах – радиолокационных яркостных, на малых высотах – рельефных карт.

ГЛАВА 10. ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

10.1. Разделение ступеней и отделение элементов конструкции ракеты

Между собой ракетные блоки и элементы конструкции соединяются силовыми связями, которые раскрываются в процессе разделения. Системы разделения ступеней и сброса конструктивных элементов предназначены для отделения и увода с траектории выведения отработавших ракетных блоков, отделения полезного груза от ракетного блока последней ступени ракеты-носителя, а также для отброса пассивных масс, выполнивших свое функциональное назначение к определенному моменту времени (твердотопливных ускорителей I ступени после выгорания топлива, головного обтекателя, защищающего полезный груз от аэродинамического воздействия, и т. д.).

Сама расцепка еще не решает задачи разделения, так как необходимо не только физически отделить друг от друга блоки, элементы конструкции, но и обеспечить их безударное расхождение на безопасное расстояние.

Силовую связь ракетных блоков и сбрасываемых элементов конструкции между собой, а также их физическое отделение обеспечивают пироболты, пирозамки, пневмозамки, механические замки и оболочечные конструкции с пиротехническими устройствами кумулятивного действия.

Указанные устройства имеют свои преимущества и недостатки. Наиболее надежными считаются пиротехнические устройства. Область применения оболочечных конструкций с пиротехническими устройствами кумулятивного действия не ограничена, применение пироболтов ограничено предельной нагрузкой на болт до 20 тс, а пирозамков и пневмозамков – до 100 тс. Пиро- и пневмозамки по сравнению с пироболтами имеют более сложную конструкцию, но и более безопасны в работе. В пневмозамках отсутствуют какие-либо пиротехнические устройства. Оболочечные конструкции с пиротехническими устройствами применяют как в поперечных, так и в продольных стыках. Они имеют меньшую массу узлов системы разделения по сравнению с пироболами, пирозамками и другими устройствами.

Существуют различные схемы разделения ракетных блоков, например [10.1]:

- схема разделения в зависимости от расположения ракетных блоков друг относительно друга («тандем», «пакет»);
- схема разделения в зависимости от момента запуска основного двигателя последующей ступени и момента разрыва связей («холодное», «горячее»).

Разделение ступеней в схеме «тандем». Разделение ступеней в схеме «тандем» сводится к осевому отбросу отработавшей ракетной части по схеме как «холодного», так и «горячего» разделения.

«Холодное» разделение предусматривает разрыв связей, торможение и увод отработавшего ракетного блока на безопасное расстояние от отделяющегося ракетного блока до запуска основного двигателя последующей ступени. Отделение отработанного ракетного блока происходит под действием силы

тяги двигателей отделения, которые начинают работать через некоторое время после момента выключения основных двигателей и раскрытия замков связи (рис. 10.1). При этом двигатель последующей ступени не включается до отхода ракетной части предыдущей ступени на безопасное расстояние.

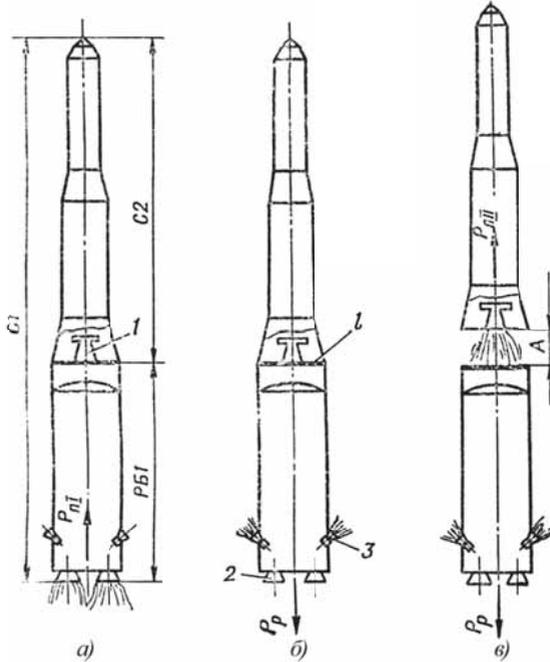


Рис. 10.1. «Холодное» разделение ступеней в схеме «тандем»:

- а) работа двигателя первой ступени;
 - б) выключение двигателя первой ступени, раскрытие замков стыка первой и второй ступени, запуск двигателей разделения;
 - в) отвод ракетного блока первой ступени на безопасное расстояние от второй ступени под действием двигателей разделения, запуск двигателя второй ступени;
- 1 – двигатель второй ступени; 2 – двигатель первой ступени; 3 – двигатели разделения

Тормозные двигатели могут быть расположены в верхней или нижней части отделяемого блока. В качестве тормозных двигателей наиболее часто используют ракетные двигатели твердого топлива.

В качестве разгонных двигателей могут применяться двигатели на твердом или на жидком топливе, которые включаются до разделения ступени и включения основных двигателей последующей ступени. Они обеспечивают небольшое положительное продольное ускорение второй ступени ($\approx 0,1g$), что исключает отлив топлива от нижних днищ топливных баков. График изменения тяги двигателей и последовательность выдачи команд при «холодном» разделении ракетных блоков приведены на рис. 10.2 [10.2].

«Горячее» разделение ступеней – это отвод последующей ступени под действием силы тяги двигателя следующей ступени. Разделение предусматривает запуск основных двигателей последующей ступени до разрыва связей между отработавшим ракетным блоком и последующей ступенью.

Обе системы разделения ступеней имеют свои преимущества и недостатки.

Можно отметить следующие преимущества «холодного» разделения:

- разделение происходит при действии небольших сил, поэтому последующая ступень имеет малые возмущения;
- требуется сравнительно небольшая масса конструкции средств разделения ракетных блоков.

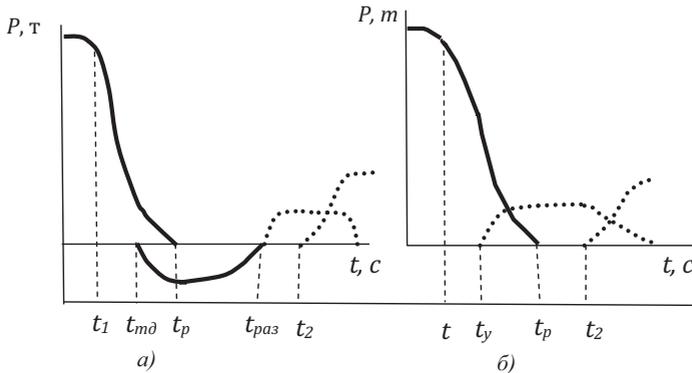


Рис. 10.2. Изменение тяги двигателей и последовательность выдачи команд при «холодном» разделении ракетных блоков:

а) с использованием тормозных двигателей на отработавшем блоке и разгонных двигателей на последующей ступени;

б) с использованием ускорительного ракетного двигателя на последующей ступени;

t_1 – момент выключения двигателей отработавшего ракетного блока;

t_{md} – момент включения тормозных двигателей;

t_p – момент разделения ракетных блоков;

$t_{раз}$ – момент включения разгонных двигателей на последующей ступени;

t_2 – момент включения двигателя последующей ступени;

t_y – момент включения ускорительного двигателя

Недостатки «холодного» разделения:

- потеря скорости верхней ступенью из-за продолжительного времени разделения;
- возможен неуправляемый полёт последующей ступени до включения её двигателя;
- необходимость создания продольной перегрузки последующей ступени, для исключения отлива компонентов топлива от днищ баков.
- Преимущества «горячего» разделения:

- малое время разделения и малые потери скорости последующей ступени;
- обеспечение условий запуска двигателя последующей ступени за счет действия продольных перегрузок, создаваемого двигателем отделяемого ракетного блока;
- неуправляемый участок полёта ракеты-носителя практически отсутствует.

Недостатки «горячего» разделения:

- значительные возмущения последующей ступени;
- увеличение массы межблочного отсека для восприятия силового и теплового воздействия струй от двигательной установки последующей ступени.

Изменение тяги двигателя и последовательность выдачи команд при «горячем» разделении ракетных блоков приведено на рис. 10.3.

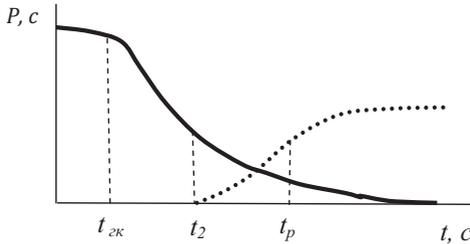


Рис. 10.3. Изменение тяги двигателя и последовательность выдачи команд при «горячем» разделении ракетных блоков:

$t_{2к}$ – момент выдачи главной команды на выключение двигателей;

t_2 – момент включения двигателей последующей ступени;

t_p – момент разделения ракетных блоков

Разделение ступеней в схеме «пакет». В схеме «пакет» ступени ракеты расположены параллельно, соединены между собой в верхнем и нижнем силовых поясах. Ракеты-носители при «пакетной» схеме могут иметь последовательный или одновременный запуск двигательных установок ступеней. Последовательный запуск в этом случае аналогичен запуску по схеме «тандем». При одновременном запуске двигателей в схеме «пакет» двигатели II ступени запускаются при старте, что повышает надёжность их запуска.

Разделение ракетных блоков при «пакетной» схеме по сравнению со схемой «тандем» усложняется. Схема отвода боковых блоков с разворотом относительно верхнего узла силовых связей представлена на рис. 10.4. Стрелками показано направление действия тяги двигателей.

В ходе разделения, в этом случае, производятся следующие операции:

- разрыв нижних силовых связей, выдача команды на выключение двигателей боковых блоков;

- разворот боковых ракетных блоков под действием импульса последствия двигателей боковых блоков;
- разрыв верхних силовых связей, разворот боковых блоков относительно их центра тяжести под действием двигателей разделения.

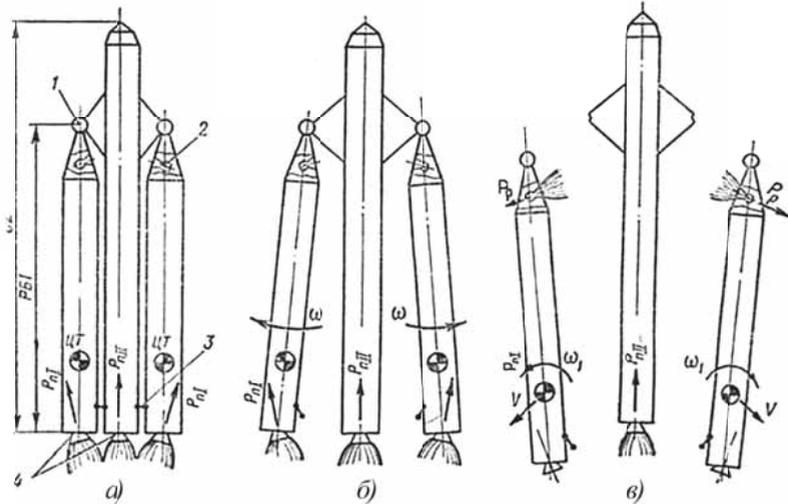


Рис. 10.4. Схема отвода боковых блоков с разворотом относительно верхнего узла силовых связей:

- а – разрыв нижних силовых связей, выдача команды на выключение двигателей боковых блоков;
- б – разворот боковых ракетных блоков под действием импульса последствия двигателей боковых блоков;
- в – разрыв верхних силовых связей, разворот боковых блоков относительно их центра тяжести под действием двигателей разделения;
- 1 – верхний узел силовой связи; 2 – двигатели разделения;
- 3 – нижний узел силовой связи; 4 – двигатели ракетных частей

Отвод боковых блоков может быть осуществлён также относительно нижнего узла связи. После выключения двигателей боковых блоков и спада их тяги производится выдача команды на разрыв верхних силовых связей. Под действием перегрузки, создаваемой II ступенью ракеты, боковые блоки разворачиваются относительно нижнего узла. По достижении отводимым ракетным блоком безопасного угла разворота нижняя силовая связь разрывается, и процесс разделения заканчивается.

