



Демьян МАКАРЕНКО
Александр ПОТЮПКИН

НА ОРБИТАЛЬНЫХ РУБЕЖАХ



Редакционный совет издательства «Academia»

**проф. М.Е. Алексеев, ак. В.Л. Гинзбург,
ак. И.М. Макаров, ак. Р.И. Нигматулин, ак. Н.Я. Петраков,
ак. Р.В. Петров, гл. ред. В.А. Попов, ак. Д.В. Сарабьянов,
проф. К.А. Свасьян, ак. В.П. Скулачев, ак. Е.П. Чельшев,
ак. РАО С.О. Шмидт, д.т.н. О.Г. Юрин, ак. В.Л. Янин**



НАУЧНО-ПОПУЛЯРНОЕ ИЗДАНИЕ

*Издано при финансовой поддержке
Федерального агентства по печати и массовым коммуникациям
в рамках Федеральной программы «Культура России»*

ACADEMIA
МОСКВА
MMVIII

**Д.М. МАКАРЕНКО,
А.Ю. ПОТЮПКИН**

НА ОРБИТАЛЬНЫХ РУБЕЖАХ



2008

УДК 629.78.085
ББК 39.62
М 15

МАКАРЕНКО Д.М., ПОТЮПКИН А.Ю. На орбитальных рубежах. — М.: Academia, — 2008. — 280 с., ил. 101, табл. 19, библи.

В книге излагаются основные сведения об отечественных космических системах военного и двойного назначения. Рассмотрены принципы построения и функционирования систем средств выведения, космической разведки, связи и навигации, наземного автоматизированного комплекса управления. Основное внимание уделено рассмотрению отечественных прикладных космических систем, главным образом военного назначения, поскольку эта тема мене всего доступна массовому читателю.

Для студентов технических вузов, специалистов в области ракетно-космической техники и читателей, у которых вызывают интерес проблемы освоения космического пространства.

ISBN 978-5-87444-298-9

ББК 39.62

ОГЛАВЛЕНИЕ

Список сокращений	7
ВВЕДЕНИЕ	11
Глава 1. ЧЕМ ШТУРМУЮТ НЕБО	14
1.1. Структура и задачи космических систем (космических комплексов)	14
1.1.1. Структура космических систем	14
1.1.2. Задачи, решаемые космическими системами	21
1.2. Современное состояние и направления совершенствования отечественной системы средств выведения	31
1.2.1. Особенности отечественной системы средств выведения	31
1.2.2. Направления совершенствования отечественной системы средств выведения	58
Глава 2. ОРБИТАЛЬНЫЙ ЛЕГИОН	75
2.1. Отечественные космические системы разведки	76
2.2. Отечественные космические системы связи	104
2.3. Отечественные космические системы навигации	115
Глава 3. ВОЕВОДЫ КОСМИЧЕСКОЙ РАТИ	119
3.1. Состав, назначение, принципы построения и особенности функционирования наземного автоматизированного комплекса управления	119
3.2. Управление космическими аппаратами	128
3.2.1. Технологический цикл управления космическими аппаратами	129
3.2.2. Особенности современных космических аппаратов как объектов управления	132
3.3. Виды обеспечения управления космическими аппаратами	141
3.3.1. Командно-программное обеспечение	141
3.3.2. Навигационно-баллистическое обеспечение	144
3.3.3. Информационно-телеметрическое обеспечение	147

3.3.4. Частотно-временное обеспечение	157
3.4. Контур управления космическими аппаратами	169
3.4.1. Назначение пунктов управления космическими аппаратами	169
3.4.2. Функционирование пункта управления	172
3.5. Перспективы развития наземных автоматизированных комплексов управления	176
3.5.1. Исторический обзор развития наземных автоматизированных комплексов управления	176
3.5.2. Перспективные технологии управления космическими аппаратами	192
3.5.3. Единый Государственный наземный автоматизированный комплекс управления	200
Глава 4. КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ГЛОНАСС	204
4.1. Общие сведения о системе	204
4.2. Подсистема выведения	213
4.2.1. Средство выведения	213
4.2.2. Особенности технического и стартового комплексов	226
4.3. Орбитальная подсистема	238
4.3.1. Баллистическое построение орбитальной системы	238
4.3.2. Космический аппарат	241
4.4. Наземный комплекс управления системы ГЛОНАСС	251
4.4.1. Подсистема контроля и управления	251
4.4.2. Типовые операции управления	261
4.4.3. Особенности комбинированного использования ГЛОНАСС и GPS	268
Литература	274

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АКНП	— аппаратура контроля навигационного поля
АМС	— автоматическая межпланетная станция
АСУ	— автоматизированная система управления
АТ	— азотный тетраоксид (компонент ракетного топлива)
АФАР	— активная фазированная антенная решетка
БА	— бортовая аппаратура
БВС	— бортовая вычислительная система
БВК	— бортовой вычислительный комплекс
БДУ	— бортовые двигательные устройства
БИТС	— бортовая ИТС
БКВК	— бортовой командно-вычислительный комплекс
БКУ	— бортовой комплекс управления
БМП	— быстроменяющиеся параметры
БПО	— бортовое программное обеспечение
БРПЛ	— баллистическая ракета подводной лодки
БС	— бортовые системы
БЦВМ	— бортовая цифровая вычислительная машина
БЦВК	— бортовой цифровой вычислительный комплекс
БШВ	— бортовая шкала времени
ВВС	— Военно-воздушные силы
ВДП	— временная диаграмма полета
ВМФ	— Военно-морской флот
ВП	— временная программа
ВЭО	— высокоэллиптическая орбита
ГИК	— Государственный испытательный космодром
ГИЦИУ	— Главный испытательный центр испытаний и управления
ГПВРД	— гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ГСО	— геостационарная орбита
ГСхО	— геосинхронная орбита
ГУ ГШ	— Главное управление Генерального штаба
ДЗЗ	— дистанционное зондирование Земли
ДО	— динамическая операция
ДУ	— двигательная установка
ЕШВ	— единая шкала времени
ЖРД	— жидкостный ракетный двигатель
ЗРВ	— зона радиовидимости

ЗУ	— запоминающее устройство
ИД	— исходные данные
ИИ	— измерительная информация
ИИС	— информационно-измерительная система
ИК	— измерительный комплекс
ИКС	— измерительный комплекс космодрома
ИОК	— информация обобщенного контроля
ИП	— измерительный пункт
ИПРЗ	— исследование природных ресурсов Земли
ИС	— интеллектуальная система
ИТНП	— измерение текущих навигационных параметров
ИТО	— информационно-телеметрическое обеспечение
ИТС	— информационно-телеметрическая система
КА	— космический аппарат
КАУР	— космический аппарат унифицированного ряда
КБ	— конструкторское бюро
КВ	— Космические войска
КГЧ	— космическая головная часть
КДУ	— корректирующая двигательная установка
КИК	— командно-измерительный комплекс
КИП	— командно-измерительный пункт
КИС	— командно-измерительная система
КК	— космический корабль
КК	— космический комплекс
КОС	— квантово-оптическая система
КПИ	— командно-программная информация
КПО	— командно-программное обеспечение
КПиО	— комплекс посадки и обслуживания
КРТ	— компонент ракетного топлива
КС	— космическая система
КСт	— контрольная станция
КСН	— космическая система наблюдения
КСР	— космическая система разведки
КСС	— космическая система связи
КЭК	— контрольно-эталонный комплекс
ЛТХ	— летно-технические характеристики
МАКС	— многоразовая авиационно-космическая система
МБР	— межконтинентальная баллистическая ракета
МВКС	— многоразовая воздушно-космическая система
МКРЦ	— морская космическая разведка и целеуказание
МКС	— многоразовая космическая система
ММП	— медленноменяющиеся параметры
МО	— Министерство Обороны
МОКС	— Международная организация космической связи
МРКС	— многоразовая ракетно-космическая система
НАКУ	— наземный автоматизированный комплекс управле-
	ния
НАП	— навигационная аппаратура потребителя
НБО	— навигационно-баллистическое обеспечение
НДМГ	— несимметричный диметилгидразин (компонент ра-
	кетного топлива)
НИТ	— новые информационные технологии
НИИП	— Научно-исследовательский испытательный полигон

НИОКР	— научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы
НМК	— наземный моделирующий комплекс
НКА	— навигационный космический аппарат
НКО	— низкая круговая орбита
НКУ	— наземный комплекс управления
НП	— непосредственная передача
НП	— неориентированный полет
НПО	— научно-производственное объединение
НПРС	— наземная приемно-регистрирующая станция
НСК	— наземный специальный комплекс
НСУ	— невыполненный сеанс управления
НСЭН	— научное и социально-экономическое назначение
НШС	— нештатная ситуация
ОАО	— открытое акционерное общество
ОГ	— орбитальная группировка
ОДП	— ориентированный дежурный полет
ОЗУ	— оперативное запоминающее устройство
ОКИК	— отдельный КИК
ОКР	— опытно-конструкторские работы
ОС	— орбитальная станция
ОСПО	— общесистемное программное обеспечение
ОЭР	— оптико-электронная разведка
ПВЗ	— параметры вращения Земли
ПГРК	— подвижный грунтовый ракетный комплекс
ПДС	— постоянно действующие системы
ПИК	— полигонный измерительный комплекс
ПКУ	— подсистема контроля и управления
ПКО	— противокосмическая оборона
ПЛАРБ	— подводная лодка-атомная ракетная база
ПМО	— программно-математическое обеспечение
ПО	— производственное объединение
ПрОЗУ	— программа оперативного запоминающего устройства
ПРО	— противоракетная оборона
ПУ	— пункт управления
ПУ	— пусковая установка
ПЭВМ	— персональная электронно-вычислительная машина
РБ	— разгонный блок
РВСН	— Ракетные войска стратегического назначения
РД	— руководящая документация
РДТТ	— ракетный двигатель твердого топлива
РК	— разовая команда
РКК	— ракетно-космический комплекс
РКН	— ракета космического назначения
РКТ	— ракетно-космическая техника
РЛСБО	— радиолокационная станция бокового обзора
РЛР	— радиолокационная разведка
РМВ	— реальный масштаб времени
РМО	— рабочее место оператора
РН	— ракета-носитель
РП	— рабочая программа
РС	— рабочая сеть
РСА	— радиолокатор с синтезированной апертурой

РТР	— радиотехническая разведка
РТС	— радиотехническая система
РУ	— регистрирующее устройство
СА	— спускаемый аппарат
СВ	— сверка времени
СЕВ	— система единого времени
СИТО	— система ИТО
СЗБ	— сборно-защитный блок
СК	— стартовый комплекс
СККП	— система контроля космического пространства
СКФ	— система контроля фаз
СНБО	— система НБО
СОИ	— система обработки информации
СОЗ	— система обеспечения запуска
СПД	— система передачи данных
СПО	— специальное программное обеспечение
СПП	— система первичного преобразования
СПРН	— система предупреждения о ракетном нападении
СПУИ	— система передачи управляющей информации
СР	— спутник-ретранслятор
СрВ	— средства выведения
СРНС	— спутниковая радионавигационная система
ССОИ	— средства сбора и обработки информации
ССПД	— средства связи и передачи данных
СТК	— система телеметрического контроля
СТР	— система терморегулирования
СУ	— система управления
СУД	— система управления движением
СЭК	— спускаемые элементы конструкции
СЭП	— система энергоснабжения
ТК	— технический комплекс
ТМИ	— телеметрическая информация
ТМП	— телеметрические параметры
ТС	— техническое состояние
ТТХ	— тактико-технические характеристики
ТЦУ	— технологический цикл управления
ЦДКС	— центр дальней космической связи
ЦКП	— центральный командный пункт
ЦПУ	— центральный пункт управления
ЦС	— центральный синхронизатор
ЦУП	— центр управления полетом
ЦУС	— центр управления системой
ШПУ	— шахтная пусковая установка
УРМ	— универсальный ракетный модуль
ФКА	— Федеральное космическое агентство
ЭИ	— эфемеридная информация
ЭТД	— эксплуатационно-техническая документация
ЯЭУ	— ядерная энергетическая установка.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из наивысшим достижений человечества является космонавтика. Увы, для технологически продвинутой части земной цивилизации космонавтика сегодня — заурядная обыденность. Но мы, авторы данной книги, — специалисты в области военной космонавтики, и наш личный опыт говорит, что если при встрече у незнакомца не появляется в глазах детский интерес к нашей профессии, то это редкий случай. Именно уважение к непогасшему интересу наших собеседников-«некосмонавтов», к их не обломанному жизнью бескорыстному стремлению хоть глазком заглянуть в запредельное и есть тот побудительный мотив, который заставил авторов взяться за перо. К этому нас так же сподвигнула специфика профессии, которая дает лишь редкому числу руководителей возможность охватить взором, объять разумом, а главное — потрогать руками космическую технику во всем её многообразии, поскольку обычно специалисту в области военной космонавтики судьба дарует возможность поработать или хотя бы побывать лишь на некоторых космических комплексах из десятков существующих.

За фееричностью человеческих свершений в космосе, за героизмом, а то и трагичностью судеб первопроходцев, за шумихой газетных полос и многословностью официоза почти незаметно встали на свой пост постоянно действующие прикладные космические системы. Эта незаметность была закономерным итогом нежелания привлекать внимание к дорогостоящим системам военного назначения, которыми были и в значительной степени остаются до сих пор космические орбитальные группировки. В многообразии и даже изобилии отечественной

литературы о космонавтике вполне сознательно было оставлено прикрытое лозунгом о врожденном миролюбии социализма место, в котором оказался спрятан тот самый меч-кладенец, одно сияние которого вынуждало наших соседей быть по отношению к нам неестественно миролюбивыми. Поскольку убедительность такой грубой силы во внешней политике государства не совсем соответствовала убежденности советского руководства во всесокрушающей мощи идеологических лозунгов, знания собственного народа о том, что на самом деле обеспечивает ему мирное небо над головой, были плотно зашорены разговорами о «мирном космосе», которые вовсе не были неправдой, будучи всего лишь не всей правдой. Поэтому отечественные космические системы разведки, связи и навигации оказались тем неотъемлемым и жизненно необходимым элементом обороны государства, о котором самые любопытные из наших соотечественников традиционно узнавали только из иностранных источников. Необходимость кратко и комплексно отразить эту тему в отечественной специальной литературе осталась актуальной и в нынешнее время изобилия информации, в немалой степени именно из-за обилия и разрозненности сведений об отечественной военной космонавтике. Стремлением сосредоточиться именно на этом, слабоизвестном сегменте космонавтики, объясняется исключение из объема данной книги материалов о пилотируемой космонавтике или о выполнении научно-исследовательских программ. При этом у авторов просто не было задачи и возможности написать историю отечественных космических систем военного назначения, и исторические данные мы посчитали необходимым упомянуть лишь там, где без них невозможно представить в необходимой полноте современное состояние дел. Именно поэтому не упомянуты (уже два десятилетия как снятые с вооружения) ударные системы с орбитальной головной частью на базе МБР Р-36орб и система противоспутникового оружия с космическими аппаратами серии «ИС» («Истребитель спутников»).

В основу книги были положены идеи системного подхода, в соответствии с которыми любой объект должен рассматриваться во всем многообразии его взаимодействия с окружающей средой, а оцениваться — исходя из

цели его предназначения. Структурно книга состоит из четырёх глав, которые объединены единым замыслом, но тем не менее обладают определенной «автономностью» и могут рассматриваться независимо друг от друга. Общий замысел состоял в том, чтобы последовательно рассмотреть три составных части космического комплекса, которые затем представить в более детальной совокупности, применительно к конкретной космической системе. В первой главе изложены особенности отечественной системы средств выведения, во второй — отечественные орбитальные системы, в третьей — особенности отечественного наземного автоматизированного комплекса управления. Четвертая глава посвящена описанию структуры и свойств космической системы ГЛОНАСС как примера одной из наиболее известных для массового читателя систем.

Книга является плодом коллективного обсуждения и выводов, но написание разделов — авторское. Первая и вторая главы написаны Д.М. Макаренко, третья — А.Ю. Потюпкиным, четвертая глава и введение является плодом коллективного труда авторов. Сведения, изложенные в книге, сознательно ограничивались материалами, которые доступны в открытых источниках; так, например, внешний вид космических аппаратов представлен именно в том виде, в каком они были ранее опубликованы, без попыток исправить те неточности, которые самим авторам известны. Надеемся, что читателем это не будет воспринято как игра в секретность: авторы знают и уверены, что нашей стране есть что хранить в тайне. Также надеемся, что к неизбежной для специальной литературы неудобочитаемости отдельных страниц книги вроде «задача приема ТМИ ММП решается с помощью НПРС типа РТС-9» читатель отнесётся как к заурядным для XVI века фразам «взять грот на гитовы» или «поднять форстаксель» из знакомых с детства книжек про пиратов.

Авторы будут признательны читателям за высказанные замечания, пожелания и рекомендации, позволяющие улучшить эту книгу в будущих переизданиях.

Глава 1

ЧЕМ ШТУРМУЮТ НЕБО

1.1. Структура и задачи космических систем (космических комплексов)

Основой знаний в любой области человеческой деятельности является понимание специфики употребляемых понятий и осознание того, что эта деятельность собой представляет и зачем она нужна. Поэтому прежде всего подлежат рассмотрению вопросы терминологии, обобщенного образа изучаемого объекта (то есть его структуры) и его функций (то есть задач, которые изучаемый объект решает).