Отделение орбитальной части может быть осуществлено несколькими способами:

- отделение торможением с помощью специальных ракетных двигателей твёрдого топлива;
- отделение с помощью толкателей (пружинных, пневматических, пороховых);

- отделение с помощью доразгона при помощи ракетных двигателей твердого топлива.

Системы отделения должны обеспечивать безударное отделение при минимальном возмущении движения орбитальной части.

10.2. Электрооборудование баллистической ракеты

Бортовые источники электропитания. Основным источником электропитания на борту баллистической ракеты дальнего действия являются кислотные аккумуляторные батареи большой ёмкости, способные дать разрядный ток десятки ампер в течение короткого промежутка времени. Отличительной особенностью этих батарей являются сравнительно небольшой вес и малые габариты. Удельная ёмкость батарей составляет около 10 *А·час* на килограмм веса. Это достигается применением мелкосетчатой поверхности пластин и тонкого активного слоя.

На ракете V-2 применялись аккумуляторные батареи, которые дают постоянное напряжение 27 в. От этих батарей питались электродвигатели рулевых машин, многочисленные реле, программное токораспределительное устройство и, наконец, три умформера, вырабатывающие переменный трехфазный ток частотой 500 Гц и напряжением 40 в. [10.3].

Умформер представляет собой электродвигатель, работающий от постоянного тока, и генератор переменного напряжения, смонтированные на общем валу. В качестве двигателя применяется компаундный двигатель с основной и дополнительной обмотками возбуждения, не связанными между собой. На валу двигателя расположено три пары постоянных магнитов, которые возбуждают в обмотке статора синхронного генератора переменное напряжение. Для поддержания постоянства числа оборотов двигателя умформер снабжается регулятором частоты, который воздействует на двигатель через дополнительную обмотку возбуждения.

Переменное напряжение используется для питания усилителя преобразователя и двигателей вращения роторов giroприборов.

На борту ракеты V-2 также имелся источник постоянного напряжения в 50 в – командная батарея из сухих элементов небольшой емкости. От этой батареи питаются только потенциометры giroприборов.

Провода от бортовых источников питания подводятся к различным агрегатам через главный распределитель, расположенный в квадранте приборного отсека. В наружной обшивке этого отсека имеются два люка с автоматически закрывающимися крышками. Через эти люки к главному распределителю после установки ракеты на стартовый стол подключаются два кабеля, соединяющих борт ракеты с наземными установками питания для предстартовых испытаний. До момента старта вся бортовая аппаратура питается от наземных источников. В момент старта кабели, соединяющие ракету с землей, автоматически отключаются и выбрасываются из люка.

При отрыве ракеты от стартового стола срабатывает так называемый контакт подъема, установленный вблизи одной из опорных точек ракеты,

фиксируя начальный момент ее подъема. Сигнал от этого контакта является первой бортовой командой, включающей ряд устройств.

При срабатывании контакта подъема происходит обесточивание электромагнитов, удерживающих отрывные штекеры, подключающие к ракете через главный распределитель два кабеля, подводящие электрический ток от наземных установок питания. Под действием силы веса и сжатых при установке пружин штекеры отключаются и выбрасываются вместе с концами кабелей через люки наружу, а крышки люков захлопываются, электропитание систем ракеты осуществляется с бортового источника.

По сигналу контакта подъема происходит разарретирование интегратора перегрузок, который с этого момента включается в работу. Наконец, по тому же сигналу начинает работу программный токораспределитель.

Программный токораспределитель предназначен для подачи управляющих команд в определенной временной последовательности группе приборов, находящихся на борту ракеты.

Конструктивно программный токораспределитель представляет собой электродвигатель постоянного тока, связанный через шестеренчатый редуктор с кулачковым валиком. При вращении валика кулачки в определенной последовательности замыкают контакт, что и дает начало соответствующим командам.

Когда скорость ракеты приближается к заданной, от интегратора перегрузок подается сигнал на электропневмоклапан управления главной ступенью двигателя. Двигатель переходит на меньшую тягу. По команде на выключение двигателя, подаваемой от интегратора, когда скорость ракеты равна заданной, двигатель прекращает работу.

Кабельная сеть. При выборе компоновочной и конструктивно-силовых схем учитываются межблочные связи и связи «Земля-борт-Земля». Эти связи должны иметь надёжные разъёмные соединения, срабатывающие в строго определённый момент.

Схема электрических связей между ракетными блоками (РБ), приборным отсеком и космическим кораблём ракеты-носителя «Сатурн-V» приведена на рис. 10.5 [10.2].

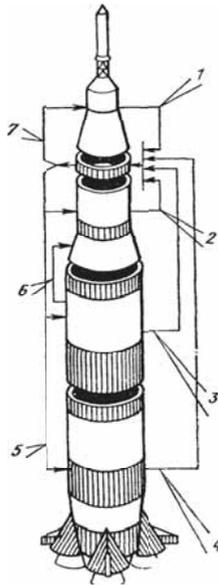


Рис. 10.5. Схема электрических связей между ракетными блоками, приборным отсеком и космическим кораблём ракеты-носителя «Сатурн-V»:

- 1 – от космического корабля к приборному отсеку;
- 2 – от РБ третьей ступени к приборному отсеку;
- 3 – от РБ второй ступени к приборному отсеку;
- 4 – от РБ первой ступени к приборному отсеку;
- 5 – от приборного отсека к ракетному блоку;
- 6 – от РБ второй ступени к РБ третьей ступени;
- 7 – от приборного отсека к космическому кораблю

На размещение приборов сильно влияет требование по обеспечению минимальной массы кабелей, что в значительной степени определяет местоположение источников питания. Так как аппаратура системы управления – потенциальный источник возникновения искр, которые в случае негерметичности тракта горючего могут вызвать пожар в отсеках РН, в последних обычно создают инертную среду. Система управления в свою очередь определяет ряд требований, влияющих на конструкторские решения. Так, например, применение резервирования аппаратуры системы управления влечет за собой резервирование и цепей питания, прокладываемых по разнесенным друг от друга трассам, и т. д.

Удовлетворение многочисленных требований по обеспечению надежного функционирования системы управления приводит к разнообразию схем и компоновочных решений приборных отсеков. Самостоятельного приборного отсека может и не быть, тогда основные приборы располагают в межбачковом отсеке ракетного блока последней ступени ракеты-носителя, а аппаратуру, функционирующую на предыдущих ступенях, – в межбачковых отсеках соответствующих блоков.

10.3. Система телеметрического контроля ракеты

Термин «телеметрия» означает измерение на расстоянии. Содержание современной телеметрии составляет широкий круг проблем, связанных с получением, преобразованием, передачей и обработкой измерительной информации, используемой при управлении удаленными объектами, определении их состояния или при изучении физических процессов в местах, где непосредственное присутствие наблюдателя затруднено или невозможно [10.4].

Средства телеметрии являются мощным инструментом познания мира. Контроль самых разнообразных явлений, процессов и объектов, определение условий их функционирования, испытания новых образцов техники и вооружения стали возможны на основе использования средств телеметрии.

Ведущую роль играет телеметрия в процессе испытаний военной техники и вооружения, а также при управлении автоматизированными техническими системами в процессе решения целевых задач. Сложность технических объектов приводит к необходимости контроля большого числа параметров, характеризующих состояние и режимы работы отдельных агрегатов и объектов в целом. Вместе с этим в процессе совершенствования техники к средствам телеизмерений предъявляются все более возрастающие требования в отношении точности, надежности данных и оперативности их получения. Именно эти вопросы и находятся в центре проблем современной телеметрии.

Характерной чертой современных средств телеметрии, используемых при испытании и целевом применении объектов телеконтроля, является высокий уровень автоматизации всех процессов получения, передачи и обработки измерительной информации. Устройства автоматического преобразования, кодирования и обработки телеметрической информации, построенные с широким применением микропроцессоров, специализированных и универсальных цифровых вычислительных машин, гарантируют высокую точность и оперативность получения данных телеизмерений при числе параметров, измеряемых на одном объекте, достигающем до нескольких тысяч.

При испытании объектов вооружения информация о состоянии контролируемых систем и агрегатов получается различными способами. Часть информации доставляется экипажем. Однако значительно больший объем данных может быть получен с помощью бортовых (автономных) регистраторов, которые позволяют объективно контролировать значительное число физических величин с большой точностью.

Информационно-телеметрические системы (ИТС) стали основным средством получения измерительной информации с самолетов, ракет, КА и других объектов. Они позволяют проводить лётно-конструкторские испытания летательных аппаратов, а также получать важную научную информацию в процессе их эксплуатации.

Телеметрическая информация, поступающая с объектов телеконтроля, может быть разделена на три группы:

- информация о состоянии систем и агрегатов контролируемого объекта, а также о работе различной аппаратуры;

- информация о параметрах окружающего пространства;
- информация о медико-биологических параметрах человека и животных.

В большинстве случаев необходимо иметь временные функции (зависимости) контролируемых параметров, представленные в виде графиков и таблиц. По одной оси указанных графиков откладываются абсолютные или относительные значения измеряемых физических величин, а по второй - время, нуль которого обычно соответствует моменту начала испытаний объекта. Очень большое значение имеет информация о моментах прохождения команд и возникновении различных событий.

Вместе с тем в ряде случаев оказывается достаточным знание экстремальных значений параметров, их средних величин и дисперсий, а также сведений о нахождении контролируемых процессов в пределах заданных границ.

Некоторые параметры исчерпывающим образом характеризуются спектральным составом, то есть распределением амплитуд отдельных компонентов контролируемого процесса. К таким параметрам относятся вибрационные, акустические и другие величины.

В зависимости от характера изменения во времени телеметрируемые параметры (ТМП) разделяются на функциональные и сигнальные. Характерная особенность функциональных параметров состоит в том, что они являются непрерывными функциями времени. Типичными функциональными параметрами являются: температура в приборном отсеке, давление в баке горючего, углы отклонения рулей и др. Для сигнальных параметров характерно скачкообразное изменение во времени, например, связанное с переходом из одного дискретного состояния в другое. К ним относятся следующие сигналы: «включено - выключено», «да - нет» и т. п.

В зависимости от скорости изменения во времени ТМП функционального типа разделяются на медленно и быстро меняющиеся параметры. Первые характеризуются спектром частот от нуля до 20...50 Гц, вторые – до 2..3 кГц и более. Медленно меняющиеся параметры наиболее многочисленны. К ним относятся температуры, давления, скорости потоков жидкостей и газов, линейные и угловые перемещения, скорости и ускорения и др. Быстроменяющиеся параметры составляют значительно меньшую группу, в которую входят вибрации и акустические шумы, быстрые колебания в системе управления и в пневмогидросистеме и т. д.