1.1.1. Структура космических систем. Очевидно, что в любой области деятельности необходимо прежде всего договориться о единстве понимания всеми участниками употребляемых в данном деле терминов. Пренебрежение вопросами терминологии грозит крайне тяжелыми последствиями — достаточно сказать, что в основе множества революций лежит различие в понимании разными слоями общества такого общеупотребляемого термина, как «благо народа».

Регламентация употребления каких-либо терминов в государстве осуществляется через систему государственных стандартов. Терминология в области космонавтики регламентируется ГОСТами и другими нормативными документами, например, инструкциями и руководствами Космических войск и Федерального космического агентства, перечень определений которых можно представить в виде иерархической структуры (рис. 1.1). При этом в данном разделе раскрывается лишь часть употребляемой

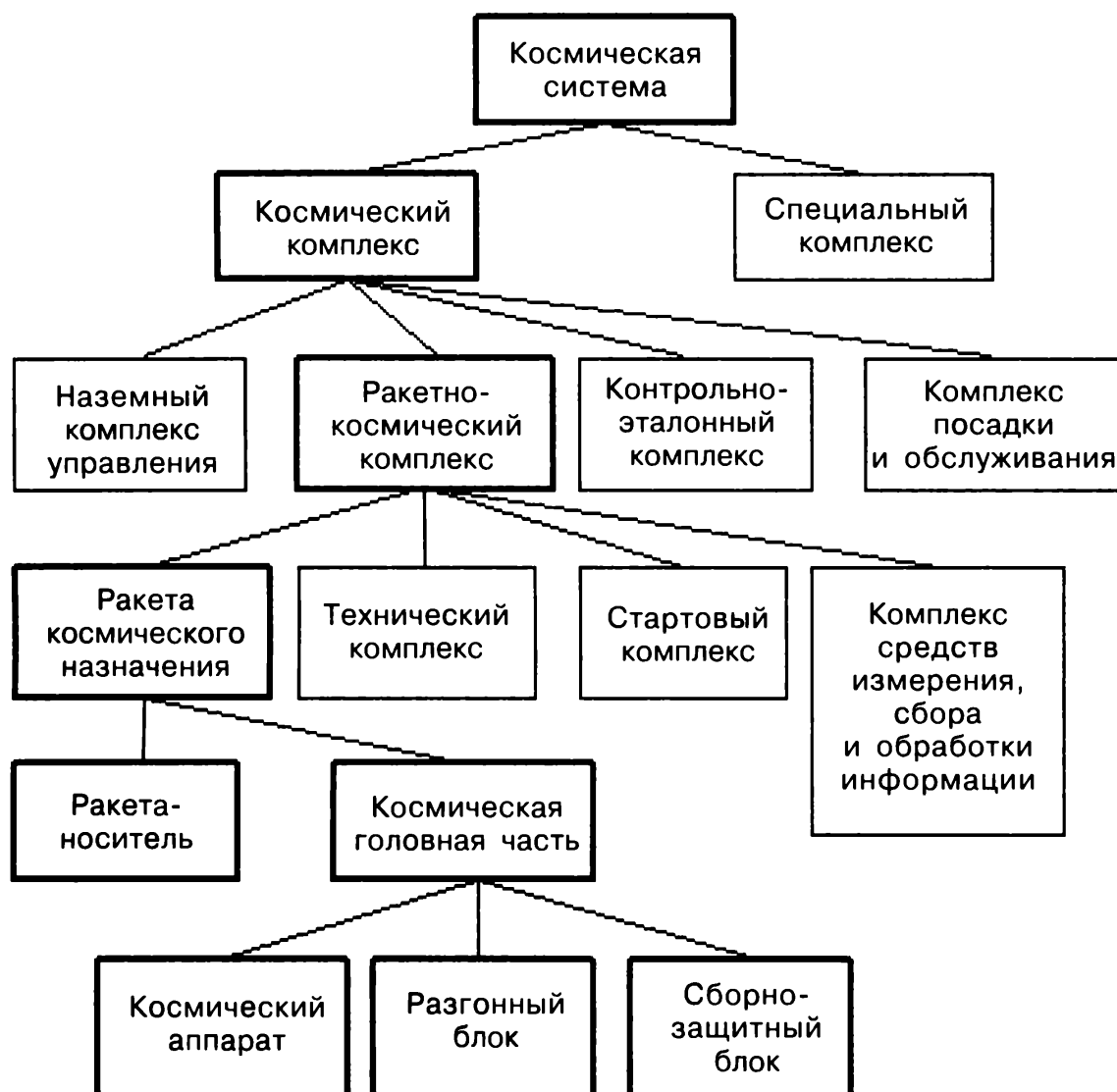


Рис.1.1. Структура космической системы

в космической отрасли терминологии, необходимая для раскрытия содержания данной книги.

Космическая система — совокупность одного или нескольких космических и специальных комплексов, предназначенная для решения различных задач в космосе и из космоса.

Появление возможности многократного использования орбитальных средств потребовало выделить такие космические системы в отдельный класс *многофазовых космических систем (МКС)*, которые, в зависимости от типа применяемых средств выведения, определяются как:

- *многофазовая ракетно-космическая система (МРКС)* — если в составе космической системы используются только ракетные средства выведения;

- *многофазовая авиационно-космическая система (МАКС)* —

если в состав системы входят авиационные и ракетные средства подготовки и выведения;

— *многоразовая воздушно-космическая система (МВКС)* – если в состав системы входят многоразовые космические летательные аппараты с горизонтальным стартом и посадкой.

Космический комплекс – совокупность функционально взаимосвязанных орбитальных и земных средств, предназначенная для самостоятельного решения задач в космосе и из космоса или для обеспечения решения таких задач в составе космической системы.

Специальный комплекс – совокупность функционально взаимосвязанных средств, обеспечивающих прием, регистрацию, обработку, хранение, предоставление потребителю специальной информации.

Технически специальный комплекс представлен пунктами приема специальной информации различной ведомственной принадлежности (например, Центром военнотехнической информации ГУ ГШ) или непосредственно потребителем, если специальная информация не требует дополнительной обработки (например, военнослужащим с комплектом навигационной аппаратуры).

Наземный комплекс управления (НКУ) – совокупность взаимосвязанных технических средств с необходимым информационным и математическим обеспечением, сооружений, центров управления и командно-измерительных пунктов, предназначенных для управления космическими аппаратами определенного назначения.

Контрольно-эталонный комплекс (КЭК) – комплекс систем и средств, предназначенный для контроля качества функционирования специальных средств космических аппаратов.

Важно понимать, что контрольно-эталонный комплекс не имеет непосредственного отношения к метрологии, как это вроде бы следует из его названия. Технически он представляет собой набор средств для определения качества работы бортовых специальных комплексов фото-, оптико-электронной, радиотехнической и радиолокационной разведки, связи, навигации и т. д. Примером системы КЭК может служить мишенное поле, представляющее собой забетонированную площадку, на которую нанесены в заданном порядке фигуры определенного цвета, разме-

ра и формы. Снимок из космоса такого поля в сочетании с одновременным замером его фотометрических характеристик позволяет судить о точности работы конкретного комплекта специальной аппаратуры на борту космического аппарата.

Комплекс посадки и обслуживания (КПиО) — совокупность стационарных и подвижных технических средств и сооружений, предназначенных для обеспечения посадки и послеполетного обслуживания возвращаемых элементов ракеты космического назначения при запусках космических аппаратов и спуске их на Землю.

Технически КПиО составляют средства поиска и эвакуации спускаемых аппаратов и капсул (организационно входящие в состав поисково-спасательной службы Военно-воздушных Сил), а также специализированные аэродромы для эксплуатации многоразовых авиационно-космических систем.

Ракетно-космический комплекс (РКК) — совокупность ракеты с функционально связанными техническими средствами и сооружениями, предназначенными для обеспечения транспортировки, хранения, приведения и содержания в готовности, технического обслуживания, подготовки, пуска и контроля полета ракеты космического назначения на участке выведения.

Технический комплекс (ТК) — сооружения с технологическим оборудованием и общетехническими системами, расположенные на одной или нескольких *технических позициях* (рис. 1.2). Предназначен для подготовки ракеты-носителя и космического аппарата к вывозу на стартовый комплекс, а также сборки, хранения, проверки и приведения в определенные готовности, технического обслуживания космического аппарата и ракеты-носителя. *Техническая позиция* — участок местности с подъездными путями, инженерными коммуникациями, зданиями и сооружениями.

Стартовый комплекс (СК) — совокупность стационарных и подвижных технических средств, сооружений, предназначенная для обеспечения готовности, подготовки, заправки и пуска ракеты космического назначения. Располагается на стартовой позиции (рис. 1.3). Обеспечивает доставку ракеты-носителя и космической головной части на стартовую позицию, установку ракеты-носителя на



Рис. 1.2. Типичный технический комплекс

пусковую установку, заправку компонентами топлива и газами, испытания и выполнение всех технологических операций по подготовке к пуску и пуск ракеты космического назначения.

Стартовый комплекс может иметь одну или несколько пусковых установок. В свою очередь, пусковые установки могут быть реализованы в следующих вариантах:

- стационарные наземные;
- стационарные подземные (шахтные);
- подвижные наземные (грунтовые и железнодорожные);
- подвижные подземные (траншейные);
- подвижные морские (на морских платформах, надводных кораблях и подводных лодках).

Комплекс средств измерения, сбора и обработки информации [измерительный комплекс космодрома] (КСИСОИ [ИКК]) –



Рис. 1.3. Типичный наземный стартовый комплекс

многофункциональный комплекс специальных средств, привлекаемый для решения следующих задач:

проведение телеметрических измерений при подготовке ракеты-носителя и космического аппарата к пуску и в ходе пуска;

сбор, обработка, отображение и документирование измерительной информации;

оценка состояния бортовых систем ракеты космического назначения при подготовке к пуску;

привязка измерительной информации к единой шкале времени;

прогнозирование районов падения ступеней ракет-носителей;

определение элементов траектории полета ракеты космического назначения и факта (фактов — при групповом запуске) выхода на орбиту;

послеполётная обработка измерительной информации;
обеспечение теле- и радиосвязи с экипажем;
выдачи команд на включение системы аварийного спасения;
проведение репортажей о подготовке пуска и пуске.

На вооружении ИКК стоят комплексы оптической, радиотехнической, квантовой, электронной и другой аппаратуры. Данная аппаратура размещается на измерительных пунктах — ИПах, которые размещены вдоль трассы запуска ракет космического назначения. ИПы могут быть (а в нашей стране когда-то и были) не только стационарными, но и подвижными — автомобильными, самолетными и морскими. Количество ИПов определяется, исходя из необходимости получения измерительной информации на протяжении всего активного участка полета ракеты космического назначения вплоть до момента отделения космического аппарата.

Ракета космического назначения (РКН) — совокупность ракеты-носителя и космической головной части.

Ракета-носитель (РН) — устройство, предназначенное для вывода полезного груза на заданную траекторию или орбиту.

В данном случае под орбитой понимается прежде всего околоземная орбита, а под траекторией — суборбитальная (баллистическая) и межпланетная траектории. В общем же случае под ракетой-носителем понимается именно ракета, то есть летательный аппарат переменной массы, приводимый в движение силой реакции, возникающей при направленном отбросе части его собственной массы.

Космическая головная часть (КГЧ) — совокупность космического аппарата, сборно-защитного блока и разгонного блока.

Сборно-защитный блок (СЗБ) — совокупность технических устройств, предназначенных для конструктивной или функциональной связи космического аппарата или составных частей КГЧ с РН, их защиты и стыковки как с РН, так и между собой.

Основными частями СЗБ являются головной обтекатель и шасси (диспенсер) космического аппарата.

Разгонный блок (РБ) — техническое средство, предназ-

наченное для доставки космического аппарата на требуемую орбиту или траекторию после отделения от РН.

Технически РБ имеет в качестве отличительных особенностей наличие двигательной установки многократного включения и собственную, автономную от РН, систему управления. Этим РБ отличается от верхних ступеней РН. Например, блок «Л» РН «Молния М», хотя и оборудован двигательной установкой многократного включения, — все же 4-я ступень РН, а не разгонный блок, так как имеет на борту систему управления всей РН. Нужно также учитывать, что понятие «разгонный блок» — преимущественно отечественное, и для иностранных РН, как правило, не применяется, так как традиционно любая ступень американской ракеты, в том числе с двигателями многократного включения, в прямом переводе и есть разгонный блок (англ. booster — ускоритель). Именно поэтому иностранные авторы разгонные блоки (в отечественном понимании) «Transtage», «Agena», «Centaur» и т.п., определяют как верхние ступени (upper stages) соответствующих РН.

Космический аппарат (КА) — техническое устройство, предназначенное для решения задач в космосе и из космоса.

Космические аппараты различают по назначению (КА связи, КА навигации и т. д.) и по обитаемости (пилотируемые и беспилотные КА). При этом пилотируемый КА называют *космическим кораблем (КК)*; КА, длительное время функционирующий на околоземной, окололунной или околопланетной орбите, называют *орбитальной станцией (ОС)*; непилотируемый КА для доставки научной аппаратуры к небесным телам и для изучения межпланетного космического пространства называют *автоматической межпланетной станцией (АМС)*.

1.1.2. Задачи, решаемые космическими системами. Все многообразие задач, решаемых или предполагаемых к решению космическими системами, можно разделить на три основные группы:

- научно-исследовательские задачи;
- народнохозяйственные задачи;
- военные задачи.

Научно-исследовательские задачи предусматривают изуче-

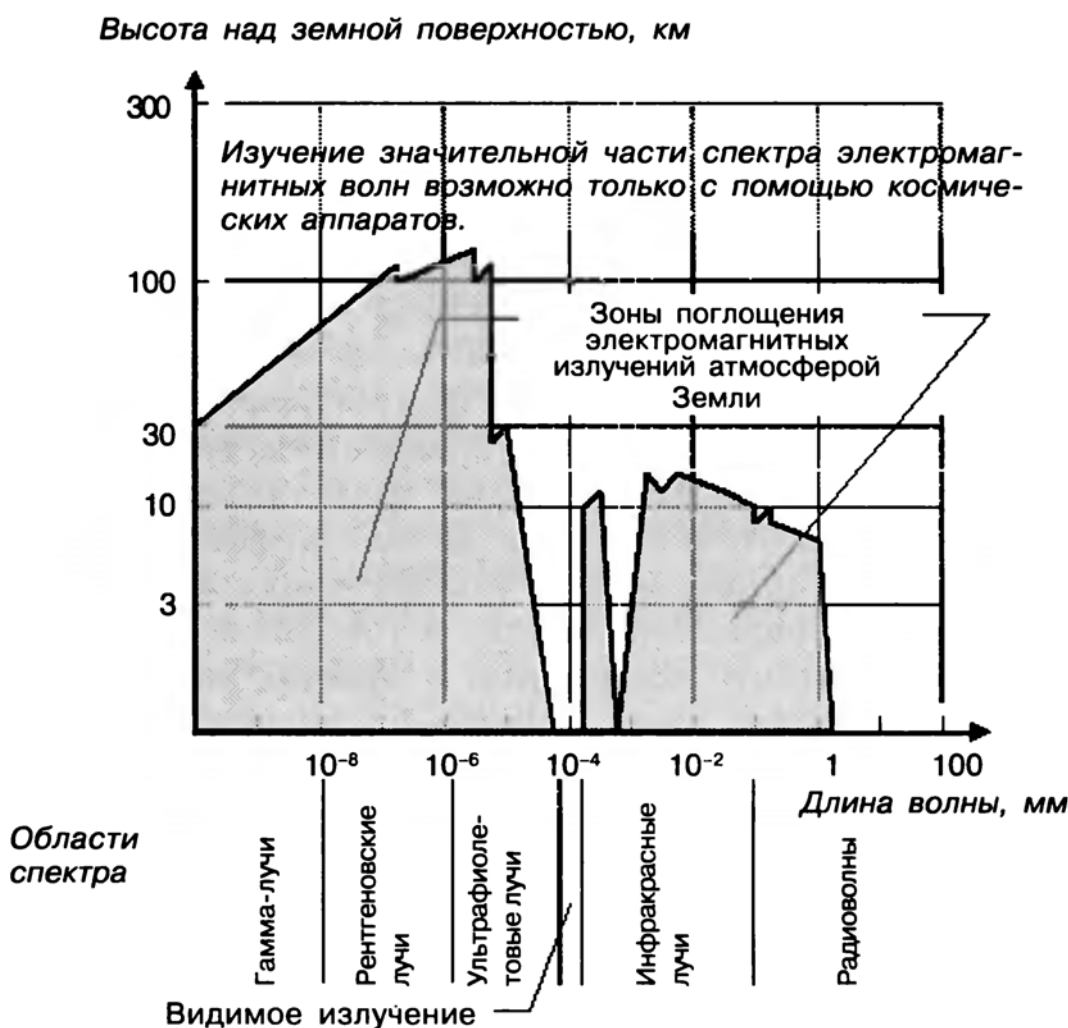


Рис. 1.4. Поглощение электромагнитных излучений атмосферой Земли

ние Земли, околоземного космического пространства, Луны, планет, планетных тел, Солнца, звезд и межпланетного пространства, других астрономических объектов, а также исследования в области биологии и фундаментальной физики.

Ценность, а иногда и незаменимость использования космических систем для решения научно-исследовательских задач обусловлена уникальными свойствами, которыми они обладают:

возможностью вынести научный прибор за пределы атмосферы и магнитосферы Земли, которые экранируют значительную часть полезных для исследований излучений и вносят помехи в приборы земного наблюдателя (рис. 1.4);

возможностью поместить научный прибор на длитель-

ный срок в условия невесомости (точнее — микрогравитации) и вакуума;

возможностью обеспечить непосредственный контакт с недоступными для других средств объектами (например, планетами, кометами, некоторыми видами элементарных частиц) или разместить научный прибор в недоступном для других средств месте для изучения данного объекта (например, фотографию обратной стороны Луны получили с помощью обычного фотоаппарата, размещенного в месте, необычном для всех остальных земных фотоаппаратов).

Число научных задач, при решении которых космические системы имеют преимущество в эффективности перед земными лабораториями, чрезвычайно велико.

В числе первоочередных задач — исследование происхождения, современного состояния и эволюции Солнечной системы, а также галактической и внегалактической астрономии. Важное значение имеют разнообразные исследования геофизического характера, а также уточнение размеров, масс и характеристик движения тел Солнечной системы, определение возраста, условий образования, состава и физико-химических свойств поверхности и атмосферы планет, разведки их недр, выявление возможностей органической жизни и поиски возможных следов деятельности исчезнувших цивилизаций. Большое значение имеет изучение электромагнитной и корпускулярной радиации Солнца, характера и структуры полей Солнечной системы, распределение метеорного вещества.

В области научных исследований Земли средства, размещенные в космосе, позволяют вести непосредственные измерения в верхней атмосфере (ионосфере, в частности) и радиационном поясе Земли, который, кстати, и был открыт с помощью КА. Появилась возможность исследовать магнитосферно-ионосферные и солнечно-земные связи. В области научных исследований Луны и планет появилась возможность прямых измерений в окололунном и околопланетном пространстве, в атмосфере планет, на поверхности Луны, Марса, Венеры, спутниках дальних планет. За пределы земной атмосферы вынесены приборы наблюдения за Солнцем, которые не только обеспечили фундаментальные открытия о строении на-

шего светила, но и работают в качестве системы раннего предупреждения о приближении к Земле порожденных солнечными вспышками потоков частиц, влияющих на связь, физические и биологические процессы.

Принципиальную важность для выживаемости человечества в рамках Солнечной системы имеют научные исследования поведения человеческого организма в условиях длительного космического полета.

Следует обратить внимание на следующее.

Научные исследования в космосе настолько долго были инструментом политического соперничества государств, что в настоящее время в сознание общественности нашей страны практически внедрилась уверенность в том, что ничего другого кроме удовлетворения амбиций такие исследования и не несут. Отсутствие немедленного экономического эффекта от фундаментальных открытий только подогревает подобные настроения. Фигура государственного чиновника, оставляющего без финансирования научно-исследовательскую космическую программу, встречает если не сочувствие, то по крайней мере понимание, в том числе и со стороны как руководства Вооруженными Силами, так и офицерского корпуса.

Опасность подобной точки зрения состоит именно в том, что, будучи сопоставимой по последствиям с обычным предательством, она легко маскируется под радение за народное благосостояние в силу неочевидного, стратегического характера тех же последствий.

Каждая крупица новых знаний — национальное достояние, и за каждый байт новой информации нужно сражаться так же, как и за каждую пядь родной земли. Может быть, это даже сложнее, так как специфика этой борьбы резко отличается от привычного бросания в бой батальонов, а проигрыш имеет ту же цену, что и в «обычной» войне, — прозябание и деградация нации; пусть не сразу, а в недалеком будущем, но зато гарантированно и неизбежно.

Ведущие государства мира вели и будут вести политику опережающего научного развития. Явное замедление научно-технического прогресса, наблюдаемое в последнее время, вызвано исключительно тем, что необходимый отрыв лидера от остальных сейчас гарантируется экономическим и политическим устранением преследователей

и может быть обеспечен меньшими затратами ресурсов на собственно научную деятельность, так как нет смысла торопиться, если тебе уже не дышит в спину суперсовременная советская военная машина, а такая же китайская еще не набрала ход.

Порочен также лозунг о ненужности национальных научно-исследовательских космических программ из-за всеобщей, благодаря Интернету, доступности научных данных, получаемых космическими аппаратами ведущих государств. Нужно помнить, что подобная доступность существует только в сочетании с системой переманивания национальных научных кадров в те же ведущие зарубежные государства и в сочетании с системой мер, гарантирующих, что остальные государства полученными результатами данных исследований воспользоваться не смогут. Работа ученого на всё человечество в современном варианте — это когда российские, индийские, бразильские и т. д. ученые сообща работают на Соединенные Штаты Америки. Поэтому отсутствие собственной космической научной программы лишает государство возможности проводить в защиту собственных национальных интересов самостоятельную политику, необходимость в которой периодически возникает даже у самой забитой колонии.

Народно-хозяйственные задачи решаются космическими системами с целью удовлетворения практических потребностей общества. Их можно разделить на три основные группы:

- задачи информационного обеспечения;
- задачи по производству новых и улучшенных материалов;
- задачи энергообеспечения.

Задачи информационного обеспечения предусматривают предоставление потребителю услуг в области связи, телевидения, навигации, метеорологии, геодезии, разведки природных ресурсов, экологии, картографии, оценки состояния инфраструктуры, промышленных объектов и сельскохозяйственных угодий. Эта группа задач является уникальной по своей значимости в космической деятельности государства, так как их решение не только полезно, но и коммерчески выгодно. В первую очередь это относится к космическим системам связи, которые для

больших расстояний совершенно объективно более выгодны экономически, чем наземные. Достаточно сказать, что более половины всех запускаемых ныне космических аппаратов и почти 90% всех коммерческих космических аппаратов — это КА связи и телекоммуникаций, прежде всего геостационарные. Активно в последнее время развивается рынок услуг, предоставляемых коммерческими КА дистанционного зондирования Земли, в том числе высокого разрешения. Навигационный комплект потребителя становится привычным атрибутом частного пользования благодаря бесперебойному функционированию спутниковых навигационных систем, а привычный ежевечерний прогноз погоды — продукт деятельности космической системы гидрометеорологического обеспечения.

Задачи по производству новых и улучшенных материалов пока ещё носят характер экспериментальных, однако не подлежит сомнению их перспективность с точки зрения промышленного использования. Практически только на борту космических аппаратов возможно производство:

- полупроводниковых материалов с высокой степенью структурного совершенства;

- стекла с переменным показателем преломления;

- биопрепаратов с уникальными свойствами;

- штаммов витаминов и антибиотиков;

- сплавов различных металлов, смешение которых на земле невозможно (например, сталь с алюминием);

- анизотропных веществ с наперед заданными свойствами;

- идеально сферических, сверхпрочных шариков для подшипников;

- и т. д.

За каждым из этих технологических процессов — прорыв в области науки и техники, а значит — рывок к могуществу государства и к благосостоянию его граждан, при условии, что эти граждане не забудут, что одно без другого не бывает.

Решение задач энергообеспечения с помощью космических систем в настоящее время относят к области фантастики, но лишь в силу их пока ещё экономической несостоятельности. Существенных технических проблем

создания космических энергетических систем нет. Например, уже современный уровень техники позволяет осуществить создание системы орбитальных солнечных электростанций с передачей электроэнергии на Землю и системы орбитальных зеркал для дополнительного освещения нашей территории. Возможно также создание специализированных энергетических систем для решения задач управления погодой и восстановления озонового слоя. Ценность решения данного комплекса задач неоспорима, в отличие от его стоимости.

Хотя борьба за мир ушла в прошлое и теперь каждому ясно, что война в том или ином виде все равно будет (или уже идет), нужно признать, что создание и применение космических систем чисто военного назначения является непозволительной роскошью. Поэтому при обосновании тактико-технических требований к новой космической системе обязательно следует предусмотреть возможность её применения для решения народно-хозяйственных или научно-исследовательских задач.

Собственно *военные задачи*, решаемые космическими системами, включают:

1. Задачи обеспечения боевых действий Вооруженных Сил и боевого применения различных средств вооруженной борьбы, а именно:

а) ведение стратегической и оперативной разведки с целью получения сведений о вероятном противнике, контроля результатов ударов. Производится с помощью космических систем на базе КА фото-, оптико-электронной, радиотехнической и радиолокационной разведки;

б) раннее обнаружение пусков ракет противника. Производится с помощью космических систем на базе КА с инфракрасной аппаратурой обнаружения на борту;

в) навигационное обеспечение. Производится с помощью космических систем на базе навигационных КА;

г) топогеодезическое обеспечение. Производится с помощью космических систем на базе картографических и геодезических КА;

д) гидрометеорологическое обеспечение. Производится с помощью космических систем на базе метеорологических и океанографических КА;

е) обеспечение испытаний вооружения и поддержание

его в готовности. Производится с помощью космических систем на базе юстировочных и калибровочных КА.

2. Задачи обеспечения оперативного управления войсками и управления оружием. Решаются с помощью космических систем связи и ретрансляции данных на геостационарных, высокоэллиптических и низких околоземных орбитах.

3. Транспортные задачи по трассе «земля-космос», «космос-земля», «космос-космос» и проведение профилактических, монтажных и ремонтных работ в космосе. Решаются с помощью транспортных космических систем на базе традиционных или многоразовых средств выведения и межорбитальных буксиров.

4. Задачи ведения боевых действий в космосе и из космоса, которые предусматривают как физическое уничтожение космических или наземных объектов противника, так и их информационное подавление. Решаются с помощью космических систем оружия на различных физических принципах, систем перехвата космических объектов, систем радиоэлектронной борьбы.

Возможность решения военных задач в космосе и из космоса обусловлена следующими особенностями:

а) прикладными (глобальность перекрытия земной поверхности, прогнозируемость движения КА, сосредоточенность КА в определенных зонах космического пространства, специфичность поражающего воздействия различных систем оружия, огромный пространственный размах действий);

б) правовыми (легальность полета над любой территорией, суверенитет КА, запрет на размещение в космосе оружия массового поражения).

Важно понимать, что в современной войне недостаток космических систем, решающих перечисленные задачи, не может быть компенсирован или восполнен иной системой вооружения. В июне 1941 года колоссальное преимущество Красной Армии в численности танков и боевых самолетов не смогло компенсировать недостаток средств связи. При этом не просто средств связи вообще, а средств связи именно для маневренной войны, при которой сколь угодно большое количество полевых телефонов не могло заменить одну радиостанцию. Перечисленные выше задачи необходимо знать именно потому,

что отсутствие или ликвидация соответствующих космических систем не просто снизит эффективность их решения, а некоторые из этих задач сделает просто невыполнимыми.

Только благодаря КА разведки в мирное время возможен оперативный обзор территории соседних государств без нарушения их суверенитета. В военное время экономия на одном КА разведки обернется гибелью сотен экипажей самолетов-разведчиков и длинным списком уничтоженных в тылу противника разведгрупп, самопожертвование и героизм которых не принесут того, что может дать один снимок из космоса.

Отсутствие космического эшелона системы предупреждения о ракетном нападении (СПРН) ставит под вопрос реальность осуществления ответно-встречного удара по противнику, а значит, делает возможной саму мысль о нападении на нашу страну у тех, кто имеет возможность одним ударом обычными средствами поражения вывести из строя всю нашу группировку сил ядерного сдерживания. А любая война именно тогда становится возможной, когда у кого-либо появляется мысль о возможности её выиграть.

Без отечественной космической системы навигации уже в мирное время наш гражданский воздушный и морской флот превращается в плательщика налогов другому государству. Воздушный лайнер, не имеющий комплекта потребителя космической навигационной системы, просто не будет допущен к посадке в большинстве аэропортов мира, а морское судно не будет допущено к заходу в порт во имя совершенно справедливых требований по безопасности движения. Из того многого, чего лишатся наши Вооруженные Силы при отсутствии отечественной космической системы навигации (а зарубежная при угрозе войны станет недоступной), достаточно упомянуть невозможность с заданной точностью применить оружие наших подводных ракетоносцев.

Без космических геодезических систем невозможно точное определение формы земного геоида, а значит, достижение заданной точности боеголовками межконтинентальных баллистических ракет и применение высокоточного оружия.

Угрюмая ситуация, когда по наличию карты в руках

военнослужащего местное население безошибочно угадывает, кто у них сейчас будет спрашивать дорогу, так и не станет историческим анекдотом, если не иметь отечественных картографических КА. Кроме того, без них становится невозможным применение крылатых ракет в режиме огибания рельефа местности и коррекции маршрута полета по карте местности.

Без отечественной космической системы гидрометеорологического обеспечения планирование боевого применения авиации, флота, мобильных частей и огневых средств сухопутных войск становится совершенно умозрительным. И если соответствующая информация с зарубежных метеоспутников в мирное время коммерчески доступна, у каждого должны возникнуть глубокие сомнения, что она останется доступной в военное время.

В условиях географического расположения именно отечественных радиолокационных станций систем ПВО, ПРО, СККП практически не остается других эффективных способов юстировки и калибровки их аппаратуры, кроме как с помощью специализированных КА. В противном случае они будут напоминать прицел снайперской винтовки, запотевший окуляр которого нет возможности протереть.

Без собственных средств выведения КА, решающих транспортные задачи, государство лишается самостоятельного доступа в космическое пространство, а значит, и самостоятельности своих космических программ.

Наконец, способность вести боевые действия в космосе и из космоса ставит такое государство в исключительно выгодное положение по развязыванию или, что для нас важнее, предотвращению военного конфликта в глобальном масштабе против любого противника.

Таким образом, в современной войне государство, не имеющее или лишенное космических систем, обречено на поражение. Исключение составляет партизанская война, но она ведь и начинается после того, как проиграна война обычная. При этом в современных условиях сам факт поражения прогнозируем: в условиях простреливаемости всей нашей территории крылатыми ракетами и тактической авиацией противника создать что-либо уже в ходе боевых действий не удастся и воевать придется лишь тем, что произведено заранее. Из этого следует,

что первое и решающее сражение современной войны происходит еще до начала стрельбы и бомбардировок, а в ходе собственно боевых действий итог этого первого сражения переиграть практически невозможно. Поэтому сейчас понятие мирного времени — понятие условное, призванное лишь приукрасить давно идущее экономическое, культурное, технологическое, идеологическое и научное противоборство как вне, так и внутри государства, любая неудача в котором эквивалентна проигрышу военной операции и последствиями которого может быть гибель государства, официально ни с кем не находящегося в состоянии войны. Космические системы в этом противоборстве — не только реальный комплекс вооружения, но и символ адекватности обороноспособности современного государства противостоящим ему угрозам.

1.2. Современное состояние и направления совершенствования отечественной системы средств выведения

Желание ребёнка сломать только что подаренную ему игрушку обусловлено неумелым стремлением реализовать очень важную идею: для того, чтобы чем-либо успешно пользоваться, необходимо знать, как оно устроено. Дурные детские вопросы вроде «Почему вода мокрая?» также отображают жизненно необходимое для человека стремление понимать не только то, как что-либо устроено, но и почему устроено именно так. Подобное знание необходимо для того, чтобы предвидеть будущее, перспективы изменения изучаемого объекта, а значит, и перспективы самого исследователя.

Поэтому далее будут рассмотрены вопросы, призванные дать представления, почему и как устроена система средств выведения, как она изменяется и как она должна изменяться, если государству как владельцу такой системы это интересно.

1.2.1. Особенности отечественной системы средств выведения. Под системой средств выведения (СрВ) понимается совокупность ракетно-космических комплексов, предназначенных для развертывания, восполнения и наращивания орбитальных группировок КА. Цель системы средств

выведения — обеспечение гарантированного доступа в космическое пространство.

Для ясного понимания вопроса следует уяснить само содержание понятий «доступ в космическое пространство» и «гарантированный доступ в космическое пространство».

Доступ в космическое пространство предусматривает наличие сложной совокупности возможностей, реализованных технически.

Прежде всего это обеспечение возможности для материальных объектов достигать определенных космических скоростей. Граничными для полета в поле тяготения притягивающего тела (планеты или звезды) являются два значения скорости:

круговая скорость $V_{кр} = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$, где μ — гравитационная по-

стоянная (для Земли $\mu = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$), r — радиус-вектор КА (расстояние от притягивающего центра до центра масс КА; $r = R + H$, где $R = 6371 \text{ км}$ — средний радиус Земли, H — высота полета);

параболическая скорость $V_n = \sqrt{\frac{2\mu}{r}}$.

Круговая скорость $V_{кр}$ характеризует движение КА по круговой орбите, эллиптическая скорость V_z ($V_{кр} < V_z < V_n$) — движение по эллипсу. Достижение параболической скорости V_n определяет выход КА на параболическую траекторию, гиперболическая $V_z > V_n$ — на гиперболическую траекторию. Для материального объекта на высоте 200 км от Земли (за пределами земной атмосферы) $V_{кр} = 7,79 \text{ км/с}$, $V_n = 11,02 \text{ км/с}$. Выход на межзвездную параболическую траекторию с орбиты Земли характеризуется $V_n = 42,02 \text{ км/с}$ (это значит, что при старте с Земли, уже летящей с линейной скоростью 29,76 км/с, необходимо дополучить еще 12,33 км/с). Таким образом, эти скорости характеризуют возможность передвижения в околоземном, околосолнечном и межзвездном космическом пространстве.