Исходя из решаемых задач, можно сформулировать ряд общих требований, предъявляемых к телеметрическим системам:

- возможность одновременной передачи большого числа разнообразных параметров (до нескольких сотен);
- обеспечение заданной точности, которая оценивается для систем средней, высокой и очень высокой точности среднеквадратическими погрешностями 3...5 %, 1...2 % и 0,1...0,5 % соответственно;

- возможность оперативного изменения состава измеряемых параметров, например, скорости изменения во времени, скорости передачи и др.;
- высокую степень автоматизации процессов сбора, передачи и обработки данных;
- обеспечение высокой надежности телеметрической аппаратуры и других требований (малый вес, объем, стоимость в расчете на одно измерение).

Состав информационно-телеметрического комплекса. В общем случае информационно-телеметрический комплекс состоит из бортовой (рис.10.6) и наземной аппаратуры (рис. 10.7) [10.4].



Рис. 10.6. Состав бортовой аппаратуры информационно-телеметрического комплекса

Измеряемые параметры $\lambda_1(t)$, ..., $\lambda_n(t)$ с помощью датчиков D преобразуются в первичные электрические сигналы. Между датчиками и входами измерительной системой в ряде случаев включаются согласующие устройства. Они обеспечивают нормализацию сигналов и согласование выходных сопротивлений датчиков с входными сопротивлениями каналов.

Информация системы телеизмерений позволяет объективно сравнить измеренные и расчетные значения характеристик работы систем, агрегатов и ракеты-носителя в целом и при необходимости принять решение о доработке той или иной системы, а при аварийном исходе пуска служит материалом для определения причин аварии. Для современных ракет-носителей, представляющих собой весьма сложные системы, количество измеряемых в полете параметров исчисляется тысячами, поэтому бортовая часть системы телеизмерений заметно влияет на массовые характеристики РН.

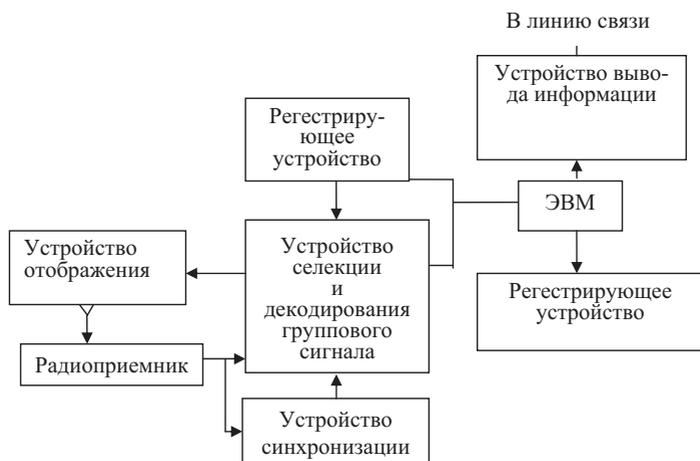


Рис. 10.7. Состав приёмно-регистрающей аппаратуры и аппаратуры обработки информации

Учитывая это, на период лётной экспериментальной отработки предусматривают увеличенный объем измерений, а на период штатной эксплуатации РН – только необходимый минимум контролируемых параметров [10.1]. На ракетах-носителях используют радиотелеметрическую и автономную телеметрическую системы.

Радиотелеметрические системы регистрируют подавляющее большинство параметров, а автономные работают на участках полета, где по каким-либо причинам невозможно обеспечить качественный прием информации, или как дублирующие системы, контролирующие наиболее важные параметры. Последнее положение обусловлено тем, что информация, фиксируемая автономной системой, более чиста, так как не содержит помех, присущих радиотелеметрической системе и обусловленных атмосферным влиянием при передаче и приеме информации. Это делает автономную систему особенно полезной на начальном этапе лётно-конструкторской отработки ракеты-носителя, хотя она и имеет сравнительно малый объем измерений и сложность поиска кассет с записанной информацией в случае аварийного исхода пуска ракеты-носителя.

Практика показывает, что большинство измеряемых параметров принадлежит или к числу медленно меняющихся величин (давление, температура, напряжение в конструкции и т. д.), поэтому опрос датчиков проводят с частотой, не превышающей 50 опросов в секунду. Для быстроменяющихся параметров (вибрации и т. п.) частота опроса датчиков составляет более 1000 опросов в секунду.

Требования к точности датчиков зависят от последующего использования измеряемой величины. Так, если контролируется качественная картина протекания процесса, то достаточна точность не выше 10...20%, количественная оценка требует точности не хуже 1...3%, а специальные научные исследования – еще выше.

Радиотелеметрические системы одна от другой отличаются способом применяемой коммутации (механическая или электронная) и типом модуляции (амплитудная, частотная, модуляция по положению и ширине импульсов). Обобщенной характеристикой радиотелеметрической системы, показывающей ее возможности, является пропускная способность – произведение числа каналов на максимальную ширину передаваемого спектра на один канал. Стандартизованная большая радиотелеметрическая система США имеет 30...35 каналов, ширину передаваемого спектра 120...540 кГц, максимальную пропускную способность около 20000.

При размещении системы на ракете-носителе особое внимание уделяется расположению антенн, конструкции крепления датчиков и прокладке кабельной сети. Применяют антенны с острой диаграммой направленности, обычно размещаемые на стороне ракеты-носителя, обращенной во время полета к антеннам наземных станций.

В автономной телеметрической системе параметры измерения регистрируются на бортовое записывающее устройство, хранящееся в бронированной кассете и расположенное, как правило, на ракетном блоке I ступени.

В настоящее время в связи с внедрением на ракеты-носители и, особенно, на многоразовые ракетные блоки диагностических систем роль телеметрической системы значительно возрастает. При ненормальном протекании процессов сигнал выдается в систему управления для изменения программы полета.

10.4. Органы управления движением ракет

Органы управления движением ракет – это устройства, создающие управляющие усилия, действующие на ракету-носитель и обеспечивающие её движение по программной траектории полета.

Для реализации программы полёта, а также для нейтрализации сил, стремящихся отклонить ракету от программы полета, необходимо воздействие на нее управляющих сил, которые создают управляющий момент по тангажу, рысканью и крену. В качестве органов управления используются газовые, воздушные рули, поворотные камеры сгорания маршевого двигателя, специальные рулевые двигатели, поворотные насадки, установленные на срезе сопла двигателя, и другие реактивные устройства. Воздушные и газовые рули используются, начиная с первых баллистических ракет.

Потребная эффективность органов управления определяется составом, величиной и характером действия возмущающих факторов. По своей структуре органы управления состоят из исполнительной части, непосредственно создающей управляющие усилия, и приводов органов управления. Приводы органов управления регулируют величину и направление воздействия управляющих усилий.

Газовые рули. Газовые рули размещаются в струе потока газа основного двигателя [10.3]. На рис.10.8 представлена схема газового руля в струе двигателя.

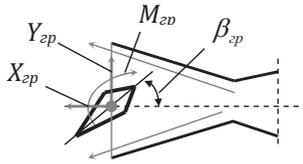


Рис. 10.8. Газовый руль в струе двигателя:

X_{cp} – лобовая сила руля; Y_{cp} – подъемная сила руля;
 M_{cp} – момент силы газового руля; β_{cp} – угол поворота руля

На газовый руль действуют газодинамические силы потока, а именно: лобовая сила X_{cp} , подъемная сила Y_{cp} , момент газовых рулей M_{cp} . Величина лобовой и подъемной сил руля определяется по аналогичным формулам для определения сил лобового сопротивления и подъемной силы ракеты:

$$X_{cp} = C_{X_{cp}} \cdot \frac{\rho_c W^2}{2} \cdot S_{cp}; \quad Y_{cp} = C_{Y_{cp}} \cdot \frac{\rho_c W^2}{2} \cdot S_{cp},$$

где: $C_{X_{cp}}$ – коэффициент лобового сопротивления газового руля;

$C_{Y_{cp}}$ – коэффициент подъемной силы газового руля;

W – скорость газового потока;

ρ_c – плотность газа в потоке;

S_{cp} – характерная площадь руля.

Коэффициенты $C_{X_{cp}}, C_{Y_{cp}}$ можно считать независимыми от скорости истечения газов W , так как скорость примерно постоянна, и происходит сверхзвуковое обтекание, при котором $C_{X_{cp}}, C_{Y_{cp}}$ меняются мало.

Эти аэродинамические коэффициенты зависят от формы рулей и угла поворота руля β_{cp} . Величина угла β_{cp} может составлять $\pm 20^\circ$ и ее обычно представляют в виде суммы двух слагаемых $\beta_{cp} = \beta_{cp \text{ пр}} + \beta_{cp \text{ сл}}$. Первое слагаемое определяется программой полета. Второе слагаемое зависит от реакции автомата стабилизации на случайные воздействия от порывов ветра, конструктивно-технологических возмущений, величина которых не может быть заранее установлена. Лобовая сила газовых рулей X_{cp} является потерей тяги на газовых рулях и не является управляющей. Для ракеты *V-2* эта сила составляет около 640 кг.

Подъемная сила газовых рулей Y_{cp} создает основной управляющий момент, поворачивающий ракету.

Периферийные газовые рули устанавливаются по касательной к газовому потоку и вводят в струю только для создания управляющих усилий. Схема периферийных газовых рулей приведена на рис. 10.9.

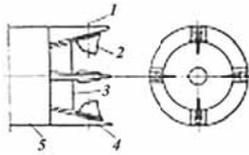


Рис. 10.9. Схема периферийных газовых рулей:
1 – ось качания руля; 2 – руль; 3 – сопло камеры сгорания двигателя;
4 – крепление рулей; 5 – корпус ракеты-носителя

Воздушные рули. Воздушные рули обычно устанавливаются на специальных пилонах в хвостовой части ракеты. Схема расположения воздушных рулей приведена на рис. 10.10.

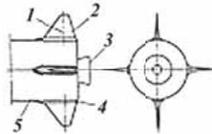


Рис. 10.10. Схема расположения воздушных рулей:
1 – ось качания руля; 2 – руль; 3 – сопло камеры сгорания двигателя;
4 – крепление руля; 5 – корпус ракеты-носителя

Эффективность воздушных рулей зависит от их площади, угла поворота и величины набегающего скоростного напора, изменяющегося в течение полета от нуля до некоторого максимального значения.

Эффективность воздушных рулей резко меняется по времени полета и во многом определяется параметрами траектории движения ракеты-носителя, что исключает их применение для управления полетом РН на всем активном участке траектории, но с ростом скоростного напора делает их эффективными для парирования аэродинамических возмущений.

Поворотные камеры сгорания основного двигателя. Управление ракетой может осуществляться поворотом камеры сгорания основного двигателя. Их эффективность зависит от величины тяги и угла поворота двигателя. В этом случае камера сгорания закрепляется в универсальном шарнире. Величина управляющей силы определяется по формуле $Y_{упр} = P \cdot \sin \delta$; или $Y_{упр} = P \delta$, так как угол поворота камеры двигателя обычно составляет не более 5° . Схема возникновения управляющей силы при повороте камеры сгорания двигателя приведена на рис. 10.11.

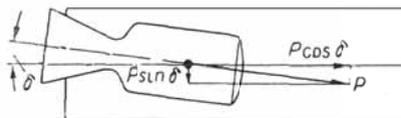


Рис. 10.11. Схема возникновения управляющей силы при повороте камеры сгорания двигателя:
 P – тяга двигателя; δ – угол поворота камеры сгорания двигателя

Специальные рулевые двигатели. Для управления полетом ракеты-носителя по всем трем плоскостям стабилизации устанавливают четыре рулевых двигателя.

Узлы качания рулевых двигателей, как правило, совмещены с узлами подвода компонентов топлива, углы их качания могут составлять до 45° .

Неподвижно установленные основные двигатели. Неподвижно установленные основные двигатели как органы управления могут быть использованы только для многодвигательной установки. В этом случае управляющие усилия по каналам тангажа и рысканья создаются рассогласованием тяги противоположных групп двигателей, а по каналу крена рядом расположенных двигателей, оси камер сгорания которых наклонены друг к другу. Достоинством такой схемы является отсутствие сложных узлов качания и подвода к двигателям компонентов топлива, сложной системы рулевых приводов.

Поворотные сопла основных двигателей. Поворотные сопла основных двигателей обычно используются в качестве органов управления в твердотопливных двигателях [10.5]. Схема поворотного сопла и качающегося раструба приведена на рис. 10.12.

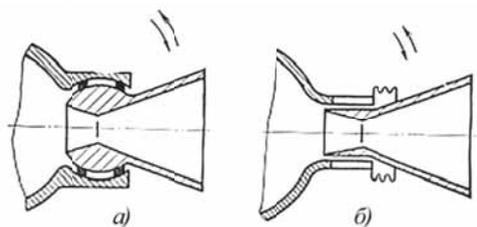


Рис. 10.12. Поворотное сопло и качающийся раструб:
а) поворотное сопло; б) качающийся раструб

Узел качания сопел в критическом сечении имеет вид кинематической пары с тремя степенями свободы, что при наличии двух и более сопел обеспечивает управление полетом ракеты-носителя по всем трем плоскостям стабилизации. Узел качания достаточно сложен по конструкции и требует большого объема экспериментальной отработки.

Поворотные насадки. В качестве поворотных насадок могут использоваться цилиндрический, сферический и кососрезанный насадки (рис. 10.13).

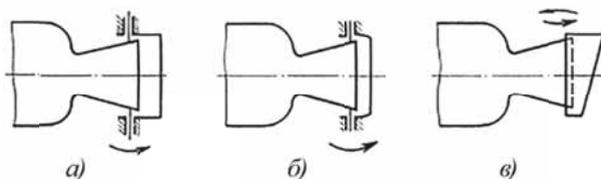


Рис. 10.13. Схема поворотных насадок:
а) цилиндрический; б) сферический; в) кососрезанный

ГЛАВА 11. ВОПРОСЫ ИСПЫТАНИЙ И ОТРАБОТКИ РАКЕТ И ИХ СИСТЕМ

Ракета дальнего действия, ракета-носитель, космический аппарат проходят обширную программу испытаний, как по отдельным системам, так и в целом [11.1].

11.1. Испытания и отработка ракетных двигателей

В зависимости от задач, поставленных перед испытанием, можно отметить следующие виды испытаний ракетных двигателей:

- технологические и контрольно-сдаточные испытания серийных двигателей;
- доводочные испытания модернизированных серийных двигателей или двигателей новых конструкций;
- исследовательские испытания, необходимые для создания новых, более совершенных конструкций ракетных двигателей.

Технологические и контрольно-сдаточные испытания ракетного двигателя. Технологические и контрольно-сдаточные испытания серийных ракетных двигателей и их узлов необходимы для контроля размеров изготовленных деталей, качества их материалов (особенно после сварки и термообработки), а также прочности и герметичности деталей и узлов.

Во всех случаях в первую очередь проводятся испытания на прочность, а затем на герметичность.

Прочность узлов и деталей проверяется созданием в полостях давления, превышающего рабочее на определенную нормами прочности величину. Необходимое давление создается какой-либо жидкостью, подаваемой в полости деталей.

После проверки прочности таким же образом проводятся испытания деталей и узлов на герметичность. В этом случае необходимое давление в полостях деталей создается жидкостью или воздухом. Дефекты обнаруживаются по скорости падения давления в испытываемых полостях. Таким испытаниям подвергаются баки, трубопроводы, клапаны, камера сгорания двигателя и ее элементы.

Собранные узлы двигателя (камера, насосы, клапаны, редукторы и т. д.) подвергаются функциональным испытаниям, определяющим правильность действия, а также соответствие их данным расчетным характеристикам.

Камера двигателя испытывается на специальном так называемом огневом стенде. Такое испытание называется прожиганием камеры. Дефектная камера или бракуется, или отправляется на доработку. После исправления камера повторно прожигается.

Испытание насосов и турбин жидкостного ракетного двигателя в принципе мало отличается от испытаний аналогичных машин в других отраслях машиностроения. Особенностью этих испытаний являются большие расходы жидкости через насосы, большие числа оборотов и соответственно большие мощности насосов и турбин при малой продолжительности работы, а, следовательно, и при малой продолжительности испытаний.

Годные агрегаты, прошедшие функциональные испытания, используются для сборки ракетного двигателя.

Холодные испытания ракетного двигателя. Собранный двигатель подвергается целому ряду дополнительных испытаний. В первую очередь он проходит функциональные холодные (без горения в камере) испытания, в процессе которых проверяется правильность взаимодействия отдельных агрегатов двигателя, устанавливается, насколько надежно работает его арматура, достаточно ли хорошо подаются жидкие компоненты через подводящие и охлаждающие тракты двигателя, а также через головку камеры. При этом указанные испытания могут проводиться в условиях, характерных для условий эксплуатации данной ракеты: при повышенных или пониженных температурах, при пониженном атмосферном давлении, при увеличенной влажности, в условиях большой запыленности воздуха и т. д.

Кроме того, при сборке двигателя проводятся испытания для проверки и регулирования гидравлического сопротивления трактов и обеспечения необходимых расходов горючего и окислителя. Такие испытания двигателя называются холодными проливками.

Холодные испытания и холодные проливы двигателя осуществляются обычно не на самих компонентах топлива, а путем прокачки через двигатель воды, в которую добавлены вещества, не допускающие коррозии деталей двигателя. Результаты испытаний используются для определения путем несложных пересчетов расходов и давлений, которые будут иметь место при прокачке через двигатель действительных компонентов топлива.

Огневые испытания. После холодных проливок двигатель подвергается огневому испытанию на стенде. При этом с работающего двигателя снимаются наиболее важные характеристики, которые позволяют определить, соответствует ли двигатель техническим условиям. По результатам испытаний составляется технический паспорт данного двигателя.

При мелкосерийном производстве двигателя, которое было характерно для начальной стадии развития ракетной техники, подобным контрольно-сдаточным испытаниям подвергался каждый агрегат и каждый собранный двигатель. По мере увеличения количества однотипных двигателей данной серии и по мере улучшения технологии их изготовления контрольно-сдаточным испытаниям и особенно испытаниям на огневых стендах подвергаются не каждый агрегат и двигатель, а только отдельные их экземпляры. Такие испытания называются контрольно-выборочными.

Стендовые испытания двигателя. Наиболее сложными и специфическими являются огневые испытания камеры и ракетного двигателя в целом.

Для их проведения создаются специальные огневые стенды, которые являются сложными инженерно-строительными сооружениями. При стенде для огневых испытаний ЖРД должны быть созданы большие склады для хранения компонентов топлива, а также расходные емкости, откуда компоненты подаются в испытываемый двигатель или камеру.

Камера или двигатель закрепляются на стенде с помощью специального станка, позволяющего измерять силу тяги. При этом тяга воспринимается динамометром той или иной конструкции. Сила тяги создает давление в жид-

кости, заполняющей внутреннюю полость динамометра. Величина этого давления примерно пропорциональна силе тяги. Давление измеряется манометром, показания которого используются для определения тяги. Перед испытанием и после испытания динамометр тарируется грузами с точно известным весом. Ошибка в измерении тяги не должна превышать одного процента.

С такой же точностью должен измеряться расход топлива. Большой частью, особенно на крупных стендах, для измерения секундного расхода применяется метод измерения объема израсходованного компонента. В этом случае следят за скоростью уменьшения уровня жидкости в тарированном баке.

Кроме систем замера тяги и расходов компонентов, на огневых стендах имеются приборы для определения других физических величин.

Температуры меньше 1000 °С измеряются обычно с помощью термопар или термометров сопротивления.

Показания приборов, измеряющих те или иные параметры электрическими методами, записываются на магнитные носители. Показания же других приборов через определенные промежутки времени (5...10 сек.) или записываются наблюдателями, или же фиксируются путем фотографирования шкал приборов на пульте.

Доводочные испытания. Доводочные испытания агрегатов, узлов и всего двигателя в целом завершают конструктивную разработку нового или модернизированного двигателя. Кроме многочисленных холодных и огневых испытаний, в процессе которых устраняются дефекты вновь спроектированного двигателя, они включают в себя испытания на выработку ресурса. Эти испытания позволяют определить возможную продолжительность работы двигателя или возможное число запусков, при котором гарантируется надежная его работа.

Важным элементом любых испытаний является получение надежных данных о величине измеряемых параметров двигателя.

Число измеряемых параметров зависит от вида испытаний. При контрольно-сдаточных и доводочных испытаниях измеряется минимальное количество наиболее важных параметров: тяга двигателя, расход компонентов топлива, давление в камере сгорания, давление компонентов топлива в различных точках трактов горючего и окислителя, некоторые параметры турбонасосного агрегата или агрегатов вытеснительной системы подачи.

Научно-исследовательские испытания. При научно-исследовательских испытаниях число измеряемых параметров возрастает значительно. Здесь становятся необходимыми измерения температур, определение химического состава продуктов сгорания, измерение скоростей движения газов, жидкостей, измерение тепловых потоков, измерения напряжений и деформаций в деталях двигателя и т. д. Во многих случаях непосредственное измерение некоторых величин оказывается невозможным и заменяется косвенным определением. Измерения во время огневых испытаний затрудняются тем, что все они должны быть проведены дистанционно и, кроме того, многие компоненты топлив могут быть агрессивными или низкокипящими жидкостями.

Управление работой двигателя. Управление работой двигателя или камерой при огневом испытании практически сводится к управлению зажиганием и системой подачи топлива. Для управления двигателем и записи по-

казаний приборов на стенде отводится специальное хорошо защищенное помещение, из которого можно наблюдать за работающим двигателем. В этом помещении располагаются пульта управления и измерительные пульта, где размещаются многочисленные измерительные, регистрирующие и контрольные приборы, по которым можно судить о работе наиболее важных агрегатов стенда и двигателя. На пульте управления располагаются выключатели, с помощью которых проводится запуск или выключение двигателя.

В наиболее совершенных стендах предполагаемая программа испытаний выдерживается автоматически. Для этого какой-либо временной механизм последовательно включает заранее настроенные на определенный режим механизмы стенда и его автоматическую аппаратуру.

Огневые стенды со всеми их устройствами располагаются, как правило, в районах, удаленных от населенных мест. Взрывы двигателей при испытаниях все-таки могут иметь место. Опасность взрывов возрастает в случае проведения доводочных и особенно научно-исследовательских испытаний. Некоторые компоненты топлива являются ядовитыми, поэтому их пары не должны достигать населенных мест.

11.2. Стендовые испытания ракет

При создании новых ракет экспериментально отрабатывается на стенде двигательная установка, система управления, система заправки и вся конструкция ракеты в целом. На различных этапах проектирования и производства ракет проводятся многочисленные испытания отдельных узлов и элементов её конструкции.

Наиболее ответственные элементы силовой схемы конструкции изготавливаются в большем числе образцов, чем необходимо для запуска, и часть из них испытывается на прочность. В результате этих испытаний экспериментально определяется разрушающая нагрузка.