Однако чтобы достичь такой скорости при старте с поверхности планеты, требуется поднять носитель и груз на требуемую высоту, преодолеть аэродинамическое со-

противление атмосферы и затем сообщить ему требуемую для формирования орбиты (траектории) скорость на данной высоте. Поэтому суммарная характеристическая скорость V_{Σ} , требуемая для выведения КА на орбиту, гораздо больше космической скорости для той же высоты. На преодоление аэродинамического сопротивления теряется 0,1...0,5 км/с характеристической скорости, так называемые гравитационные потери характеристической скорости, обусловленные необходимостью перемещать элементы конструкции РН и её топливо, составляют 1,0...1,2 км/с. Поэтому для выведения КА на круговую орбиту Земли высотой 200 км ($V_{\kappa p} = 7,79$ км/с) суммарная характеристическая скорость составит $V_{\Sigma} \approx 9,0...9,5$ км/с.

Возможность достижения таких скоростей с помощью летательного аппарата, использующего реактивную силу, описывается известным уравнением К.Э. Циолковского:

$$V_{\kappa} = -\omega \ln \mu_{\kappa},$$

где ω — осевая составляющая скорости истечения продук-

тов сгорания, $\mu_{\kappa} = \frac{M_{\kappa}}{M_0}$ — относительная конечная масса

ракеты (M_0 — начальная масса, M_{κ} — конечная масса). Таким образом, понятие доступа в космическое пространство подразумевает возможность достижения требуемых скоростей для тел, масса которых находится в определенном диапазоне.

Следовательно, обеспечение доступа в космическое пространство требует наличия в составе системы средств выведения совокупности летательных аппаратов, способных не только достигать космических скоростей, но и выводить на орбиту грузы требуемой номенклатуры по массе.

За счет вращения Земли можно получить дополнительную скорость $V_j = \omega_j R \cos B$, где $\omega_j = 7,292 \cdot 10^{-5}$ рад/с — угловая скорость вращения Земли, B — широта точки старта. На экваторе $V_j = 465$ м/с, а на широте космодрома Байконур ($B = 46^\circ$) $V_j = 316$ м/с. Поэтому в системе средств выведения важно географическое расположение стартовых устройств носителей КА.

Кроме того, понятие доступа в космическое пространство предусматривает возможность достижения не

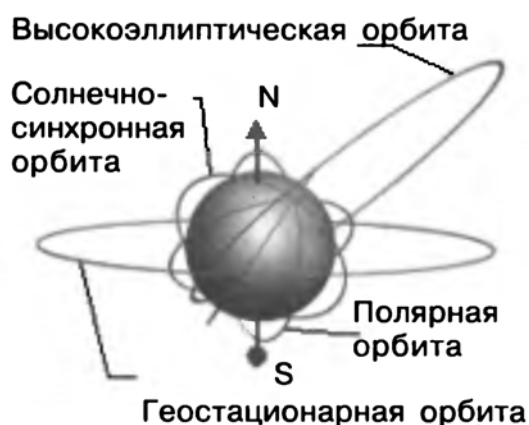


Рис. 1.5. Типовые орбиты КА

столько некоторой области космического пространства, сколько возможность достижения некоторого числа типов орбит. Дело в том, что, несмотря на практическую безбрежность Вселенной (которая теоретически все же конечна), полезным на практике является лишь ограниченное число специфических ор-

бит в околоземном пространстве (рис. 1.5).

Орбиты отличаются по своему размеру, форме и положению в пространстве.

Специфичными по размеру являются кратные орбиты, период обращения которых (продолжительность одного витка) при делении на продолжительность звездных суток дает целое число. Самыми ценными из таких орбит являются орбиты суточной кратности (один виток в сутки) — геосинхронные (ГСхО). Если плоскость круговой геосинхронной орбиты совмещена с экваториальной плоскостью, то такая орбита называется геостационарной (ГСО). Космический аппарат, находящийся на такой орбите, неподвижен по отношению к земному наблюдателю, и это свойство настолько уникально, что геостационарная орбита — единственная часть «ничейного» космоса, которая законодательно поделена на участки государственной принадлежности, порядок занятия, удержания и утраты которых регламентируется международными договорами.

Специфичными по форме являются высокоэллиптические орбиты (ВЭО). Система из нескольких КА на такой орбите позволяет организовать длительное или непрерывное обслуживание одного из двух полярных районов, недоступных для КА, находящихся на геостационарной орбите.

Специфичными по положению в пространстве являются солнечно-синхронные орбиты. Плоскость такой орбиты постоянно сохраняет свое угловое положение по отношению к Солнцу, благодаря чему космический аппарат, находящийся на такой орбите, пролетает над опре-

деленной широтой земной поверхности в одно и то же местное время. Также к числу специфичных по положению в пространстве орбит следует отнести полярные (околополярные) орбиты, находясь на которых, КА пролетает над обоими полюсами Земли.

Таким образом, в практике космической деятельности употребляемым является весьма ограниченное число орбит, уникальных по своим свойствам. Доступность для системы средств выведения одного типа орбит автоматически не влечет за собой доступности другого типа орбит. Например, для государства, не имеющего космодрома на экваторе, геостационарная орбита становится недоступной, если в составе системы средств выведения со сколь угодно мощными носителями нет носителей с разгонными блоками, способными совершать маневр поворота плоскости орбиты.

Из перечисленного следует, что понятие доступа в космическое пространство подразумевает не просто возможность выхода за пределы земной атмосферы, а возможность вывода груза определенной массы на конкретную орбиту (траекторию) в требуемой области космического пространства.

Важным является акцент на гарантированность доступа в космическое пространство. Гарантированным такой доступ становится в случае приобретения системой средств выведения способности выполнять свои задачи в любых условиях обстановки. Способность выполнять задачи гарантируется наличием производственной базы, транспортной сети, структур управления, а также наличием определенной номенклатуры носителей и их стартовых устройств. Под любыми условиями обстановки понимается не только воздействие противника, но и будничные природные условия функционирования, которые иногда воздействуют не хуже противника.

Таким образом, система средств выведения может быть представлена в виде сложной системы, состоящей из ряда внутренних подсистем и связанной с внешними системами (рис. 1.6). В соответствии с основами системного подхода интересующие нас свойства проявляются именно в ходе взаимодействия выделенных объектов.

Следует обратить внимание на следующее.

Рассматриваться будут особенности, то есть такое про-



Рис. 1.6. Система средств выведения, представленная в виде системы для исследования

явление свойств, которое характерно (или уникально) именно для исследуемой системы. Несомненно, что в такой уникальной стране, как Россия, её система средств выведения не могла не обрести ряд уникальных черт, даже против желания.

При взаимодействии системы средств выведения и орбитальной группировки КА (согласно рис. 1.6) проявляются такие свойства, как энергетические возможности имеющейся совокупности РКК по выведению на требуемую номенклатуру орбит требуемой номенклатуры КА. Описываются эти свойства численностью, географическим расположением и тактико-техническими характеристиками состоящих на вооружении РКК. Территориально имеющиеся РКК сосредоточены на космодромах (ракетных полигонах), откуда возможно осуществление запусков КА. В настоящее время отечественная система средств выведения располагает следующими космодромами (полигонами) (рис. 1.7):

1 ГИК (Государственный испытательный космодром) Плесецк;

2 ГИК Свободный;

4 ГМИП (Государственный межвидовой испытательный полигон) Капустин Яр;

5 ГИК Байконур;

21 ГЦМП (Главный центральный морской полигон) Нёнокса.



*Рис. 1.7. Отечественные космодромы
(ракетные полигоны, откуда производился или возможен запуск КА)*

Особенности космодромов (полигонов), которыми в настоящее время располагает Россия, представлены в табл. 1.1. К таблице необходимо добавить, что число пусковых установок дано без учета тех из них, которые небоеготовы по различным причинам, в надежде, что это положение временно. С сожалением следует отметить, что в списке пусковых установок космодрома Байконур сознательно не учтены три пусковые установки РН «Энергия», консервация которых приобрела необратимый характер. Число пусковых установок РН «Старт» и «Старт 1» не указаны, так как пуски этих РН производятся с подвижных грунтовых стартовых комплексов. Для РН «Штиль», «Волна», созданных на базе БРПЛ, указано число только наземных пусковых установок.

По состоянию на 01.01.2007 только с пусковых установок полигона Нёнокса не производились запуски КА, и они включены в таблицу, лишь учитывая их потенциальную пригодность — как по наличию пусковых установок, так и по оборудованности трасс полета — к космическим запускам РН, которые такие запуски уже выполняли с борта ПЛАРБ.

Кроме того, в таблицу не включен морской полигон акватории Баренцева моря (69° с. ш., 35° в. д.), откуда с 1998 г. производятся запуски КА с борта ПЛАРБ проекта 667БДРМ (667БДР), так как точки пуска на этом полигоне выбираются, исходя из возможностей по телеметрическому обеспечению трасс полета РН полигона Нёнокса, то есть самостоятельного значения в области космической деятельности данный полигон не имеет.

Также из-за отсутствия собственных средств контроля трасс полета и оборудованных полей падения не учтены в качестве космодромов позиционные районы частей и соединений РВСН, которые пока ещё располагают несколькими сотнями пусковых установок МБР, потенциально способных выводить КА на орбиту. Как исключение, следует упомянуть базу «Ясный» (позиционный район Домбаровский 13-й ракетной дивизии 31-й ракетной армии, Оренбургская область) из шахтной пусковой установки (ШПУ), которой с июля 2006 г. производятся запуски КА на РН «Днепр», что потребовало создания на этой ракетной базе элементов собственного ИКК. Однако называть базу «Ясный» космодромом не совсем корректно, так как это штатный позиционный район ракетной дивизии, которая в повседневной деятельности решает задачи несения боевого дежурства и к задачам осуществления запуска КА будет привлекаться эпизодически, выделяя для этого одну из своих штатных ШПУ.

К наиболее важным тактико-техническим характеристикам РКК следует отнести:

- грузоподъемность РН, выражаемую диапазоном масс КА, выводимых на стандартную орбиту;
- диапазон достигаемых орбит;
- темп запусков КА.

Под *стандартной орбитой* понимается круговая полярная орбита высотой 200 км. Форма, высота и расположение в пространстве такой орбиты позволяют сравнивать возможности по выведению КА на орбиту различными РН по «единой шкале» без учета эффекта вращения Земли, т. е. независимо от расположения точки старта РН. По массе полезного груза, выводимого на стандартную орбиту, РН подразделяются на четыре класса грузоподъемности (табл. 1.2).

Необходимо отметить, что РН 11К25 «Энергия» вне-

Таблица 1.1

Отечественные космодромы (полигоны)

Географическое расположение, административный центр	Типы РН, количество пусковых установок (ПУ)	Особенности
1 ГИК (космодром Плесецк) 62° с. ш., 41° в. д., г. Мирный, Архангельская область	«Союз У», «Союз 2», «Молния М» (3 ПУ), «Циклон 3» (2 ПУ), «Космос 3М» (2 ПУ), «Рокот» (1 ПУ), «Старт», «Старт 1»	Самый северный космодром мира. Рекордсмен по количеству пусков. Выведение КА на околополярные и высокоэллиптические орбиты. Обслуживание орбитальных группировок разведки, связи, навигации, метеорологии, калибровки, юстировки, геодезии, картографии, дистанционного зондирования Земли и т. д. Проведение испытаний МБР
2 ГИК (космодром Свободный) 51° с. ш., 128° в. д., г. Углегорск, Амурская область	«Стрела» (6 ШПУ), «Старт», «Старт 1»	Выведение КА на солнечно-синхронную орбиту при условии прохождения траассы полета РН только над отечественной территорией. Пусковые установки — шахтные. Практически не используется из-за неготовности РКК «Стрела»
4 ГМИП (полигон Капустин Яр) 49° с. ш., 46° в. д., г. Знаменск, Астраханская область	«Космос 3М» (1 ПУ)	Проведение испытаний оснащения МБР. Расположение полей падения на зарубежной территории. Прохождение траасс запуска РН над зарубежной территорией
5 ГИК (космодром Байконур) 46° с. ш., 63° в. д., г. Байконур, Кзыл-Ординская область, Казахстан	«Протон-К» (4 ПУ), «Союз-У» (2 ПУ), «Зенит-2» (1 ПУ), «Циклон-2» (2 ПУ), «Днепр» (3 ШПУ), «Стрела» (4 ШПУ)	Первый космодром мира. Проведение запусков тяжелых КА и орбитальных станций. Проведение запусков пилотируемых КА. Выведение КА на геостационарную орбиту. Оборудована трасса для вывода КА на солнечно-синхронную орбиту, но запуск требует дополнительного разрешения от правительств Туркменистана и Ирана. В настоящее время размещен на зарубежной территории
21 ГЦМП (полигон Нёнокса) 65° с. ш., 39° в. д., г. Нёнокса, Архангельская область	«Штиль» (2 ПУ)	Осуществление запусков БРПЛ с наземных (подводных) ПУ. Обеспечение запусков КА с борта ПЛАРБ из акватории Баренцева моря

Таблица 1.2

Классы грузоподъемности РН

Класс грузоподъемности	Диапазон масс полезного груза, выводимых на стандартную орбиту	Отечественные РН
легкий	менее 5 т	11К65М «Космос-3М», 11К69 «Циклон-2», 11К68 «Циклон-3», 14А05 «Рокот» (на базе МБР УР-100 УТТХ), 14А036 «Стрела» (на базе МБР УР-100 УТТХ), «Днепр» (на базе МБР Р-36М УТТХ), «Старт» (на базе МБР РТ-2ПМ «Тополь»), «Старт 1» (на базе МБР РТ-2ПМ «Тополь»), «Штиль» (на базе БРПЛ РСМ-54), «Волна» (на базе БРПЛ РСМ-50)
средний	5...15 т	11А511У «Союз-У», 8К78М «Молния-М», 14А14 «Союз-2», 11К77 «Зенит-2»
тяжелый	15...35 т	8К82К «Протон-К», 8К82КМ «Протон-М»
сверхтяжелый	более 35 т	11К25 «Энергия»

сена в таблицу исключительно во имя исторической справедливости, так как с 1994 г. все работы над ней прекращены и, исходя из состояния инфраструктуры этого РКК в настоящее время, после нескольких лет консервации надежды на его возрождение совершенно беспочвенны.

Внешний вид и грузоподъемность отечественных РН представлены на рис. 1.8–1.10. При этом для РН тяжелого и среднего классов представлены наиболее распространенные варианты, например, 8К82К «Протон-К» представлена в варианте с РБ «ДМ» для запуска КА на геостационарную орбиту; в том числе эта РН имеет много вариантов головных обтекателей.

Таким образом, отечественная система средств выведения способна выводить на орбиту КА во всех классах грузоподъемности РН, за исключением сверхтяжелого. В этой способности отечественная система средств выведения уступает лишь американской, а на время, пока по-

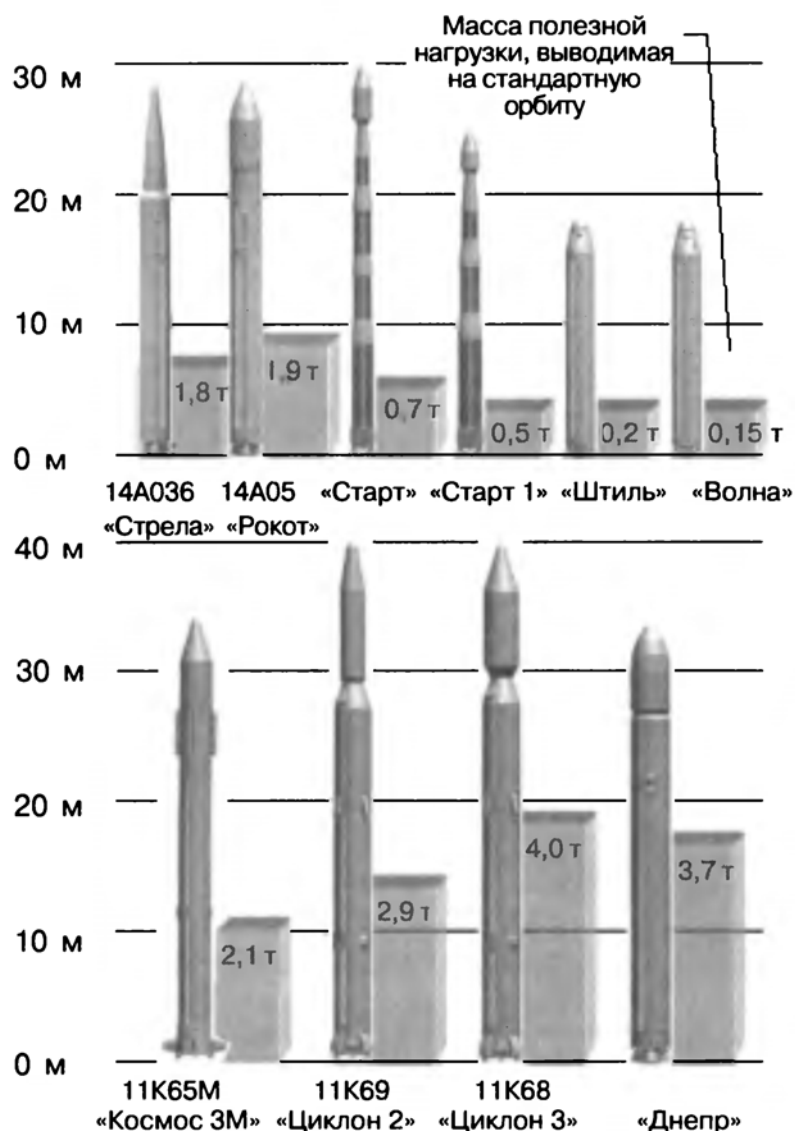


Рис. 1.8. Отечественные РН легкого класса

сле очередной катастрофы многоразовая транспортная космическая система «Space Shuttle» не используется, не уступает ничем.