Как и в самолетостроении, создание новых ракет сопровождается испытаниями моделей ракет в аэродинамических трубах.

Детально проверяется система управления. На специальных стендах испытываются рулевые машины, гиросприборы, приборы управления дальностью и другие элементы системы управления. Особо контролируется работа приборов в условиях высокочастотных вибраций, возникающих в корпусе ракеты при полете. Эти вибрации имитируются обычно на специальных вибрационных столах.

Большое количество взаимосвязанных устройств и приборов, находящихся на борту ракеты, порождает так называемую проблему надежности. Несмотря на тщательную проверку и отработку каждого прибора, каждого его узла всегда существует какая-то весьма малая вероятность отказа данного конкретно взятого элемента. С этой вероятностью можно было бы не считаться, однако на борту ракеты находятся тысячи подобных узлов и элементов и отказ хотя бы одного из них может привести к отказу системы в целом. Таким образом, вероятность отказа автоматики ракеты представляет ощутимую опасность. Именно поэтому для беспилотных летательных аппаратов и устанавливается сложная и длительная система проверок.

Огневые стендовые испытания ракеты следует рассматривать как комплексную проверку одновременной работы всех агрегатов при работающем двигателе, т. е. в условиях, приближающихся к натурным.

При огневом испытании ракеты на стенде исследуется процесс запуска двигателя в комплексе с бортовой системой подачи. Наряду с отработкой запуска производится настройка двигателя на заданную тягу.

Во время стендовых испытаний проверяется работа автомата стабилизации. Фиксируются вибрации корпуса в местах установки приборов.

Стендовая ракета не может быть точной копией ракеты, предназначенной для летных испытаний, и в её конструкцию вносятся более или менее существенные изменения. Наибольшим изменениям подвергается система подачи.

Во время полета давление компонента на входе в подающий насос слагается из давления наддува и инерционного давления столба жидкости. Для ракеты, стоящей на стенде, давление столба жидкости будет существенно меньшим, поскольку отсутствует инерционный подпор.

Стендовая ракета имеет также существенные изменения в кабельной сети. Эти изменения обусловлены программой работы автоматики в стендовых условиях. Поскольку изменена схема наддува и управление её элементами производится с наземного пульта, приходится предусмотреть прокладку на борту соответствующих цепей. Кроме того, гиросприборы на борту ракеты отключаются, а на вход автомата стабилизации во время стендовых испытаний подаются электросигналы, имитирующие полетные возмущения. При этом дистанционно замеряются углы газоструйных рулей в условиях работающего двигателя. Замеряются температуры вблизи рулевых машин и вообще агрегатов, расположенных в непосредственной близости от двигателя.

Двигатель на стенде выключается либо по команде от прибора управления дальности, либо по команде на аварийное выключение от автономных бортовых устройств, либо, по команде с пульта стенда.

Конструкция стендового образца ракеты по сравнению с летными образцами также имеет изменения, связанные с необходимостью закрепления её на стенде.

В отработке новых образцов ракет стендовые испытания дают для конструкторов очень много ценных сведений. Визуальное наблюдение за работой двигателя, осмотр ракеты после испытания, анализ результатов обработки многочисленных измерений при стендовых испытаниях наряду с возможностью повторных запусков в измененных условиях позволяют своевременно внести нужные изменения в конструкцию и добиться желаемого результата.

11.3. Летные испытания ракет

Летные испытания являются завершающим, наиболее ответственным этапом экспериментальной отработки ракет и космических летательных аппаратов (ЛА). В процессе летных испытаний проверяется правильность функционирования отдельных систем и всего ЛА в целом, исследуется его работоспособность, раскрываются и устраняются причины отказов или неисправностей.

Конечной целью летных испытаний является заключение о степени соответствия характеристик ЛА требованиям технического задания [11.2].

При летных испытаниях проверяется работа двигательной установки, системы подачи компонентов и системы управления в условиях полёта, определяется степень соответствия наблюдаемых и расчетных баллистических характеристик, исследуется динамика свободного полёта головной части, процесс её стабилизации или стабилизации самой ракеты, если головная часть не отделяющаяся.

Наиболее ответственны для проверки работы системы управления летные испытания, поскольку все предшествующие наземные испытания для автомата стабилизации и системы радиуправления не дают полной уверенности в достаточно точной имитации этими испытаниями летных условий. Поэтому при первых пусках ракеты особое внимание уделяется контролю работы автомата стабилизации. Для этого необходимо замерять реальные возмущения, которые получает ракета, углы отклонения рулей в процессе стабилизации, анализировать возможность возникновения автоколебательных режимов. При летных испытаниях также контролируется своевременное выполнение основных команд бортовой автоматики.

Ракеты проектируются на основе расчетных предположительных данных об условиях работы конструкции в полете. При первых летных испытаниях эти данные уточняются. Особое значение имеет определение температур в различных точках корпуса ракеты и головной части при подходе к цели. На основе полученных данных отдельные узлы рассчитываются снова и в ряде случаев конструкция изменяется. Если реальные рабочие условия оказались менее опасными, чем предполагаемые, имеется возможность облегчить конструкцию. Если в процессе летных испытаний обнаружались неучтенные особенности, отрицательно сказывающиеся на работе конструкции, необходимо соответствующие узлы ракеты усилить.

У ракет, предназначенных для первых экспериментальных пусков, полезный груз заменяется обычно дополнительным комплексом измерительной и передающей аппаратуры телеметрического контроля и балластными грузами. В корпусе ракеты устанавливаются специальные передающие антенны.

На борту экспериментальной ракеты устанавливается большое количество датчиков для проведения всего комплекса измерений по программе испытаний. В связи с этим экспериментальная ракета по сравнению с ракетой окончательно отработанной конструкции имеет измененную прокладку кабельных сетей.

При решении этих задач возникает ряд трудностей, связанных с тем, что статистический материал, полученный при летных испытаниях вследствие проведения ограниченного количества экспериментов из-за большой их стоимости невелик по объему и неоднороден по составу.

Указанные обстоятельства ограничивают возможность определения вероятностных характеристик испытываемых объектов классическими статистическими методами и требуют разработки комбинированных методов, учитывающих априорную информацию, накопленную в процессе предшествующих испытаний и теоретических расчетов.

11.4. Телеметрический контроль и кинотеодолитная съёмка

Телеметрический контроль. Основным средством измерения контролируемых параметров в полете является система телеметрического контроля (СТК). Эта система состоит из бортового комплекса оборудования, включающего в себя систему датчиков и радиопередающее устройство, и наземного приемно-регистрирующего комплекса.

На борту ракеты при экспериментальных пусках устанавливаются датчики различной природы. Механические датчики связаны с потенциометрическими устройствами, выдающими соответствующие напряжения в зависимости от величины контролируемого параметра. Кроме того, на борту ракеты имеются и электрические датчики, например, датчики температуры, действие которых основано на изменении омического сопротивления с изменением температуры, датчики деформаций. Электрические сигналы, поступающие от датчиков, усиливаются и через радиоканал передаются на землю.

Поскольку число измеряемых на борту параметров значительно превышает число радиоканалов передающего устройства, в системе телеконтроля может быть предусмотрено временное разделение сигналов. На борту ракеты в этом случае устанавливается программное устройство, подключающее различные датчики по определенной программе на короткий промежуток времени. На наземной станции зависимость изменения параметра во времени записывается на пленку уже не в виде непрерывной кривой, а в виде кривой, отмеченной точками.

Результаты записи, полученные при помощи системы телеметрии, тщательно обрабатываются. Характеристики сопоставляются с расчётными, а также наблюдавшимися при предыдущих пусках или стендовых испытаниях. В случае отклонений от нормы в соответствующие агрегаты вносятся необходимые изменения. Если пуск был аварийным, то запись служит основным материалом, по которому выясняется причина неудачи.

Кинотеодолитная съёмка. При летных испытаниях полет ракеты контролируется также кинотеодолитной съёмкой. В зоне пуска на значительном расстоянии друг от друга устанавливается несколько измерительных пунктов (не менее трех), из которых при помощи кинотеодолитов снимается на пленку ракета в полете. Ось кинотеодолита постоянно направлена на ракету, и каждый снятый кадр имеет отметку углов по азимуту и высоте.

Съёмка полета ракеты из различных точек синхронизирована по времени. Таким образом, на основании обработки снятых кадров при известных углах и отметках времени имеется возможность полностью установить траекторию полета на наблюдаемом участке.

Особое значение имеет кинотеодолитная съёмка для определения точки падения полезного груза. Для этой цели пункты наблюдения устанавливаются в районе падения. Если время прибытия и сектор наблюдения, в котором ракета должна появиться, известны, то при хорошей видимости ракету удастся «захватить» несколькими кинотеодолитами, а затем установить заключительный отрезок траектории и точку падения полезного груза.

ГЛАВА 12. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Эксплуатация ракетно-космических объектов – это процесс функционирования в соответствии с установленными правилами организационно-технической системы, включающей ПУ с ракетами, средства боевого управления и средства эксплуатации, персонал, обслуживающий технику боевые расчеты и расчеты для проведения проверочных и ремонтно-восстановительных операций.

Главной задачей процесса эксплуатации ракетного комплекса (РК) является контроль и поддержание его готовности к выполнению боевых задач.

Эксплуатация ракетно-космического комплекса включает в себя следующие основные технологические процессы: приведение комплекса в готовность к применению по назначению, поддержание в готовности и применение по назначению [12.1].

Основные цели системы эксплуатации ракетных комплексов:

- достижение высокой эффективности применения, экономичности, безопасности и большей длительности эксплуатации.

Процесс эксплуатации космических средств включает наземную и летную составляющие. Летная эксплуатация начинается с момента вывода на орбиту космического аппарата. Она проводится силами и средствами наземного комплекса управления.

12.1. Основные этапы наземной эксплуатации

При наземной эксплуатации проводятся следующие работы:

- транспортирование;
- ввод в эксплуатацию;
- хранение;
- приведение в установленную готовность;
- содержание в установленной готовности;
- применение по назначению;
- снятие с эксплуатации [12.2].

Транспортирование космических средств. Транспортирование космических средств может осуществляться различными видами транспорта. Наиболее часто используется железнодорожный транспорт. В техническом задании предъявляются жесткие требования на обеспечение температурно-влажностного режима, скорости транспортирования, ускорениям при торможении. Условия транспортирования также накладывают свои требования на компоновку ракет-носителей, например, блочная транспортировка и сборка на космодроме.

Ввод в эксплуатацию. Ввод в эксплуатацию – это проверка параметров систем и агрегатов на соответствие заданным в техническом задании. Для этого проводятся испытания различных видов, после чего объекты приводятся в установленную готовность.

Проверенные ракета-носитель, космический аппарат, разгонный блок могут быть отправлены на хранение, если их применение в течение некоторого времени не предусматриваются.

Хранение. Хранение осуществляется в хранилищах, которые защищают изделия от неблагоприятных атмосферных воздействий.

Приведение космических средств в готовность к применению. Космические средства приводятся в некоторое промежуточное состояние между поставками, когда они только что прибыли на космодром, и применением по назначению. Это состояние называется технической готовностью. Для большинства современных отечественных ракет-носителей, космических аппаратов, разгонных блоков установлены три степени готовности к пуску.

Техническая готовность № 1 – ракета-носитель с космическим аппаратом находится на пусковом устройстве, готова к заправке компонентами ракетного топлива и проведению пуска. Она характеризуется минимальным временем, необходимым для окончательной подготовки к запуску.