По диапазону достижимых орбит с отечественной системой средств выведения также могут конкурировать только США. Но важно понимать, что из-за географического расположения наших космодромов (мы гораздо дальше от экватора) вывод КА на ту же орбиту нам, как правило, обходится большими затратами энергии, а значит, дороже. В силу необходимости осуществлять энергоемкий маневр поворота плоскости орбиты запускаемая с космодрома Байконур РН «Протон-К» (стартовая масса ≈ 700 т) выводит на геостационарную орбиту меньше, чем РН «Зенит 3SL» (стартовая масса ≈ 470 т), запускаемая непосредственно с экватора. Вывод отечественных КА



Рис. 1.9. Отечественные РН среднего класса

на солнечно-синхронную орбиту также затруднен, но уже в силу политических причин, так как только с космодрома Свободный возможен запуск КА без пролета РН над иностранной территорией. С этой точки зрения в более худшем положении, чем мы, из космических держав находится только Израиль, с территории которого возможен пуск РН без пролета над территорией иностранных и, мягко говоря, недружественных государств по единственной трассе, почти точно против направления вращения Земли. Сложившееся положение не может быть смягчено наличием в составе отечественной системы средств выведения подвижных СК (РН «Старт», «Старт 1», «Штиль», «Волна»), теоретически способных произвести запуск с любой точки Земли, свободной от юрисдикции несоюзных государств. Во-первых, энергетические возможности таких РКК невелики, во-вторых пуск РКН производится только по трассам, оборудованным средствами телеметрического контроля, что даже для РКК с

подвижными СК ограничивает выбор точки пуска территорией существующих космодромов, если не использовать для передачи телеметрической информации КА-ретрансляторы. С самих космодромов пускать в любом направлении также нельзя, поскольку из-за их континентального расположения каждая трасса полета РН должна быть обеспечена не только средствами телеметрического контроля, но и обширными полями падения, что невозможно как в силу экономических причин, так и по требованиям безопасности; так, например, трасса полета РН не может проходить через населенные пункты.

По темпу запусков отечественная система средств выведения не имеет себе равных. В силу принятой на заре космической эры схемы горизонтальной сборки РН сроки подготовки отечественных РН к пуску на космодромах в разы меньше зарубежных аналогов. Это позволило добиться колоссальной «скорострельности»: например, в 1983 г. в нашей стране было осуществлено 98 пусков РН (из 127 пусков в мире), выведено 116 КА, еще два пуска, в том числе один пилотируемый, были неудачными, что требовало прекращения запусков РН определенного типа до выяснения причин аварии. И подобный ежегодный темп запусков выдерживался почти два десятилетия в 1970–1980-е г. (В 2004 г. нами выполнено 23 пуска из 54, выполненных в мире.) Но нужно помнить, что такой темп запусков был вынужденным следствием низких сроков активного существования на орбите отечественных КА. Кроме того, он требовался для осуществления быстрого развертывания и наращивания орбитальных группировок в угрожаемый период, для чего приходилось накапливать оперативный запас РН в арсеналах, чего ни в одной другой стране нет.

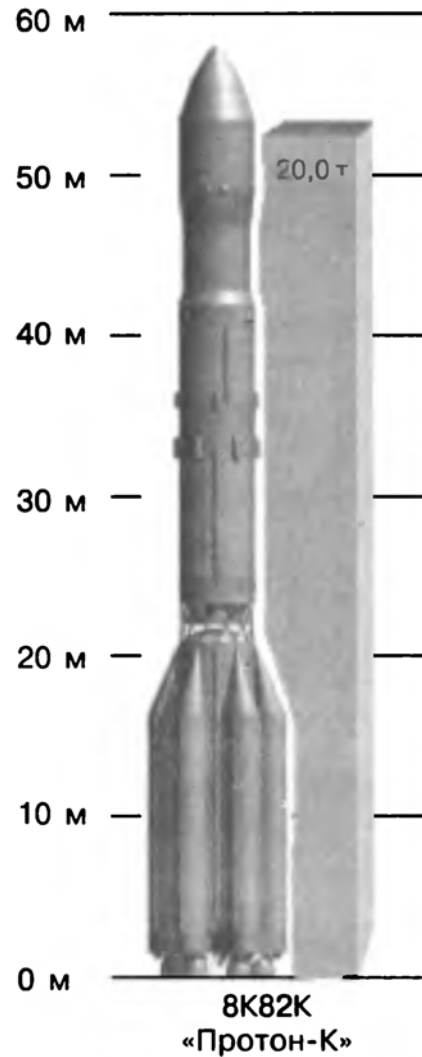


Рис. 1.10. Отечественная РН тяжелого класса



Рис. 1.11. Особенности отечественной системы средств выведения по формированию орбитальных группировок КА

Суммируя сказанное, особенности отечественной системы средств выведения, вытекающие из анализа взаимосвязи «Система средств выведения — Орбитальная группировка КА», можно представить рис. 1.11.

Взаимодействие с административными органами (согласно рис. 1.6) выражается в подчиненности системы средств выведения федеральным органам власти и согласовании своих действий с местными администрациями (рис. 1.12). Особенностью современной отечественной системы средств выведения является её подчиненность двум разным структурам — Министерству обороны РФ и Федеральному космическому агентству (ФКА, до 9.03.2004 — Российское авиационно-космическое агентство), тогда как в СССР руководство системой средств выведения осуществляло только Министерство обороны. Связано это в первую очередь с особым статусом космодрома Байконур. С 1991 года в результате суетливого бегства границ нашего государства космодром, который оставался на месте, оказался за рубежом, где присутствие российских войск стало создавать неудобства политического характера. Поэтому на Байконуре был начат процесс передачи объектов военного полигона под руководство специаль-

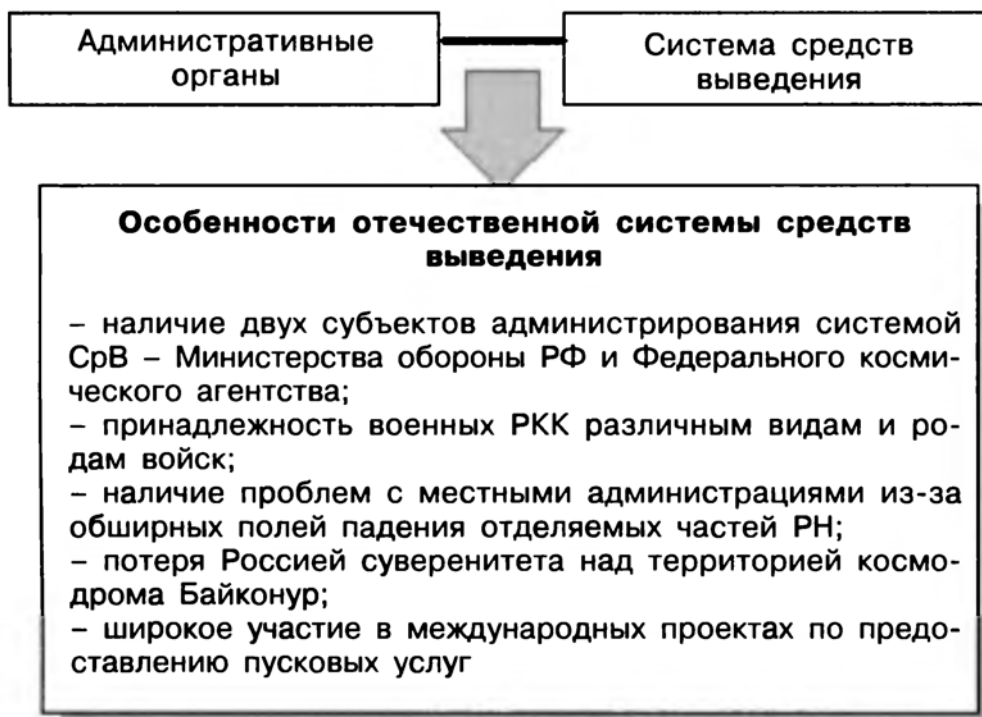


Рис. 1.12. Особенности отечественной системы средств выведения по взаимодействию с административными органами

но созданного в 1998 г. Федерального космического центра в составе ФКА. В связи с этим сложилась ситуация, при которой запуски некоторых гражданских КА (как и было ранее) осуществляются военными, а запуски некоторых КА военного назначения осуществляются гражданскими, что требует дополнительных усилий на урегулирование отношений между двумя ведомствами. Аналог подобного положения можно найти лишь в США, где руководство системой средств выведения осуществляют ВВС США и гражданское NASA. Однако подобное разделение в США было предопределено изначально, а не создавалось искусственно путем ломки сложившихся взаимоотношений в угоду политическому моменту. Поэтому в США в принципе не могла сложиться ситуация, при которой под руководство гражданской организации был бы передан носитель, предназначенный для запуска КА исключительно военного назначения, как произошло в Российской Федерации с РН 11К69 «Циклон 2». Кроме того, схема руководства системой средств выведения внутри Министерства обороны РФ не блещет простотой. Осуществление запусков КА возложено на Космические войска, но в то же время пусковые установки РН «Старт», «Старт 1»

находятся под управлением командования Ракетных войск стратегического назначения, а наземные пусковые установки РН «Штиль», «Волна» и ПЛАРБ пр. 667БДР «Кальмар», пр. 667БДРМ «Дельфин», с которых производятся пуски этих РН, находятся под управлением командования Военно-морского флота. Разработка и производство специализированных отечественных полезных грузов для этих РН не производится по этой же причине. Из этого следует, что существующая отечественная система средств выведения организационно разобщена и с административной точки зрения не представляет собой единого комплекса ни в государстве в целом, ни даже внутри Министерства обороны РФ. Это, в свою очередь, влечет за собой неизбежные трудности по согласованию и реализации единой политики в данной области.

Взаимодействие с местными органами власти отечественной системы средств выведения в настоящее время обострено из-за изначально существовавшей в нашей стране проблемы отчуждения из землепользования полей падения отделяемых частей РН и благодаря ныне появившейся возможности брать за это деньги. Аналогичная проблема с полями падения, только в прежнем, некоммерциализированном советском варианте, имеется только у системы средств выведения Китая, в котором из-за высокой плотности заселения территории просто физически трудно отыскать район, куда бы можно было бросить ступень ракеты, не попав при этом в кого-нибудь из китайцев.

Особой спецификой отличается взаимодействие с местными органами власти на космодроме Байконур, где с определенного момента местные органы власти стали зарубежными. Примером такого взаимодействия может быть запрет на все запуски РН всех типов с космодрома после аварии РН «Протон-К» в июле 1999 г., снятый через неделю лишь после ожесточенного торга.

В качестве несомненно полезного приобретения последнего десятилетия следует отметить значительный опыт международного сотрудничества и выполнения коммерческих проектов в области пусковых услуг, накопленный административными органами управления системой средств выведения всех уровней. Коммерческие запуски РН «Протон» организуются в рамках совместного пред-

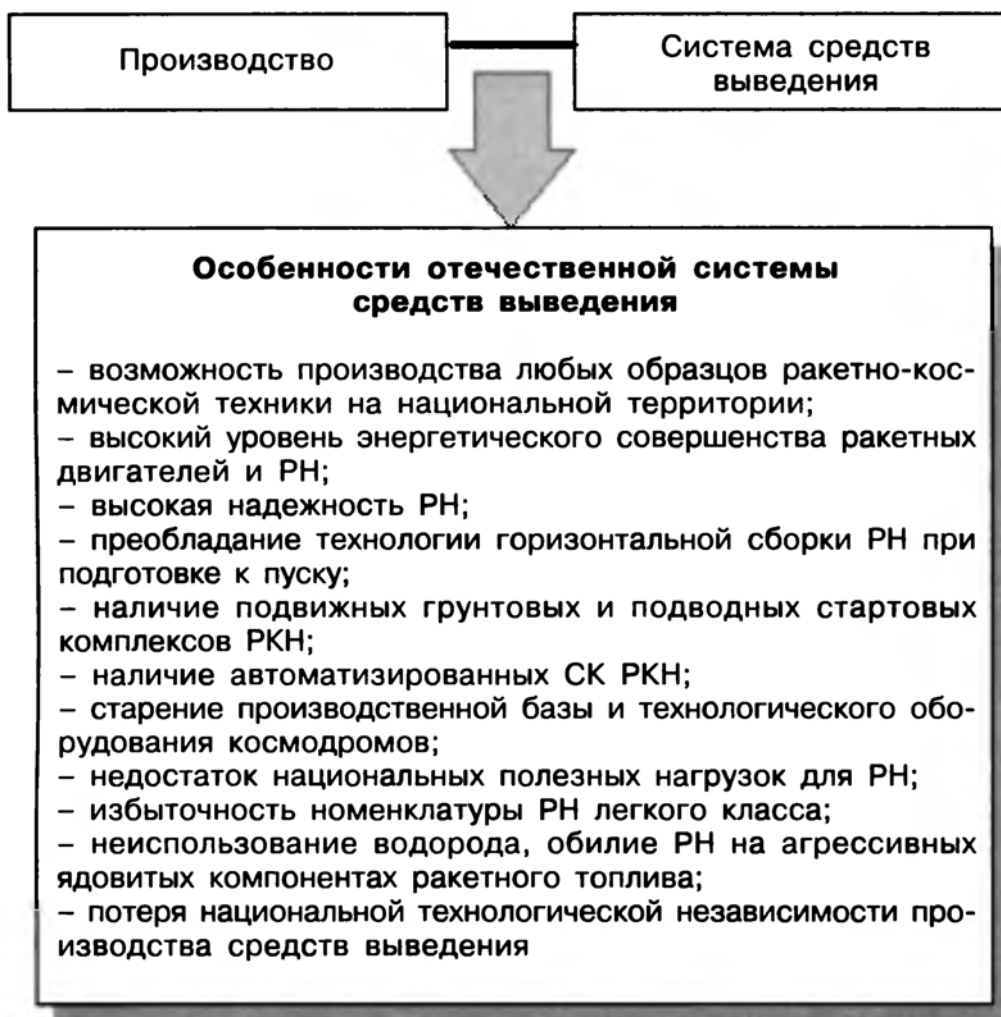


Рис. 1.13. Особенности отечественной системы средств выведения по взаимодействию с производством

приятия по предоставлению пусковых услуг «International Launch Services», аналогичные пуски РН «Союз» обслуживаются компанией «Starsem», а РН «Рокот» — компанией «Eurockot Launch Service» (извините, но она действительно так называется). Обилие в отечественной системе средств выведения разных типов РН легкого класса, немыслимое в системе средств выведения СССР, в немалой степени порождено стремлением получить коммерческую выгоду от запусков зарубежных КА.

Взаимосвязь системы средств выведения с производством (согласно рис. 1.6) характеризуется перечнем и расположением основных производств и конструкторских бюро отечественной ракетной промышленности, уровнем и качеством реализуемых ракетных технологий, темпом совершенствования производства и уровнем технологической независимости (рис. 1.13).

Таблица 1.3

Ведущие предприятия по производству средств выведения

Наименование	Месторасположение	Специализация в области средств выведения
Воронежский механический завод	г. Воронеж	Производство жидкостных ракетных двигателей для разгонных блоков и РН «Союз», «Протон»
Воткинский завод	Удмуртская Республика, г. Воткинск	Производство РН «Старт», «Старт 1»
Государственный космический научно-производственный центр (ГКНПЦ) имени М.В. Хруничева	г. Москва	Разработка и производство РН «Протон-К», «Протон-М», «Рокот», «Ангара», разгонных блоков «Бриз-КМ», «Бриз-М»
Конструкторское бюро общего машиностроения (КБОМ) имени В.П. Бармина	г. Москва	Создание технических и стартовых комплексов РН Р-7 («Союз»), «Протон», «Энергия»
Конструкторское бюро им. академика В.П.Маяковского	г. Миасс	Разработка и производство БРПЛ (РН «Штиль», «Волна»)
Конструкторское бюро транспортного машиностроения (КБТМ)	г. Москва	Создание технических и стартовых комплексов РН «Космос», «Циклон», «Зенит», «Зенит-3SL», «Рокот», «Ангара», «Морской старт»
Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева	г. Москва	Разработка жидкостных ракетных двигателей для разгонных блоков
Конструкторское бюро химической автоматики	г. Воронеж	Разработка жидкостных ракетных двигателей для разгонных блоков и РН «Союз», «Протон», «Энергия»
Московский институт теплотехники	г. Москва	Разработка РН «Старт», «Старт 1».
Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина	г. Химки, Московская область	Разработка и производство РБ «Фрегат»
Научно-производственный центр автоматики и приборостроения (НПЦ АП) им. Н.А. Пилюгина	г. Москва	Разработка и производство систем управления РН и РБ

Продолжение таблицы 1.3

Наименование	Месторасположение	Специализация в области средств выведения
Научно-производственное объединение машиностроения	г. Реутов, Московская область	Разработка и производство РН «Стрела»
Производственное объединение «Полет»	г. Омск	Производство РН «Космос 3М»
Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева	г. Королев, Московская область	Разработка и производство РБ серии «ДМ», РН «Энергия»
Государственный научно-производственный ракетно-космический центр (ГНП РКЦ) «ЦСКБ-Прогресс»	г. Самара	Разработка и производство РН «Союз», «Молния», РБ «Икар»
Научно-производственное объединение энергетического машиностроения им. академика В.П. Глушко (НПО «Энергомаш»)	г. Химки, Московская область	Разработка жидкостных ракетных двигателей для РН «Союз», «Космос», «Молния», «Циклон», «Протон», «Зенит», «Энергия», «Atlas»

В ведении Федерального космического агентства, отвечающего за разработку и производство ракетно-космической техники, в настоящее время находится более 100 предприятий. Наиболее значимые из них с точки зрения разработки и производства средств выведения перечислены в таблице 1.3. Общее же число предприятий, продукция которых используется при создании и эксплуатации космических комплексов, с трудом поддается учету.

В дополнение к таблице необходимо отметить, что немалые производственные мощности в сфере создания средств выведения в настоящее время находятся под юрисдикцией других государств, возникших на территории СССР. Крупнейшими из ныне иностранных предприятий являются НПО «Южное» имени М.К. Янгеля в Днепрпетровске на Украине (РН «Циклон 2», «Циклон 3», «Днепр», «Зенит 2», «Зенит 3SL») и Минский автомобильный завод в Белоруссии (шасси подвижных грунтовых пусковых установок). Рассредоточенность подобных пред-

приятий по территории СССР после 1991 г. позволила раздробить единую советскую систему производства ракетно-космической техники. Но поскольку часть не может обладать в полной мере возможностями целого, очень быстро выяснилось, что российские предприятия не способны самостоятельно обеспечить производство всей номенклатуры космической техники на своей территории, что было нормой для СССР. Потеря технологической независимости была признана крупной проблемой, и на высшем политическом уровне озвучили задачу такую независимость восстановить. Спустя десятилетие эта задача была почти выполнена и производство ряда образцов космической техники (например, РН «Союз У») перестало зависеть от поставок комплектующих из стран СНГ за счет приобретения гораздо большей по объему и номенклатуре зависимости от поставок из стран Европы, Америки и Юго-Восточной Азии из-за потери за это же время ряда технологий, имевшихся ранее на национальной территории. Тем не менее Российская Федерация даже в её нынешнем виде при условии обеспечения кооперации с ракетно-космическими предприятиями в пределах территории СССР потенциально способна наладить производство любых образцов космической техники.

В целом необходимо отметить, что все положительные и отрицательные стороны отечественной ракетно-космической промышленности связаны с тем, что Российской Федерации досталась система средств выведения, создававшаяся под потребности и возможности совершенно другого государства.

В наследство от СССР отечественной системе средств выведения досталось традиционно высокое энергетическое совершенство жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и РН на их основе. Как правило, наши ЖРД за счет использования более высокого давления в камере сгорания, применения более прогрессивных схем на 5–10% превосходят аналогичные лучшие зарубежные образцы по величине удельного импульса J_{yd} .

$$J_{yd} = \frac{P}{m}, \text{ (Н} \cdot \text{с/кг),}$$

где P — тяга ракетного двигателя, m — секундный массовый расход.

По иронии судьбы лучшей рекомендацией советскому ракетному двигателестроению стала закупка в 1998 г. отечественного РД-180 для оснащения американской перспективной РН «Atlas V», так как оказалось, что перспективный американский кислородо-керосиновый ЖРД RS-84 даже в проекте не превосходит показатели испытанного в США более древнего, чем РД-180, советского ЖРД НК-33, изготовленного в 1972 г. для «лунной» РН Н-1 и более двух десятилетий пролежавшего на складе!

РН отечественного производства обладают рекордным уровнем надежности. Абсолютным рекордсменом среди РН в мире является отечественная РН «Циклон 2» — 107 успешных запусков из 107 (с 1967 по 1997 г.). В немалой степени залогом такого уровня надежности была принятая у нас технология горизонтальной сборки РН на ТК в сочетании с принципом отправки на космодром РН высокого уровня заводской готовности. Этим обеспечивался высокий темп запусков и относительная простота технологии подготовки РН к пуску, благодаря которым возникновение тяжелого дефекта в ходе длительной и интенсивной эксплуатации крупных серий отечественных РН становилось явлением все более редким.

Только наша страна является обладателем технологий создания подвижных грунтовых и железнодорожных СК и только в нашей стране были произведены запуски КА с ПУ на автомобильном шасси и с борта подводной лодки. Уникальный СК на подвижной морской платформе «Sea Launch» — тоже продукт отечественной промышленности. Фактически двух-трёх лет существования СССР не хватило до создания авиационно-космической системы «Бурлак» со сверхзвуковым бомбардировщиком Ту-160 в качестве самолета-разгонщика.

Исключительной особенностью отечественной системы средств выведения является наличие на вооружении автоматизированных стартовых комплексов (так называемый «безлюдный старт») РН серии «Циклон». А стартовый комплекс РН 11К77 «Зенит 2» на долгие годы останется вершиной воплощения идеи автоматизации предпусковых и пусковых операций. Остается лишь сожалеть, что красота технического совершенства этих комплексов в нынешние времена блекнет в тени их колоссальной

производственной и эксплуатационной стоимости, вызванной именно их совершенством.

Естественными для постсоветского периода являются проблемы, связанные со старением производственной базы и технологического оборудования космодромов. Однако проблема отсутствия на вооружении кислородо-водородных ракетных ступеней является традиционной для нашей страны. Главным препятствием в СССР была признана необходимость не просто создать качественные двигатели и ступени, но и развернуть дорогостоящую промышленную базу для производства небезопасного и капризного в эксплуатации водорода. Гибель РКК «Энергия», в котором вторая ступень РН была кислородо-водородной, вновь отбросила отечественную систему средств выведения на исходные позиции, и сейчас единственный советский КВРБ (кислородо-водородный блок) используется на индийских РН. Аналогично традиционна для нас проблема обилия РН, использующих высокотоксичные и агрессивные компоненты ракетного топлива — АТ, АК-27и, НДМГ, — со всеми технологическими и экологическими сложностями их эксплуатации.

Негибкость советской системы средств выведения, рассчитанной под строго определенный перечень КА, сыграла злую шутку над попыткой эту систему коммерциализировать. Отечественные РН не имеют возможности путем добавления (снятия) стартовых ускорителей варьировать свою грузоподъемность, и в условиях отсутствия отечественных полезных нагрузок стала нередкой ситуация, когда РН, способная выводить на орбиту 2000 кг, используется для запуска КА массой 1500 кг. Другими словами, РН, способная заработать 20 млн долл. (по 10 тыс. долл. за килограмм массы полезного груза, выводимого на орбиту), зарабатывает лишь 15 млн долл. при себестоимости пуска в 18 млн долл. И подобная ситуация — вовсе не следствие вредительства, а закономерность вполне регулируемого, поделенного и ограниченного рынка услуг по запуску зарубежных КА, 80% которых — американские либо по месту создания, либо по используемым комплектующим. А у США есть свои ракеты!

Это аналог распродажи, когда не проданный по дешевке товар просто сгниет. Исправить положение может создание собственного внутреннего рынка отечествен-

ных полезных нагрузок, но попытка его создать обязательно повлечет за собой необходимость изменить экономический и политический уклад современного российского государства.

К новоприобретенным бедствиям отечественной системы средств выведения относится избыточность номенклатуры РН легкого класса. Обычным следствием многообразия комплексов вооружения является сложность, а следовательно, дороговизна системы их эксплуатации и подготовки обслуживающего персонала. Эта ситуация была характерна и для СССР, т. к. нынешняя избыточность ракетных комплексов — оттуда, но в современных условиях решающее значение приобрел другой аспект проблемы. Избыточность номенклатуры РН (не ракет, а именно РН) появилась тогда, когда отдельные организации промышленности и Министерства обороны решили извлечь коммерческую выгоду из имеющихся боевых ракетных комплексов более благородным путем, чем их уничтожение за чужие кредиты. Появившиеся почти одновременно на рынке новоиспеченные РН оказались конкурентами не столько зарубежным средствам выведения, сколько друг другу. Поскольку отечественные КА для таких РН специально не разрабатывались, избыточность в одном классе грузоподъемности заранее обрекла эти носители на продажу по демпинговым ценам иностранному заказчику. Коммерчески выгодной подобная ситуация может считаться лишь до тех пор, пока сами эти РН воспринимаются как бесплатные трофеи, захваченные при разгроме другого государства. Положение усугубляет ещё и тот факт, что имеющаяся избыточность временна: РН 11К65М «Космос 3М», 11К69 «Циклон 2», 11К68 «Циклон 3», МБР Р-36М УТТХ (база для РН «Днепр»), УР-100Н УТТХ (база для РН 14А05 «Рокот» и 14А036 «Стрела») сняты с производства и после израсходования их запасов страна может остаться вообще без РН легкого класса. Внушительный размер имеющегося запаса РН или их базовых прототипов (например, МБР УР-100Н УТТХ — около 200 шт.) не может служить утешением, так как значительная часть ракет из этих запасов произведена 20 и более лет тому назад и очень скоро переоборудовать их в РН будет просто опасно.

Кроме того, ряду предприятий ракетно-космической

отрасли с целью повышения их эффективности сменили форму собственности. Поскольку продукция этих предприятий не находила спроса, новым владельцам оказалось экономически выгодно их перепрофилировать, либо распродать. Чистая экономика, никакой политики! Поскольку в СССР для мелкосерийного высокотехнологичного, а значит, дорогостоящего по себестоимости производства создавали, как правило, одно уникальное предприятие на всю страну, изъятие всего нескольких мелких заводиков из единого общесоюзного комплекса производства средств выведения оставило другие предприятия без важнейших комплектующих, которые пришлось закупать за рубежом. Так как подобная ситуация абсолютно естественна, законна и неизбежна в нынешнем российском государстве, следует подчеркнуть, что это нельзя называть саботажем. По крайней мере, пока нельзя.

Взаимосвязь системы средств выведения с транспортной инфраструктурой страны (согласно рис. 1.6) характеризуется типом используемых средств передвижения и условиями транспортировки космических средств (рис. 1.14).

Если во всем мире для перевозки ракетных блоков предпочитают использовать самые дешевые из всех видов транспорта — морской и речной, то в нашей стране безоговорочно пользуются самыми дорогими — железнодорожным и авиационным. При этом пользуются с размахом — расстояния перевозки, как правило, составляют несколько тысяч километров. Но рассуждать об извечной незначительности русских может лишь тот, кто не знает географии. По-другому организовать транспортировку в нашей стране просто невозможно, не говоря уже о том, что именно для нашей страны даже речной транспорт не является дешевым из-за длительного зимнего периода, когда реки скованы льдом и судоходство прекращается. Соответственно, совершенно объективно по транспортным расходам отечественная система средств выведения проигрывает всем другим. Кроме того, использование железных дорог влечет за собой ряд проблем конструктивного характера в облике наших РН из-за жестких ограничений по массе, что делает невыгодным создание больших твердотопливных ускорителей; ограничений по габаритам, что требует усложнения применяемых компоновочных схем из-за невозможности увели-

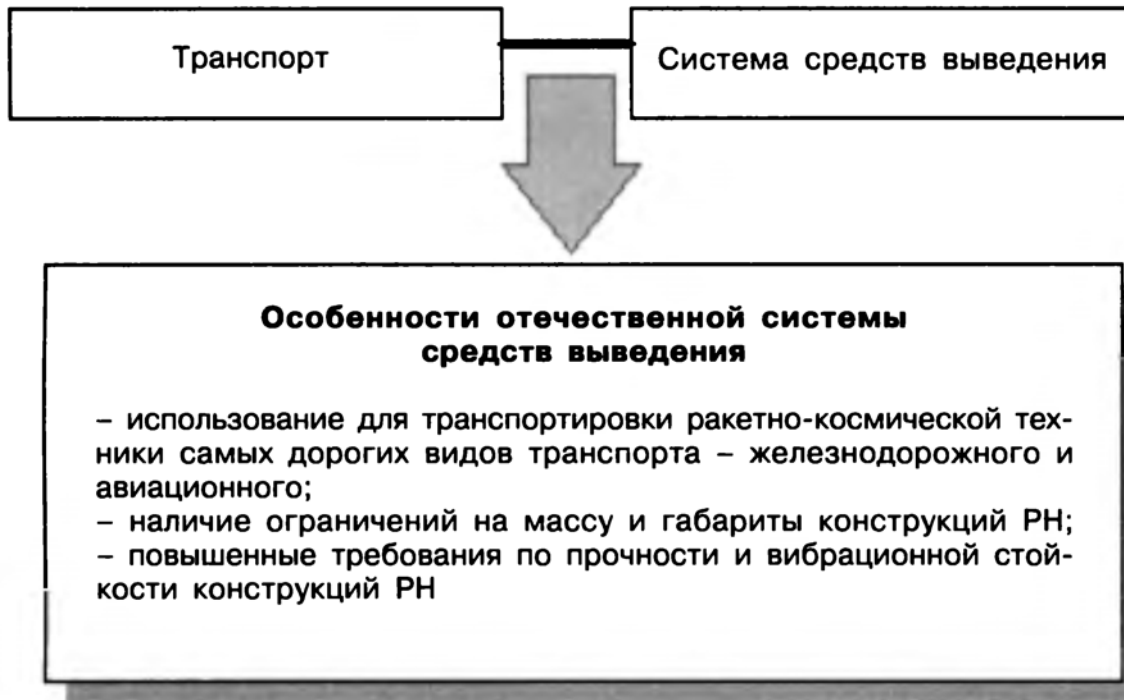


Рис. 1.14. Особенности отечественной системы средств выведения по взаимодействию с транспортной сетью

чения диаметра ракетного блока выше четырёх метров, а для РН сверхтяжелого класса – 11А52 Н-1 и 11К25 «Энергии» – вообще потребовало создания производственных линий непосредственно на космодроме; и повышенных требований по прочности и вибрационной стойкости конструкций РН, РБ и КА, что отнюдь не делает их дешевле и эффективнее. Таким образом, особенностью взаимодействия системы средств выведения с транспортной инфраструктурой страны является не только высокая стоимость собственно перевозок, но и высокая стоимость мер, которые приходится принимать в конструкции РН, РБ и КА из-за объективных условий транспортировки по нашей территории.

Взаимосвязь системы средств выведения с природными условиями страны (согласно рис. 1.6) характеризуется комплексом мероприятий по обеспечению функционирования космических средств в условиях резкоконтинентального климата (рис. 1.15).

Климат России – это её вторая после свободолюбия народов, населяющих нашу страну, гарантия независимости от внешнего вторжения. Достаточно сказать, что нашего «генерала Мороза» в мире знают (а некоторые – помнят) лучше, чем нашего же Деда Мороза. Для населе-

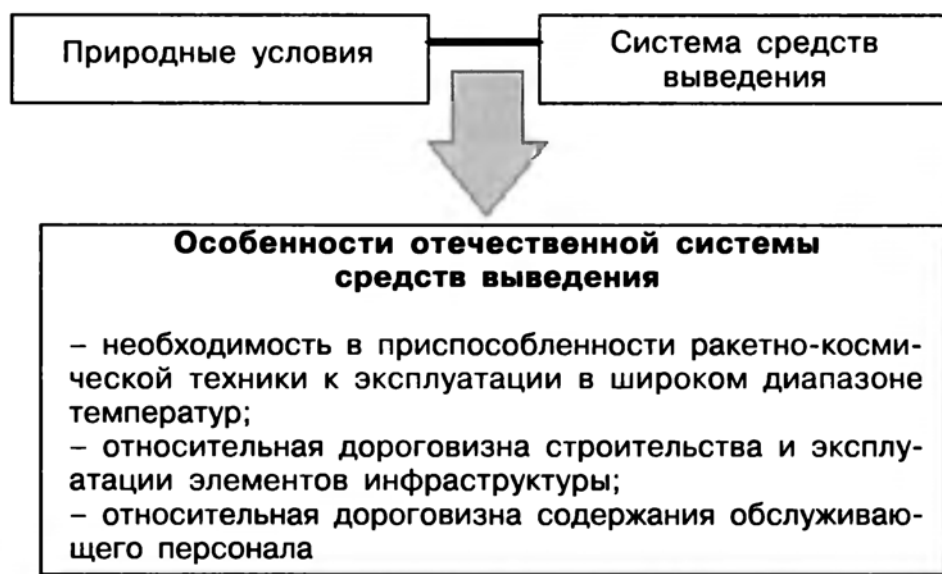


Рис. 1.15. Особенности отечественной системы средств выведения по взаимодействию с природными условиями

ния нашей страны её суровый климат привычен, и только сейчас, когда страну пристегнули к мировой экономике, оказалось, что этот климат практически несовместим с существованием типичного почти рыночного индустриального среднедемократичного государства, в котором критерием выживаемости нации служит не число выживших, а число способных заплатить за выживание. Оказалось, что техника в полярном исполнении во всем мире стоит дороже почти вдвое, а у нас такой должна быть вся техника в соответствии с не приметной записью в советских формулярах: «допустимый температурный диапазон работы — от $+50^{\circ}\text{C}$ до -50°C ». Оказалось, что строительство не только гигантов промышленности, но и обычного коровника у нас обходится дороже, потому что стенку того же коровника надо делать толщиной в два кирпича, а не в миллиметровую толщину листа оцинкованного железа, как делают в Калифорнии. Любую трубу у нас необходимо закапывать глубже глубины промерзания, подъездные пути полгода расчищать, а самую убогую камеру — отапливать. И все это — не бесплатно. Соответственно, при прочих равных условиях создаваемая для наших условий техника, здания, сооружения, элементы инфраструктуры, есть и будут дороже аналогичных европейских или восточноазиатских. Самый дорогой американский космодром в эксплуатации дешевле любого нашего на величину стоимости строительства и эксплуата-

ции котельных и коммуникаций теплоснабжения. Самого дешевого российского инженера на Байконуре все равно необходимо одевать в комплект одежды, который его коллега с мыса Канаверал назовет «полярным», а потому — ненужным и дорогим. Даже потребности в еде и в её калорийности у нас больше, что особенно повергает в изумление наших восточноазиатских соседей, которым хватает несколько горстей риса в день. Поэтому применительно к отечественной системе средств выведения понятия «дешевая рабочая сила» и «низкая себестоимость производства и эксплуатации» являются мифом, который поддерживается лишь хищнической эксплуатацией результатов нечеловеческих усилий и самоотречения нескольких предыдущих поколений наших соотечественников, умудрившихся создать индустриальную цивилизацию там, где её географически не должно было быть. Мы можем гордиться нашим опытом запусков в тридцатиградусный мороз, но этот опыт никому, кроме нас, не нужен. Поэтому отечественная система средств выведения отличается потребностью в особых дорогостоящих технологиях производства, строительства и эксплуатации космических средств, а также особых режимах содержания обслуживающего персонала, приспособленных к необычному для других стран климату.