Техническая готовность № 2 – ракета-носитель, космический аппарат, разгонный блок в монтажно-испытательном корпусе подготовлены к стыковке и последующему вызову на стартовый комплекс. Время для окончательной подготовки к запуску больше, чем для технической готовности № 1.

Техническая готовность № 3 – это готовность ракеты-носителя, космического аппарата, разгонного блока к проведению проверок. Время для окончательной подготовки к запуску больше, чем в готовности № 2.

Содержание космических средств в установленной технической готовности. Содержание космических средств в установленной технической готовности производится для сокращения продолжительности непосредственной подготовки к применению. С этой целью необходимо постоянно контролировать техническое состояние космического средства и поддерживать его на требуемом уровне, проводить техническое обслуживание (ежедневное, еженедельное, ежемесячное, сезонное, полугодовое...) и устранять неисправности.

Применение по назначению. Применение по назначению – это подготовка к пуску и пуск ракеты с космическим аппаратом. Подготовка к пуску и пуск ракеты осуществляется на техническом и стартовом комплексах.

На техническом комплексе проводят следующие работы:

- автономные и комплексные испытания бортовых систем ракеты-носителя, космического аппарата, разгонного блока;
- заправка космического аппарата, разгонного блока рабочими телами;
- сборочно-монтажные работы – установка комплектующих элементов, стыковка ступеней ракет-носителей и космического аппарата, перегрузка собранной ракеты на транспортно-установочный агрегат.
- После проведения перечисленных выше работ производится транспортирование ракеты на стартовый комплекс.
- На стартовом комплексе проводятся следующие операции:
- установка ракеты на пусковое устройство;

- предстартовые проверки бортовых систем;
- прицеливание;
- заправка ракеты-носителя и разгонного блока компонентами топлива;
- запуск двигателя первой ступени.

При старте газовая струя двигателя воздействует на конструкцию пускового устройства, а также на здания и сооружения, поэтому после проведения пуска ракеты на стартовом комплексе проводятся ремонтно-восстановительные работы, по завершению которых стартовый комплекс готов к приему очередной ракеты.

Снятие космического средства с эксплуатации. Снятие космического средства с эксплуатации обусловлено их физическим износом или моральным старением. Если восстановление космических средств невозможно или нецелесообразно, то они подлежат снятию с эксплуатации.

Моральный износ не всегда является основанием для снятия космического средства с эксплуатации. Так, ракета-носитель типа «Союз» эксплуатируется без принципиальных изменений уже более 40 лет, многие технические решения морально устарели и не соответствуют уровню научно-технического прогресса. Однако высокая надежность ракеты-носителя предопределила ее долгую жизнь. За это время сменилось несколько поколений космических аппаратов.

После снятия с эксплуатации космические средства, как правило, используются в учебных целях. В ряде случаев производится разборка с последующим использованием пригодных узлов.

12.2. Контроль технического состояния ракетно-космических объектов

При эксплуатации РК применяются следующие виды контроля технического состояния:

- непрерывный, осуществляемый без снятия РК с готовности к боевому применению;
- периодический, проводимыми через заранее установленные промежутки времени, с выведением РК из состояния боевой готовности;
- плановый регламент РК, предполагающий проведение помимо контроля операций регулировок замену элементов с израсходованным ресурсом и др.

По результатам контроля проводится, при необходимости, замена элементов с характеристиками, не удовлетворяющими заданным требованиям.

Контроль технического состояния ракетно-космических объектов может проводиться в автоматическом или автоматизированном режиме. В частности, для контроля состояния систем ракеты «Минитмен-3А» установлен комплекс обслуживающего оборудования на базе ЭВМ. При обнаружении неисправности в какой-либо системе ракеты или пускового оборудования оператору выдается сообщение о её характере и месте. При эксплуатации ракеты МХ предполагается контролировать с использованием БЦВМ 150...200

параметров гириблока. При обнаружении неисправности производится полная замена системы управления.

На поддержание надежности на этапе эксплуатации оказывают влияние следующие факторы:

- полнота и достоверность контроля параметров восстанавливаемых систем РК, надежность которых меняется в ходе эксплуатации;
- периодичность контрольных проверок и регламентов;
- продолжительность снятия с боевого дежурства для проведения контрольных проверок и регламентов. Для снижения этого времени применяют средства встроенного контроля, позволяющие проводить контроль параметров без снятия РК с боевого дежурства.

Американскими специалистами значительное внимание уделяется контролю надежности ракет, находящихся на боевом дежурстве, по результатам проведения большого числа контрольно-испытательных запусков. Например, с середины 1963 до середины 1979 г. было проведено 400 контрольно-испытательных запусков ракеты «Минитмен». Нормы контрольно-испытательных запусков современных американских ракет чрезвычайно высоки и составляют не менее числа ракет, которые предполагается установить на боевое дежурство.

Результаты контрольно-испытательных запусков подтверждают фактическую надежность РК, в том числе с учетом действий боевых расчетов. При их проведении могут быть выявлены дефекты, причины которых заложены на предшествующих этапах разработки и производства.

12.3. Обеспечение надежности ракетно-космических объектов

На этапе эксплуатации РК могут проводиться меры по повышению надежности путем замены отдельных систем их улучшенными вариантами.

Поддержанию надежности РК при его эксплуатации способствуют организационные и технические меры такие, как обеспечение строгого соблюдения режимов и правил эксплуатации, закрепленных в эксплуатационной документации.

При необходимости проводятся следующие мероприятия:

- корректировка эксплуатационной документации;
- внедрение производственного ремонтного оборудования и средств, обеспечивающих контроль и быструю замену неисправных блоков;
- обеспечение ЗИПом необходимого количества и нужной номенклатуры;
- сбор, систематизация и анализ выявленных неисправностей и отказов систем и элементов РК, разработка и реализация мер по их предотвращению;
- обучение и аттестование личного состава.

Отметим, что в процессе «жизненного» цикла ракетного комплекса его надежность существенно изменяется. Эти изменения обусловлены в основном

доработками систем РК в процессе автономных испытаний элементов, комплексных испытаний систем РК и летных испытаний ракет (рис. 12.1).

Обратим внимание на отличие фактической надежности, как свойства РК, от её оценок. Фактическая надежность комплекса растет по мере устранения причин отказов, а оценки надежности при переходе от этапа к этапу на границе этапов испытаний снижаются из-за изменения условий испытаний.

Мероприятия по обеспечению надежности РК можно классифицировать как предупредительные, контрольные и защитные меры по исключению конструктивных, производственных и эксплуатационных отказов [12.3].

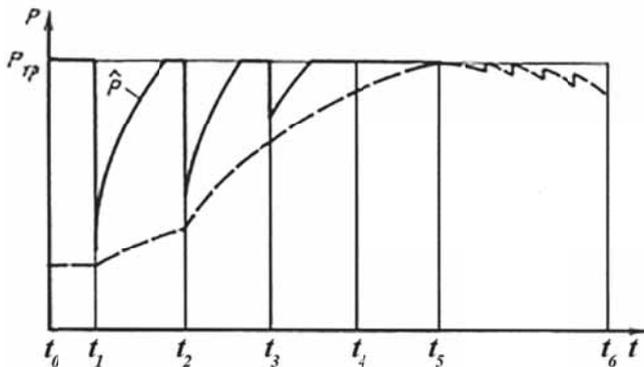


Рис. 12.1. Изменение надежности в процессе «жизненного» цикла РК:
 — оценка надежности РК; - - - фактическая надежность РК;
 $t_0 - t_1$ — этап проектирования; $t_1 - t_2$ — автономные испытания элементов;
 $t_2 - t_3$ — комплексные испытания систем РК; $t_3 - t_4$ — летные испытания ракет;
 $t_4 - t_5$ — серийное производство; $t_5 - t_6$ — этап эксплуатации

В целом стратегия обеспечения надежности комплекса должна быть такой, чтобы исключить отказы его систем и элементов, приводящие к заметному снижению боевой готовности к применению [12.4, 12.5].

Список литературы

Литература к главе 1

- 1.1. Вокин Г. Г. «Космос и человек», «ПСТМ», 2008. -72с.
- 1.2. Вокин Г. Г. О перспективах развития космических аппаратов. Тезисы докладов на седьмой Международной научно-практической конференции «Пилотируемые полеты в космос», Звездный городок, 14-15 ноября 2007.
- 1.3. Инженерный справочник по космической технике. Под ред. А. В. Солодова. Воениздат, 1977.
- 1.4. А. И. Киселев, А. А. Медведев, В. А. Меньшиков. Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. 2-ое издание, переработанное и дополненное. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2002. – 734 с.
- 1.5. Пилотируемая экспедиция на Марс. Российская академия космонавтики им. К. Э. Циолковского, Москва, Королев, 2006.
- 1.6. С. П. Уманский. Ракеты-носители. Космодромы. Под ред. Ю.Н. Коптева. – М.: Изд. «Рестарт+», 2001. – 216 с.
- 1.7. Пилотируемая экспедиция на Марс./ Под ред. А. С. Коротева. – М.: Российская академия космонавтики им. К. Э. Циолковского, 2006, 320 с.

Литература к главе 2

- 2.1. ОСТ 134-1020-99. Роскосмос. 2000.
- 2.2. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов / В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов и др.; под ред. В.П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
- 2.3. А. И. Киселев, А. А. Медведев, В. А. Меньшиков. Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. 2-ое издание, переработанное и дополненное. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2002. – 734 с.
- 2.4. С. П. Уманский. Ракеты-носители. Космодромы. Под ред. Ю. Н. Коптева. – М.: Изд. «Рестарт+», 2001. – 216 с.
- 2.5. Вокин Г. Г. О перспективах развития космических аппаратов (КА): от простейших КА и пилотируемых КА-станций к интеллектуализированным многофункциональным КА-комплексам-автоматам-роботам,
- 2.6. Гуцин В. Н. Основы устройства космических аппаратов. Учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.
- 2.7. Космонавтика и ракетостроение. Библиографическая энциклопедия. А-Я. – М.: Столичная энциклопедия, 2006.

- 2.8. Борчев М. А. О военной космонавтике. Издание 2-ое, перераб. и доп. – М.: СИП РИА, 2005. – 232 с.
- 2.9. Смирнов В. И. Международные тенденции в создании и эксплуатации малых космических аппаратов. – ЦНИИмаш, 2000.

Литература к главе 3

- 3.1. Аэронавтика и космос. Космическая деятельность стран мира. Информационный бюллетень № 47, ноябрь, 2007
- 3.2. Байконур-50 (История космодрома в воспоминаниях ветеранов) / Под общей ред. Перминова А. Н. – М.: «Типография «Новости», 2005. – 890 с.
- 3.3. Космодром. Под общей ред. А. П. Вольского. – М.: Воениздат, 1977. – 309 с.
- 3.4. Космодром «Плесецк». – М.: «Типография «Новости», 2002. – 104 с.
- 3.5. А. И. Киселев, А. А. Медведев, В. А. Меньшиков. Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. 2-ое издание, перераб. и доп. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2002. – 734 с.
- 3.6. Маленькая энциклопедия. Космонавтика. – М.: «Советская энциклопедия», 1968. – 527 с.
- 3.7. Новости космонавтики № 11, ноябрь, 2007.
- 3.8. Стромский И. В. Космические порты мира. – М.: «Машиностроение», 1996. – 112 с.