Взаимосвязь системы средств выведения с противником (согласно рис. 1.6) характеризуется уровнем живучести отечественных РКК (рис. 1.16).

Паникерское утверждение, что отечественные РКК обладают почти нулевым уровнем живучести и не устоят против любого воздействия противника, имеет под собой основания, как и любое паникерское утверждение. Громоздкость незащищенных пусковых установок, местоположение которых заведомо известно, и зависимость успеха пуска от исправности огромного числа рассредоточенных и уязвимых отдельных элементов инфраструктуры предоставляет противнику широкий спектр возможностей по надежному выводу из строя РКК в случае необходимости. Но в любом паникерском утверждении имеется доля преувеличения, поэтому следует заметить, что отечественная система средств выведения обладает все же более высоким уровнем живучести, чем любая другая. Только в нашей стране имеются РН шахтного базирова-

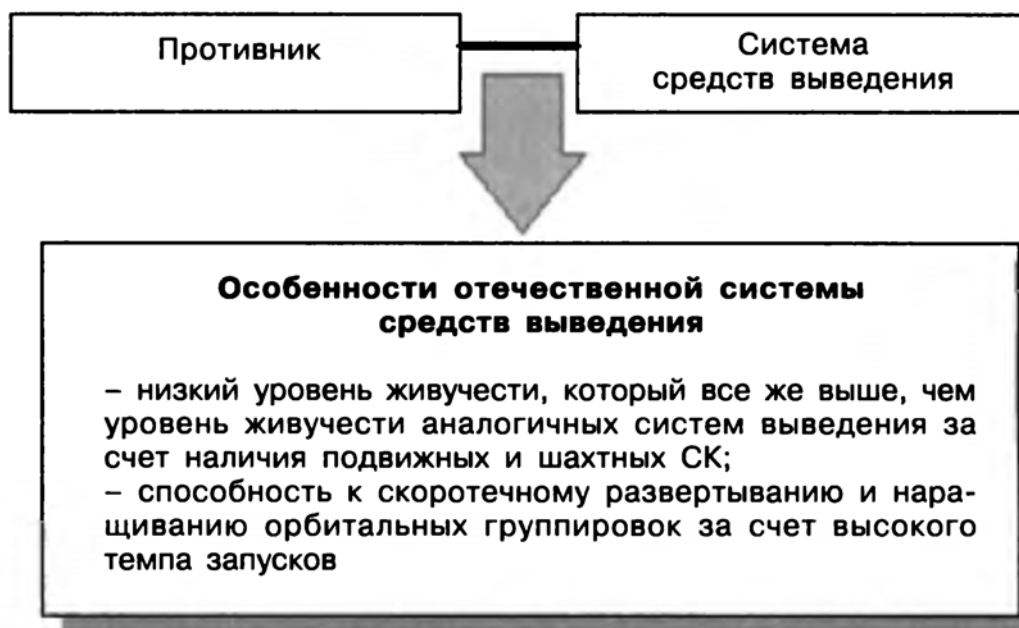


Рис. 1.16. Особенности отечественной системы средств выведения по взаимодействию с противником

ния, подвижные грунтовые и подводные морские стартовые комплексы космических ракет. Несомненно, необходимо помнить, что эти стартовые комплексы будут в первую очередь использоваться как боевые ракетные комплексы и их применение для запусков КА в угрожаемый период или военное время становится проблематичным. Но другие государства не имеют и такой возможности. Кроме того, способность обеспечить высокий темп запусков предоставляет нашему командованию возможности выполнить значительный объем задач ещё до того, как противник сможет нанести удар, подготовка и осуществление которого также требуют времени. Наша система средств выведения при наличии достаточного запаса РН и КА вполне способна «сыграть на опережение».

Таким образом, уникальность отечественной системы средств выведения является следствием прежде всего объективных — экономических, географических, политических и исторических — особенностей нашего государства.

1.2.2. Направления совершенствования отечественной системы средств выведения. Понятие «направление совершенствования» несет в себе гораздо больший заряд оптимизма, чем понятие «перспективы развития», поскольку отвечает на вопрос «что должно быть дальше?», а не на

вопрос «господи, что же дальше-то будет?». Отвечая на первый вопрос применительно к отечественной системе средств выведения, следует помнить изречение Л. Кэррала, автора сказки «Алиса в стране чудес»: «Иногда необходимо очень быстро бежать, чтобы оставаться на месте». Тогда как вся наша страна в последние годы всё идет и идет по пути реформ, иногда ускоряясь на особо крутых уклонах этого пути, как, например, в 1998 г., отечественная космонавтика, несмотря на всё это, продолжает оставаться на месте.

На месте лидера.

И объяснить это можно только огромным запасом прочности советской экономики и подлинным героизмом наших людей. Мы по-прежнему по средствам выведения впереди всех в мире, кроме американцев, превосходство которых в последние годы поддерживается нашими же технологиями.

В настоящее время отечественная система средств выведения не только не умерла, не просто живет, а ещё и развивается, поэтому есть предмет для рассмотрения.

Можно выделить четыре направления совершенствования отечественной системы средств выведения:

1. Модернизация (усовершенствование) существующих РКК, а именно:

замена систем управления РН на цифровые;
форсирование двигательных установок;
расширение диапазона используемых орбит и номенклатуры полезных нагрузок путем применения РБ.

2. Создание новых РКК.

3. Проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по формированию облика перспективных РКК.

4. Экспорт технологий производства и эксплуатации РКК.

Рассмотрим эти направления подробнее:

1. Модернизация существующих РКК в настоящее время — несомненно главное направление совершенствования отечественной системы средств выведения. Подобное положение обусловлено двумя факторами:

финансовые ограничения не позволяют произвести дорогостоящую замену устаревшего средства выведения новым;

из-за отсутствия достаточного количества отечественных полезных нагрузок и конкуренции на рынке пусковых услуг система средств выведения даже в её нынешнем виде используется ниже своих потенциальных возможностей.

Таким образом, для прорыва в новый перспективный сегмент пусковых услуг или для существенного улучшения показателей выведения нет денег, а сегодняшний спрос на пуски нашей системой средств выведения может быть удовлетворен с избытком старым запасом изделий и технологий. Но ничего не делать тоже нельзя — советская система средств выведения не была приспособлена для добывания денег в коммерческом смысле, а в новом российском государстве она не может надеяться лишь на свою оборонную и научную ценность. Побудительным мотивом для совершенствования сейчас служит именно стремление расширить возможности коммерческого использования существующих РН и путем технологических улучшений хотя бы отчасти компенсировать экономические и политические издержки постсоветского времени. Поэтому в течении последнего десятилетия осуществляется ряд мероприятий по следующим направлениям:

а) замена устаревших аналоговых систем управления РН на новые цифровые, разработанные НППЦ АП им. Н.А. Пилюгина. Подобные системы управления уже отработаны на некоторых МБР и прекрасно себя зарекомендовали на РН 11К77 «Зенит 2» и 11К25 «Энергия». Данное направление реализовано на РН 8К82КМ «Протон-М» (первый полет в 2001 г.) и РН 14А14 «Союз 2» (2004 г.). Прежде всего такая система управления на 20% легче прежней. Но гораздо больший эффект приносит реализация в такой системе управления «гибкой» программы выведения по так называемому терминальному принципу управления вместо «жесткой». «Жесткая» программа была рассчитана на то, чтобы РН в определенный момент времени проходила определенную точку траектории, имея заданный вектор скорости. Полет по такой программе невозможен без существенных гарантийных запасов топлива на борту для парирования возмущений. «Гибкая» программа выведения рассчитана на использование бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК),

который задает лишь конечные условия выведения, чтобы полезная нагрузка оказалась в заданный момент времени в требуемой точке с определенным вектором скорости. БЦВК прямо в полете обрабатывает текущие параметры полета, выбирая оптимальную траекторию. При наличии такой системы управления гарантийный запас топлива остается только на верхней ступени РН, а двигательные установки первых ступеней работают до полной выработки компонентов. В сочетании с повышением точности выведения (например, по периоду обращения КА — с ± 22 с до $\pm 2,5$ с) это позволяет улучшить энергомассовые характеристики РН и уменьшить экологический ущерб от падения первых ступеней. Помимо этого, цифровая система управления способна парировать возможные отклонения от скоростного напора и при порывах ветра, что позволяет существенно расширить номенклатуру применяемых на РН головных обтекателей, в том числе больших размеров. Существенно упрощает конструкцию и эксплуатацию стартовых комплексов способность системы управления производить программный поворот в плоскость стрельбы уже в полете, т. к. не нужны громоздкие устройства прицеливания. Но, пожалуй, самый существенный экономический эффект может быть получен при использовании возможностей цифровой системы управления по обеспечению пространственного маневра на активном участке траектории. Это позволяет либо расширить спектр возможных наклонений целевых орбит при использовании прежних районов падения отработанных ступеней, либо снизить количество полей падения при сохранении заданного спектра трасс полета РН (рис. 1.17);

б) форсирование двигательных установок оказалось экономически выгодным благодаря высокому уровню советского двигателестроения, создававшего и без того высокоэффективные ЖРД с большим потенциалом развития и благодаря возникшей необходимости незначительно «дотянуть» ту или иную РН до требований нетипичной для неё коммерческой полезной нагрузки, чаще всего — зарубежной. Несомненно, что такое нововведение, как замена форсуночной головки камеры сгорания, повышающая величину удельного импульса двигательных установок на 3-5% (как было сделано на ЖРД РД-107,

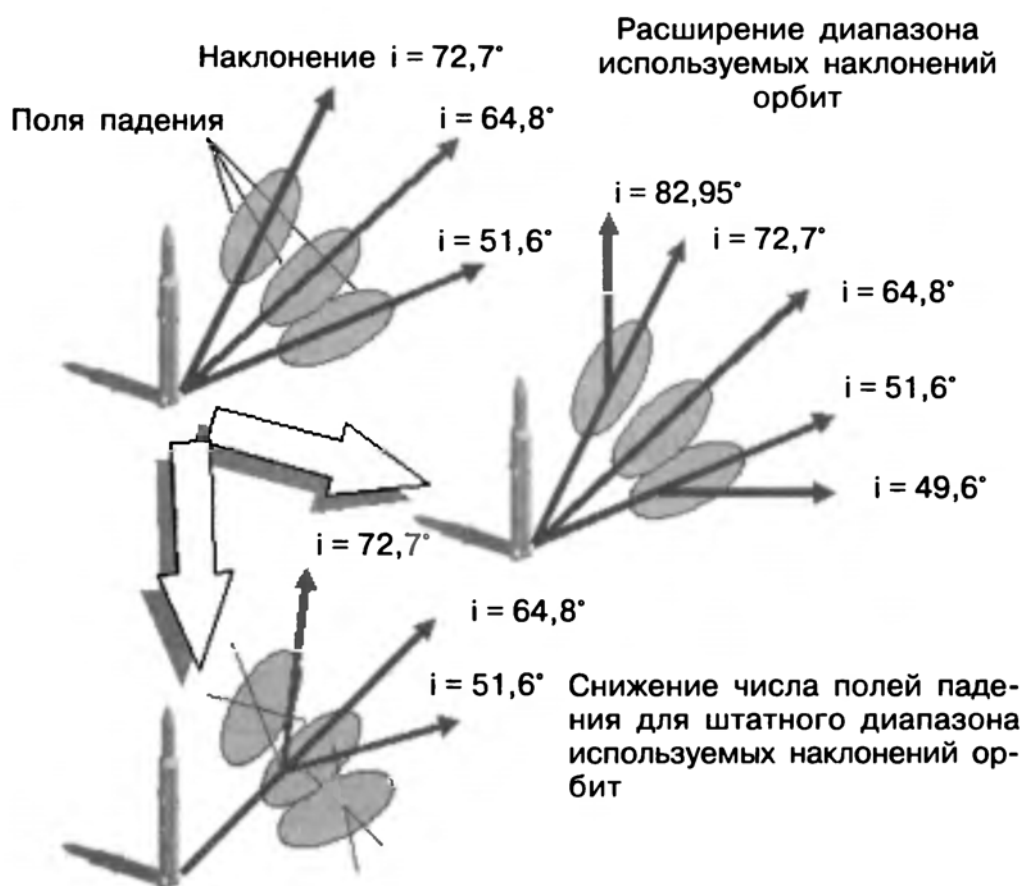


Рис. 1.17. Использование возможности пространственного маневра ступени на активном участке траектории РН

РД-108 первой и второй ступеней РН 11А511У «Союз У»), в советское время не произвела бы большого впечатления, но в современных условиях осуществление такой работы следует признать удивительным достижением. Аналогичные работы проведены на РН «Протон» в 1995-1997 г., где тяга двигательной установки первой ступени увеличена на 7% за счет замены ЖРД РД-253 на более совершенный РД-275. Подобные мероприятия является частью долгосрочной программы по глубокой поэтапной модернизации традиционной РН 11А511У «Союз У», предусматривающей:

1) форсирование двигательных установок первой, второй ступеней (а также замену системы управления, системы телеметрических измерений, применение новых головных обтекателей и РБ) (РН 14А14 «Союз 2-1А»);

2) установку на модифицированной третьей ступени нового ЖРД замкнутой схемы, у которого генераторный газ, раскручивающий турбину турбонасосного агрегата, не

выбрасывается наружу, как в ЖРД открытой схемы, а поступает в камеру сгорания двигателя для создания тяги (РН 14A14 «Союз 2-1Б»);

3) замену двигательной установки второй ступени на новый ЖРД замкнутой схемы (РН 14A14 «Союз 2-2А»);

4) замену двигательной установки первой ступени на новый ЖРД замкнутой схемы (РН 14A14 «Союз 2-2Б»).

Проведенные мероприятия позволяют увеличить грузоподъемность «Союза У» уже на первом этапе с 7200 до 8200 кг, а в перспективе — почти в полтора раза. Еще более глубокая модернизация, связанная с изменением основных диаметров ракетных блоков и созданием кислородо-водородной верхней ступени, приведет к созданию РН «Онега», превосходящей по грузоподъемности «Союз У» почти вдвое. Недостатком подобного подхода, вызванного скудостью одномоментных финансовых вложений, является затягивание на долгие годы подобия летно-конструкторских испытаний с их неминуемым негативным влиянием на уровень надежности носителя. Главной же трудностью при реализации данного направления является выполнение требования не вносить существенных изменений в конструкцию стартового комплекса;

в) в СССР обходились одним типом разгонного блока — «ДМ» (в различных вариантах для РН 8К82К «Протон-К»: 11С86, 11С861, 11С824), который вполне справлялся с решением задач по выводу строго определенной номенклатуры КА на геостационарную орбиту и на межпланетные траектории. Большим успехом отечественной космонавтики за последние годы необходимо признать ввод в строй целого созвездия разгонных блоков (см. табл. 1.4), которые не только расширяют номенклатуру достигаемых орбит и диапазон масс выводимых КА, но и улучшают энерго-массовые показатели РН за счет отказа от энергетически невыгодной для запуска на большие высоты схемы прямого выведения, когда двигательная установка РН вплоть до отделения КА работает непрерывно. Соответственно, это повышает уровень адаптивности наших РН к требованиям по запуску коммерческих КА, что в современных условиях позволяет отечественной системе средств выведения выжить, а в будущем снижает жесткость требований к будущим отечественным кос-

Таблица 1.4

Отечественные разгонные блоки

Наименование РБ	Наименование РН, год первого пуска с РБ	Компоненты ракетного топлива	Примечание
«Бриз КМ»	РН 14A05 «Рокот», 2000 г.	АТ/НДМГ	Усовершенствованный вариант РБ «Бриз К» для РН 14A01 «Рокот» (1990 г.)
«Бриз М»	РН 8K82K «Протон-К», 1999 г. 8K82KM «Протон-М», 2001 г.	АТ/НДМГ	Вариант РБ «Бриз КМ» с навесным баком
«Фрегат»	11A511Y «Союз У», 14A14 «Союз 2»	АТ/НДМГ	Создан на базе ДУ КА «Фобос»
«Икар»	11A511Y «Союз У», 1999 г. 14A14 «Союз 2»	АТ/НДМГ	Усовершенствованный вариант приборно-агрегатного отсека КА «Комета»
«ДМ SL»	11K77 «Зенит-3SL», 1999 г.	O2/керосин	Усовершенствованный вариант РБ 11C861-01 «ДМ-2М», приспособленный для эксплуатации на морской платформе

мическим системам по конструкции КА и схемам орбитального построения.