Литература к главе 4

- 4.1. Алексеев А. И., Шереметьев А. Г., Тузов Г. И., Глазов Б. И. Теория и применение псевдослучайных сигналов.- М.: Наука, 1969. – 256 с.
- 4.2. Боровец В. Ф., Кашеев Н. А. и др. Метод статистических испытаний для оценки характеристик наземно-космических сетей обмена информацией управления КА. В сборнике статей «Космос на страже Родины». Вторые научные чтения памяти М.К.Тихонравова. Т.1. «КОСМО», 1999.
- 4.3. Бусленко Н. П. Моделирование сложных систем. – М.: Наука, 1978. – 400 с.
- 4.4. Вентцель Е. С. Исследование операций. Сов. радио, 1972.
- 4.5. Галантерник Ю. М., Гориш А.В., Калинин А.Ф. Командно-измерительные системы и наземные комплексы управления космическими аппаратами. Монография. – М.: МГУЛ, 2003. – 200 с.
- 4.6. Гуткин Л. С. Теория оптимальных методов радиоприема при флюктуационных помехах. Госэнергоиздат, 1961.
- 4.7. Инженерный справочник по космической технике. Изд. 2-е под ред. А. В. Солодова. Воениздат Минобороны СССР, 1977.
- 4.8. Кашеев Н. А. Исследование вопросов оптимизации радиотехнических совмещенных командно-измерительных систем с широкополосными шумоподобными сигналами. Минобороны СССР, Харьков, 1974. – 165 с.

- 4.9. Кашеев Н. А. Об оптимальном распределении энергии псевдослучайных сигналов между каналами передачи информации и синхронизации. Д-1899Н. ЦИВТИ, 1973.
- 4.10. Кашеев Н. А., Панферов В. В., Чаплинский В. С. Метод оценки эффективности радиотехнической наземно-космической информационной сети обмена данными. Труды 1-й международной научно-технической конференции «Космос в 21-м веке: проблемы, решения, перспективы», 2002.
- 4.11. Кашеев Н. А. Синтез системы подвижных радиотехнических комплексов устойчивого управления космическими аппаратами. Минобороны СССР, 1990. - 365 с.
- 4.12. Космические траекторные измерения. Под ред. П.А. Агаджанова, В. Е. Дулевича, А. А. Коростелева. Сов. радио, 1969.
- 4.13. Космический аппарат «Монитор-Э». Эскизный проект. Часть 21 – Управление полетом. 98Д-0000-0 ПЗ.20. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 1999.
- 4.14. Космонавтика, энциклопедия. Под ред. В. П. Глушко и др. Советская энциклопедия, 1985.
- 4.15. Котельников В. А. Теория потенциальной помехоустойчивости. Госэнергоиздат. 1956.
- 4.16. Левин Б. Р. Теоретические основы статистической радиотехники. Книга вторая. М.: Советское радио, 1968. - 504 с.
- 4.17. Леонов А. И. и др. Моноимпульсная радиолокация. Радио и связь, 1984.
- 4.18. Окунев Ю. Б., Яковлев Л. А. Широкополосные системы связи с составными сигналами. Связь, 1968.
- 4.19. Петрович Н. Т., Размахнин М. К. Системы связи с шумоподобными сигналами. Сов. радио, 1969.
- 4.20. Потапов Е. П. Методы синхронизации и поиска широкополосных шумоподобных сигналов. МО СССР, Харьков, 1974.
- 4.21. Радиопередающие устройства на полупроводниковых приборах. Под ред. Р. А. Валитова и И. А. Попова. Сов. радио, 1973.
- 4.22. Сименс Г. Дж. Обзор методов аутентификации информации. ТИИЭР, т. 76, № 5, май 1988.
- 4.23. Справочник по радиолокации. Под ред. М. Скольника. Нью-Йорк, 1970. Перевод с англ. (в четырех томах)/ Под общ. ред. К.М. Трофимова. - М.: Сов. радио, 1976-1979.
- 4.24. Тактико-техническое задание на разработку и создание многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч» с геостационарными космическими аппаратами-ретрансляторами космического комплекса «Луч-М» (шифр ОКР «Луч-М»), 2001.
- 4.25. Теория информации и её приложения (сборник переводов). Под ред. Д. Д. Харкевича. Госиздат. физ. - мат. лит., 1959.
- 4.26. Техническое задание № 923/2-99 на создание наземного комплекса управления малыми КА дистанционного зондирования Земли и связи. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, 1999.

- 4.27. Флейшман Б. С. Элементы теории потенциальной эффективности сложных систем. Сов. радио, 1971.
- 4.28. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. – М.: Наука, 1965. – 315 с.
- 4.29. Энергетические характеристики космических радиолиний. Под ред. О. А. Зенкевича. Сов. радио. 1972.
- 4.30. Эскизный проект командно-измерительной системы научного и народно-хозяйственного назначения (шифр «Клен»). РНИИ КП, 1994.
- 4.31. Глазов Б. И. Автоматизированное управление в больших кибернетических системах. - М.:, МО СССР, 1981. - 393 с.
- 4.32. Калинин В. Н., Резников Б.А. Теория систем и управления (структурно-математический подход). - Л.:, ВИКИ, 1978. - 417с.
- 4.33. Цвиркун А. Д., Акинфиев В. К. Филиппов В. А. Имитационное моделирование в задачах синтеза структуры сложных систем (оптимизационно-имитационный подход). - М.:, 1985. - 174 с.
- 4.34. Крохин В. В. Информационно-управляющие космические радиолинии, М.:, 1993.
- 4.35. Зенкевич О. А. Энергетические характеристики космических радиолиний, - М.:, Сов. радио, 1972.
- 4.36. Бычков С. И., Лукьянов Д. П. и др. Космические радиотехнические комплексы, под ред.Бычкова С.И., "Сов. радио", 1967.
- 4.37. Киселев А. И., Медведев А. А., Меньшиков В. А. Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. -2-ое изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение / Машиностроение – Полет, 2002. - 734 с.
- 4.38. Олянюк П. З. Оптимальный прием сигналов и потенциальная точность космических измерительных комплексов, "Сов. радио", 1973.
- 4.39. Сильвестров С. Д., Лазарев В. М. и др. Точность измерения параметров движения космических аппаратов радиотехническими методами, под ред. Сильвестрова С.Д., "Сов. радио", 1970.
- 4.40. Губин В. А., Клюев Н. Ф., Костылев А. А., Мельников Б. Г., Степанов М. Г., Ткачев Е. А. Основы радионавигационных измерений, МО, 1987.
- 4.41. Чаплинский В. С. Приложение релятивистской теории к задачам траекторных измерений космических аппаратов. Космические исследования, т. XXIII, вып.1.М.:, Академия наук, 1985.
- 4.42. Эльясберг П. Е. Определение движения по результатам измерений. М., Наука, 1976.
- 4.43. Жданюк Б. Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. - М.:, Сов. радио, 1978.
- 4.44. Мановцев А. П. Введение в цифровую радиотелеметрию, М., Энергия, 1967.
- 4.45. Волоконно-оптические датчики, пер. с японского Горбунова Г. Н. - Л.:, Энергоатомиздат, 1991.
- 4.46. Системы радиосвязи. Под ред. Н. И. Калашникова, - М.:, Радио и связь, 1988.

- 4.47. Босслер Р., Дойч А. Проектирование сетей связи. - М.: Радио и связь, 1988.
- 4.48. Красильников Н. Н. Теория передачи и восприятия изображений, М.: Радио и связь, 1986.
- 4.49. Кашеев Н. А. Радиотехнические средства управления космическими аппаратами: Учебное пособие / МИРЭА. – М.: 2005. - 202 с.

Литература к 5 главе

- 5.1. В. В. Порошков. Ракетно-космический подвиг Байконура. (Хронологическое, документальное, иллюстрированное историческое исследование). – М.: Изд. Патриот, 2007. – 177 с.
- 5.2. В. И. Феодосьев, Г. И. Синярев. Введение в ракетную технику. – М.: Оборонгиз, 1961. – 506 с.
- 5.3. С. П. Уманский. Ракеты-носители. Космодромы. Под ред. Ю. Н. Коптева. – М.: Изд. «Рестарт+», 2001. – 216 с.
- 5.4. Стратегическое ракетное вооружение. Методология, опыт, проблемы. Книга 1. – М.: ЦНИИ, 2003. 652 с.
- 5.5. Б. Е. Черток. Ракеты и люди. кн. 1. – М.: Машиностроение, 1999. – 416 с.
- 5.6. Космонавтика и ракетостроение. Библиографическая энциклопедия. А-Я. – М.: Столичная энциклопедия, 2006.

Литература к 6 главе

- 6.1. В. И. Феодосьев, Г. И. Синярев. Введение в ракетную технику. – М.: Оборонгиз, 1961. – 506 с.
- 6.2. А. И. Киселев, А. А. Медведев, В. А. Меньшиков. Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. 2-ое издание, переработанное и дополненное. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2002. – 734 с.
- 6.3. ОСТ 134-1020-99. Роскосмос. 2000.
- 6.4. Ракеты-носители В.А. Александров, В. В. Владимиров, Р. Д. Дмитриев, С. О. Осипов. Под общ. ред. проф. С. О. Осипова. – М.: Воениздат, 1982. – 315 с.
- 6.5. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов / В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов и др.; под ред. В.П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

Литература к 7 главе

- 7.1. С. М. Тарг. Краткий курс теоретической механики. Учебник для технических вузов. – М.: «Наука». 1966. – 478 с.
- 7.2. Лысенко Л. Н. Наведение и навигация баллистических ракет. Учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 672 с.

- 7.3. Аппазов Р. Ф., Сытин О. Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. – М.: Наука. Гл. ред. Физ.-мат. лит., 1987. – 440 с.

Литература к 8 главе

- 8.1. Космонавтика и ракетостроение. Библиографическая энциклопедия. А-Я. – М.: Столичная энциклопедия, 2006.
 8.2. К 40-летию ЭРД, В. А. Храбров, ФГУП «Курчатовский институт».
www.ihst.ru/personal/akm/1t29.htm.

Литература к 9 главе

- 9.1. Космонавтика и ракетостроение. Библиографическая энциклопедия. А-Я. – М.: Столичная энциклопедия, 2006.
 9.2. В. И. Феодосьев, Г. И. Синярев. Введение в ракетную технику. – М.: Оборонгиз, 1961. – 506 с.
 9.3. Инженерный справочник по космической технике. Изд. 2-е, перераб. и доп. Под ред. А.В. Солодова. – М.: Воениздат, 1977. – 430 с.
 9.4. С. М. Тарг. Краткий курс теоретической механики. Учебник для технических вузов. – М.: «Наука». 1966. – 478 с.
 9.5. Аппазов Р. Ф., Сытин О. Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. – М.: Наука. Гл. ред. Физ.-мат. лит., 1987. – 440 с.
 9.6. Технические основы эффективности ракетных систем. Е. Б. Волков, В. З. Дворкин, А. И. Прокудин и др. Под ред. Е. Б. Волкова. – М.: Машиностроение, 1989. – 256 с.
 9.7. Точность межконтинентальных баллистических ракет. Л. И. Волков, А. И. Прокудин, В.С. Гаврилов, Г. Н. Мохоров; под ред. Л. И. Волкова. – М.: Машиностроение, 1996. – 304 с.
 9.8. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / Под ред. В. Н. Харисова, А. И. Перова, В.А. Болдина. – 2-е издание исправ. – М.: ИПРЖР, 1999. – 560с.

Литература к 10 главе

- 10.1. Ракеты-носители В. А. Александров, В. В. Владимиров, Р. Д. Дмитриев, С. О. Осипов. Под общ. ред. проф. С. О. Осипова. – М.: Воениздат, 1982. – 315 с.
 10.2. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов / В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов и др.; под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
 10.3. В. И. Феодосьев, Г. И. Синярев. Введение в ракетную технику. – М.: Оборонгиз, 1961. – 506 с.

- 10.4. Назаров А.В., Козырев Г.И., Шитов И.В. и др. Современная телеметрия в теории и на практике. Учебный курс. – Спб.: Наука и техника, 2007. – 672 с.
- 10.5. Николаев Ю. М., Соломонов Ю. С. Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ. – М.: Воениздат, 1979. – 240 с.

Литература к 11 главе

- 11.1. В. И. Феодосьев, Г. И. Синярев. Введение в ракетную технику. – М.: Оборонгиз, 1961. – 506 с.
- 11.2. Летные испытания ракет и космических аппаратов. Учебное пособие для технических вузов / Е.И. Кринецкий, Л.Н. Александровская, А.В. Шаронов, А.С. Голубков. Под ред. Е.И. Кринецкого. – М.: Машиностроение, 1979. – 464 с.

Литература к 12 главе

- 12.1. Технические основы эффективности ракетных систем. Е. Б. Волков, В. З. Дворкин, А. И. Прокудин и др. Под ред. Е. Б. Волкова. – М.: Машиностроение, 1989. – 256 с.
- 12.2. Основы эксплуатации космических средств. Учебник для вузов. Прохорович В.Е. и др., под ред. д.т.н. Никитина В.А. – С-Петербург, 2000. – 499 с.
- 12.3. Надежность и эффективность в технике: Справочник в 10 т. / Ред. совет В. С. Авдудевский (предс.). – М.: Машиностроение. Т. 1. Методология. Организация. Терминология. / Под ред. А.И. Рембезы, 1986. 303 с.
- 12.4. В. А. Чобанян. Методы определения и контроля эксплуатационных требований к перспективным сложным системам. – М.: ВА РВСН имени Петра Великого, 2005. – 344 с.
- 12.5. В. А. Чобанян. Математические модели и алгоритмы эксплуатационных требований к перспективным сложным системам. – М.: ВА РВСН имени Петра Великого, 2005. – 300 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие.....	3
Список принятых сокращений.....	4
Введение.....	9
Глава 1. Земля и космос	11
1.1. Общие астрономические сведения.....	11
1.2. Солнечная система.....	13
1.2.1. Краткая характеристика Солнца, больших планет и Луны.....	14
1.2.2. Малые планеты (астероиды).....	16
1.2.3. Кометы.....	16
1.2.4. Метеоры.....	17
1.3. Основные астрофизические сведения о Солнце.....	17
1.3.1. Лучистая энергия солнца. Световое давление.....	17
1.3.2. Радиоизлучение Солнца.....	18
1.3.3. Корпускулярное излучение Солнца.....	18
1.4. Планета Земля.....	18
1.4.1. Форма и размеры Земли. Сила тяжести.....	19
1.4.2. Атмосфера Земли.....	20
1.4.3. Магнитное поле Земли.....	22
1.4.4. Радиационные пояса Земли.....	22
1.5. Ближний и дальний космос.....	24
1.5.1. Луна. Физические характеристики.....	24
1.5.2. Поверхность Луны.....	24
1.5.3. Марс.....	26
1.5.4. Венера.....	38
1.6. Космос, Земля, Человек. Ограниченные возможности Земли и Человека.....	40
1.6.1. Об ограниченности ресурсов Земли и возможностей Человека.....	40
1.6.2. Об актуальности перехода к космическому мышлению.....	49
1.7. Основные тенденции развития космонавтики.....	51
Глава 2. Общая характеристика объектов ракетно- космической техники	56
2.1. Основные объекты ракетно-космической техники.....	56
2.2. Ракеты: от фейерверков и сигнальных ракет до ракет- носителей ядерных зарядов и космических аппаратов.....	58
2.3. Космические аппараты: от простейшего спутника до космических станций, комплексов и систем.....	66

2.4. Ракетно-космические системы научного, социально-экономического и оборонного назначения.....	69
2.4.1. Народнохозяйственные искусственные спутники Земли.....	69
2.4.2. Научно-исследовательские космические аппараты....	73
2.4.3. Искусственные спутники Земли оборонного назначения.....	75
Глава 3. Космодромы.....	78
3.1. Исторические сведения о создании космодромов.....	78
3.2. Состав и инфраструктура космодрома.....	84
3.3. Космодромы России.....	93
3.4. Космодромы зарубежных стран.....	101
3.5. Основные тенденции развития космодромов.....	110
Глава 4. Наземные средства контроля и управления ракетами и космическими аппаратами.....	111
4.1. Общие принципы построения наземного комплекса управления.....	111
4.2. Средства измерений текущих навигационных параметров космических аппаратов.....	119
4.3. Радиотелеметрические системы.....	127
4.4. Системы и средства переговорной и телевизионной связи с экипажами пилотируемых КА.....	130
4.5. Командно-измерительные системы.....	131
4.5.1. Общие сведения о командно-измерительных системах.....	131
4.5.1.1. К истории создания радиотехнических средств управления КА.....	131
4.5.1.2. Назначение, основные задачи и характеристики радиотехнических средств управления КА.....	132
4.5.1.3. Основные технические решения, реализованные в процессе развития радиотехнических средств управления КА.....	137
4.5.1.4. Автоматизированная система управления космическими аппаратами.....	142
4.5.2. Основные характеристики сигналов радиотехнических средств управления космическими аппаратами.....	145
4.5.2.1. Основные требования, определяющие выбор сигналов командно-измерительных систем.....	145
4.5.2.2. Выбор сигнала для измерения дальности и радиальной скорости космического аппарат....	146
4.5.2.3. Выбор сигнала для передачи информации.....	150

4.5.2.4. Выбор сигнала для обеспечения требований по помехозащищенности радиолиний.....	154
4.5.3. Технические решения и характеристики основных командно-измерительных систем разработки отечественных предприятий.....	157
4.5.3.1. Типовая структурно-функциональная схема командно-измерительной системы.....	157
4.5.3.2. Технические решения по формированию структуры сигналов основных существующих отечественных КИС.....	161
4.5.4. Системы и средства управления КА США.....	165
4.5.5. Радиолинии средств управления КА.....	169
4.5.5.1. Общая характеристика радиолиний средств управления КА.....	169
4.5.5.2. Синхронизация радиолиний КИС.....	173
4.5.5.3. Совмещение различных режимов функционирования КИС.....	176
4.5.5.4. Диапазоны волн радиолиний КИС.....	185
4.5.6. Проблемные вопросы совершенствования радиотехнических средств управления КА.....	190
Глава 5. Краткие исторические сведения о создании ракет	198
5.1. Пионеры ракетной техники.....	198
5.2. Создание первых баллистических ракет	203
5.3. Создание межконтинентальных баллистических ракет	207
5.4. Межконтинентальная баллистическая ракета Р-7.....	208
5.5. Трехступенчатая ракета-носитель «Восток».....	212
5.6. Ракетно-космический комплекс «Н1-Л3».....	215
5.7. Полет по программе ЭПАС.....	218
5.8. Многоцветная транспортная космическая система «Энергия» – «Буран».....	218
5.9. Ракета-носитель «Энергия».....	219
5.10. Космический корабль «Буран».....	220
5.11. Ракета-носитель «Протон».....	222
5.12. Морской старт.....	223
Глава 6. Принципы построения, конструкция и состав подсистем ракет-носителей.....	225
6.1 Термины и определения, общие понятия.....	225
6.2. Классификация ракет-носителей.....	228
6.3. Силовая схема.....	235
Глава 7. Основы баллистики ракет.....	239
7.1. Внешние условия полета ракет.....	239

7.2. Основные соотношения теории реактивного движения.....	243
7.3. Координаты, определяющие положение ракеты в пространстве	250
7.4. Вывод уравнений движения ракеты-носителя на активном участке полёта	253
7.5. Определение сил, действующих на ракету в полете.....	255
Глава 8. Двигательные установки ракет-носителей.....	270
8.1. Жидкостные двигательные установки ракет-носителей	271
8.1.1. Системы подачи топлива.....	277
8.1.2. Управление работой жидкостного ракетного двигателя.....	279
8.1.3. Топлива жидкостных ракетных двигателей.....	281
8.1.4. Основные направления совершенствования ракетных двигателей на жидком топлив.....	282
8.2. Ракетные двигатели на твердом топливе.....	283
8.2.1. Конструкция типового твердотопливного ракетного двигателя.....	283
8.2.2. Твердое ракетное топливо.....	285
8.2.3. Форма заряда твердого топлива.....	286
8.2.4. Система выключения двигателя на твердом топливе.....	288
8.3. Сравнение твердотопливных и жидкостных ракетных двигателей.....	289
8.4. Ядерные ракетные двигатели.....	290
8.5. Двигатели малой тяги.....	292
Глава 9. Системы управления ракет.....	295
9.1. Общие сведения об управлении движением ракеты-носителя и космического аппарата.....	295
9.2. Автоматическая система управления полетом ракеты.....	297
9.3. Системы управления межконтинентальных баллистических ракет.....	298
9.3.1. Основные задачи системы управления ракет.....	298
9.3.2. Принципы построения инерциальных систем управления ракет.....	299
9.3.3. Комплекс командных приборов и средств прицеливания.....	301
9.3.4. Гиросtabilизированная платформа.....	312
9.3.5. Цифровой вычислительный комплекс системы управления ракеты.....	315
9.3.6. Основные характеристики системы управления ракеты «Минитмен-3».....	316

9.4. Основные направления совершенствования приборов инерциальных систем управления ракет.....	319
9.5. Системы управления ракет с элементами искусственного интеллекта.....	325
9.6. Комбинированные системы управления.....	327
9.7. Принципы построения корректируемых систем управления ракет.....	327
Глава 10. Вспомогательные системы.....	339
10.1. Разделение ступеней и отделение элементов конструкции ракеты.....	339
10.2. Электрооборудование баллистической ракеты.....	344
10.3. Система телеметрического контроля ракеты.....	347
10.4. Органы управления движением ракет.....	351
Глава 11. Вопросы испытаний и отработки ракет и их систем.....	355
11.1. Испытания и отработка ракетных двигателей.....	355
11.2. Стендовые испытания ракет.....	358
11.3. Летные испытания ракет.....	359
11.4. Телеметрический контроль и кинотеодолитная съемка.....	361
Глава 12. Общие сведения по эксплуатации ракетно-космических объектов.....	362
12.1. Основные этапы наземной эксплуатации.....	362
12.2. Контроль технического состояния ракетно-космических объектов.....	364
12.3. Обеспечение надежности ракетно-космических объектов.....	365
Список литературы	367

ВВЕДЕНИЕ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКУЮ ТЕХНИКУ

Учебное пособие

ТОМ 1

ISBN 978-5-9729-0195-1



Подписано в печать 02.08.2017
Формат 60x84/16. Бумага офсетная.
Гарнитура «Таймс».
Тираж 1000 экз. Заказ № 823

Издательство «Инфра-Инженерия»
Тел.: 8(911)512-48-48
E-mail: infra-e@yandex.ru
www.infra-e.ru

**Издательство приглашает
к сотрудничеству авторов
научно-технической литературы**