Внешний вид РБ «Фрегат» приведен на рис. 1.18.

Дополнительно необходимо упомянуть отечественный кислородо-водородный РБ 12КРБ который, увы, эксплуатируется только на индийских РН GLSV (первый пуск в 2001 г.).

Нетрудно заметить, что полученный результат достигается:

- использованием конструктивных решений, а то и целых агрегатов, созданных и отработанных ещё в СССР, что позволило сэкономить финансы, время и добиться приемлемой надежности;

- преимущественным применением на РБ ядовитых высококипящих компонентов топлива АТ/НДМГ с низким удельным импульсом с целью снижения стоимости

производства и эксплуатации (так на РН «Протон-М» кислородо-керосиновый РБ «ДМ-2М» заменен на уступающий ему по энергетике РБ «Бриз М»).

Таким образом, налицо стремление сэкономить, даже в ущерб энергетической эффективности, которая при длительной эксплуатации РКК и определяет его экономичность!

Остается пожалеть, что проблемным по-прежнему остается вопрос применения в РБ и на верхних ступенях отечественных РН водорода в качестве компонента топлива.

2. В 1993 г. был подписан указ Президента РФ, предписывающий в 1995 г. приступить к летным испытаниям нового РКК «Ангара». Для указанных сроков были веские основания, так как для новой РН предполагалось использовать отработанные к тому времени технологии, систему управления и двигатели РН 11К77 «Зенит», а также «зенитовские» ТК и СК на космодроме Плесецк, строительство которых с точки зрения советской экономики было близко к завершению. Создание комплекса объявлялось задачей особой государственной важности. С тех пор к числу оптимистов относят тех, кто считает, что «Ангара» полетит через год, а к пессимистам относят тех, кто так думал пять лет тому назад. Однако от существования этого комплекса зависит выживаемость отечественной системы средств выведения в XXI веке, и поэтому вне зависимости от степени забвения со стороны государства «Ангара» создается, потому что у нас по-прежнему есть люди, действительно считающие, что это — задача особой государственной важности.

В основе РКК «Ангара» (рис. 1.19) лежит весьма прогрессивная идея покрытия всего диапазона масс полезных нагрузок с помощью РН, создаваемых комбинацией ограниченного числа универсальных ракетных блоков в рамках одной системы, использующей один и тот же ТК. Таким образом, в рамках одной системы создаются РН



Рис. 1.18. РБ «Фрегат»

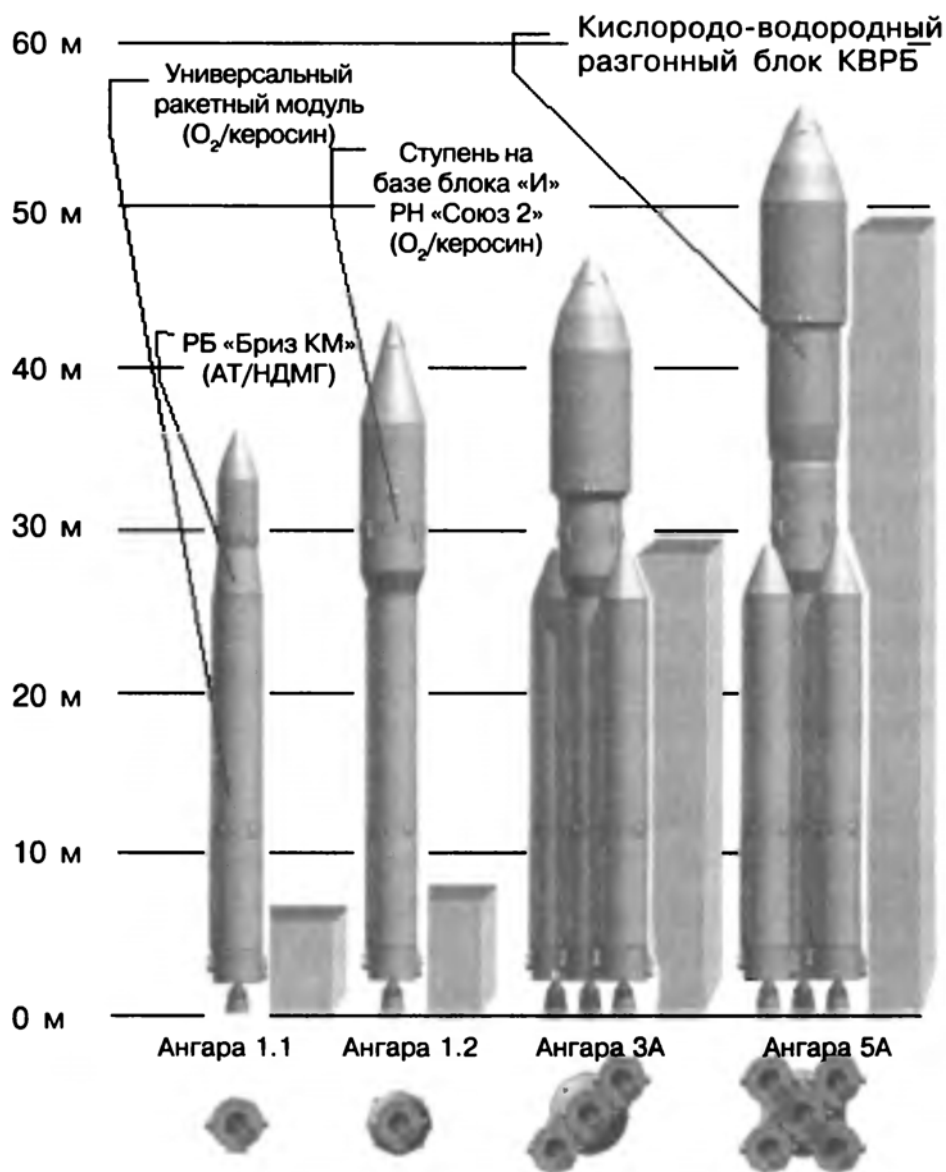


Рис. 1.19. Система РН «Ангара»

легкого, среднего и тяжелого класса. В основу семейства положен универсальный ракетный модуль (УРМ), комбинации которого формируют нижние ступени РН. Верхние ступени РН также унифицируются для применения на других РН. Прорабатывается проект замены УРМ на беспилотную возвращаемую ступень многократного применения «Байкал» (рис. 1.20), что должно существенно повысить экономичность всего комплекса. Однако нужно заметить, что исходя из возможностей компоновки семейство РН «Ангара» не способно обеспечить запуск КА в диапазоне масс 4...12 т, поэтому применяться она должна в сочетании с другим РКК среднего класса (например, с 14А14 «Союз 2»). Кроме того, создание РКК «Ангара» первоначально порождает проблему коммерческой рен-



Рис. 1.20. Возвращаемая ступень многофазового применения «Байкал»

табельности отечественной системы средств выведения. Создаваемые РН семейства «Ангара» в ближайшей перспективе будут конкурировать с РН «Рокот» и «Стрела» в легком классе и с РН «Протон» — в тяжелом классе, то есть появление «Ангары» не облегчит, а на первоначальном этапе усугубит экономическое положение государства. Но и отказаться от этого проекта нельзя, так как в более отдаленной перспективе страна может оказаться вообще ни с чем.

3. Отсутствие возможности что-нибудь построить существенно раскрепощает способности это «что-нибудь» придумать. Поэтому в настоящее время нет недостатка в различных проектах в области ракетно-космической техники. Проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР) для значительной части отечественных конструкторских бюро и предприятий стало спасательным кругом, не позволившим их утопить в волне реформ сразу. Поскольку долго даже на спасательном круге плавать нельзя, если берега все равно не видно, количество проектов вместе с их создателями к настоящему времени поубавилось и можно кратко отметить лишь ряд из них, которые стоит отнести к перспективным при условии изменения экономического уклада страны:

а) разработка РКК с одноразовыми РН из стандартных ракетных блоков на дешевых экологически чистых компонентах топлива «кислород-сжиженный природный газ

(метан)» (проект «Рикша» КБ им. В.П. Макеева). В этом проекте представляется неочевидной экономическая выгода применения дешевого, но все же криогенного компонента, весьма дорогого в эксплуатации;

б) разработка трехкомпонентного ЖРД (РД-701, РД-704, НПО «Энергомаш» им. В.П. Глушко). Двигатель обеспечивает последовательную работу с большой тягой сначала на трех компонентах (кислород-керосин-водород), затем с малой тягой на двух компонентах (кислород-водород). Проект представляет собой дорогое, но весьма перспективное средство повышения эффективности многоразовых средств выведения за счет снижения массы водородных баков и уменьшения числа ступеней средства выведения;

в) создание гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД, Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова), который является «ключом» к разработке одноступенчатых воздушно-космических самолетов. Опытные экземпляры такого двигателя были испытаны в 1991–1998 г. в рамках программы «Холод» — пять пусков; в трех получено горение в сверхзвуковом потоке. Как только в ходе испытаний было достигнуто устойчивое сверхзвуковое горение на скоростях $M = 6,41$, работы были свернуты. В настоящее время подобный двигатель испытывают американцы в рамках программы «Нурег Х», и они наверняка смогут повторить и превзойти наши успехи десятилетней давности.

г) разработка многоразовой авиационно-космической системы МАКС (НПО «Молния»). Система представляет собой «мини-Буран», запускаемый вместе с внешним топливным баком с дозвукового самолета-разгонщика — тяжелого транспортного самолета Ан-225 «Мрія» (рис. 1.21). МАКС имеет все преимущества мобильного средства выведения: отсутствие потребности в полях падения, оперативность запуска, энергетическая эффективность как за счет выбора наиболее выгоднейшей широты пуска, так и за счет большой высоты начала полета ракетной ступени. В качестве главного достоинства выдвигается экономичность системы, достигаемая за счет многоразовости. Но именно в данном вопросе МАКС уязвим более всего: достаточно представить один из немногих обычных аэро-

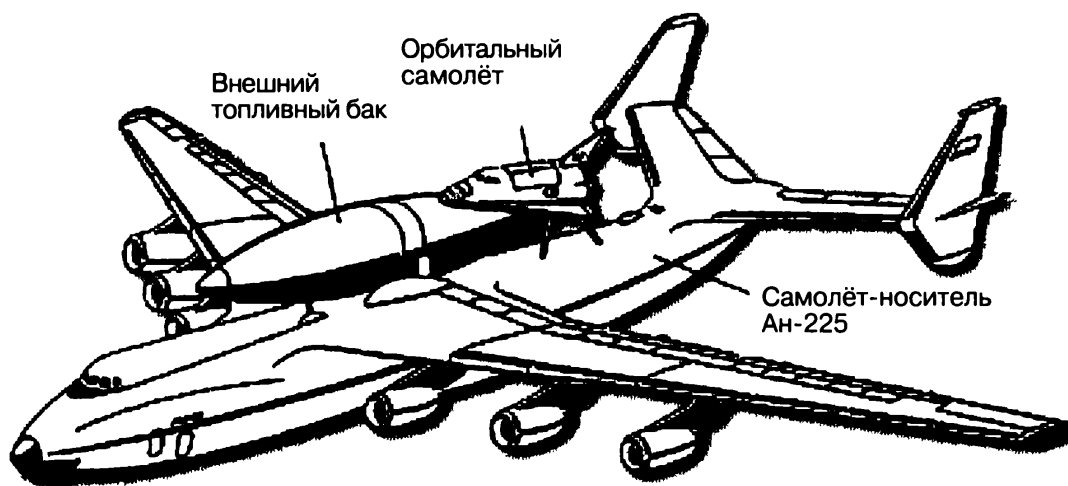


Рис. 1.21. Многоразовая авиационно-космическая система МАКС (базовый вариант)

дромов с длиной взлетно-посадочной полосы более 3000 м (строить и эксплуатировать такой аэродром только для МАКСа — непозволительная роскошь), на котором к обычным аэродромным сооружениям необходимо добавить комплекс хранения и заправки кислорода и водорода (маленький такой заводик криогенных компонентов), специфические системы перегрузки, проверки и обслуживания орбитальной ступени (проще говоря — МИК) и вообразить типичный случай, когда на полосу такого аэродрома, обычно заполненной десятками обычных самолетов, пытается сесть самолет, который перед этим с 250 тоннами взрывоопасного, легкоиспаряющегося топлива и боевым расчетом пуска на борту несколько часов находился в воздухе, а теперь в изменившихся метеословиях возвращается с внешним грузом после отмены пуска. Это — не только кошмар для любого летчика, это еще и большая стоимость эксплуатации и обеспечения безопасности. Поэтому коммерческая привлекательность подобного проекта весьма сомнительна и МАКС может оказаться полезным лишь тем, кто готов пожертвовать стоимостью и безопасностью во имя великой цели — защиты Родины. Но именно у таких людей, военных, в настоящее время на это нет денег;

д) разработка авиационно-ракетного комплекса космического назначения «Воздушный старт» (аэрокосмическая корпорация «Воздушный старт»). Система представляет собой РН, запускаемую из грузового отсека дозвукового самолета Ан-124-100 «Руслан», или РН, сбрасываемую

в транспортно-пусковом контейнере и запускаемую из него. В качестве РН предлагается как ракета «Полет» собственной разработки с компонентами топлива «кислород-керосин», так и один из вариантов РН «Штиль». Данному проекту присущи все те же недостатки, что и МАКСу. Достоинством является то, что это не просто умозрительный проект, а реально действующее акционерное общество, которому на благородную цель обеспечения технологического прорыва в космической индустрии постановлением Правительства РФ в декабре 1998 г. были «выделены для продажи» четыре «снимаемых с вооружения» Ан-124 из состава военно-транспортной авиации ВВС. Правда, ракет с тех пор не появилось, заодно и самолеты обратно в ВВС не вернулись. Хотя чисто технически проект несомненно вполне реализуем, несмотря на крайне рискованную схему сброса РН с самолета-носителя, система выйдет на рынок пусковых услуг РН легкого класса, где и так достаточно дешевых одноразовых ракет. Утверждение, что она может оказаться экономически состоятельной для решения задач оперативного вывода на геостационарную орбиту, недостаточно обоснованно, поскольку для этой орбиты создаются КА существенно большей массы. Испытания в 2006 г. США аналогичной по схеме запуска системы «QuickReach» подтверждают, что нужна она в первую очередь для оперативного запуска малогабаритных КА военного назначения, а значит, такая система будет создаваться лишь в том государстве, которому нужна оборона;

е) разработка авиационно-космической системы «Бурлак» (машиностроительное КБ «Радуга»). Система представляет собой РН оригинальной разработки на долгохранимых высококипящих компонентах, запускаемую со сверхзвукового самолета-разгонщика — бомбардировщика Ту-160СК. РН достаточно компактна, для того чтобы использовать для её хранения и перегрузки штатные аэродромные средства или их модификации. Проект в наибольшей степени напоминает реализованную в США авиационно-космическую систему «Пегас» («Pegasus»), однако за счет своей энергетической эффективности способен обеспечить выведение на низкую орбиту почти втрое больше тяжелого груза (до 1000 кг против 350 кг у «Пегаса»).

Кроме того, после закрытия программы «Энергия-Буран» долгое время считался легко реализуемым проект создания РКК «Энергия М» грузоподъемностью 34 т на низкие орбиты и до семи тонн на геостационарную орбиту. Предполагалось вместо четырех боковых ракетных блоков у «Энергии» в новой РН использовать только два, а центральный ракетный блок существенно уменьшить в размерности и использовать на нем один кислородо-водородный ЖРД РД-0120 вместо четырех. Использование тех же ТК и СК сулило минимизацию расходов и времени на разработку РКК тяжелого класса, существенно превосходящего по своим характеристикам «Протон». Но он оказался не нужен из-за отсутствия не только в нашей стране, но и в мире соответствующих полезных нагрузок. Программа законсервирована и к настоящему времени — законсервирована непоправимо.

Тем не менее именно производство НИОКР, даже не завершающееся созданием реальных образцов, оставляет за нашей страной независимость технологического развития, без которой невозможна независимость экономическая, а значит — и политическая, которая обязательно нашей стране понадобится.

4. Можно утверждать, что в области ракетно-космической техники на практике реализуется один из лозунгов, ради которых уничтожали СССР: «Наша обновленная страна станет экспортером высоких технологий». Но исторически подобная деятельность началась ещё в конце 1950-х годов с поставок ракет и ракетных технологий в Китайскую Народную Республику, что очень помогло китайцам уже в середине 1960-х противостоять «советскому гегемонизму». Главными же современными достижениями в данной области являются:

а) поставка с 1996 г. в Индию кислородо-водородного РБ 12КРБ (500 млн рупий за семь ступеней) и технологии производства криогенных ЖРД, с помощью которых индийцы разработали и испытывают собственный ЖРД на компонентах O_2/H_2 ;

б) поставка с 1998 г. в США ЖРД РД-180 для снаряжения первых ступеней РН «Atlas V». Первый полет этот ЖРД совершил в составе РН «Atlas III» в 2000 г. Кроме собственно двигателей в США был поставлен комплект конструкторской документации на эти ЖРД (предполагалось



Рис. 1.22. Стартовая платформа «Odyssey» РКК «Морской старт»

наладить в США их выпуск по лицензии), качество и полнота которой вызвали искренний восторг у американских специалистов. После этого американцами было принято решение лицензионное производство не налаживать из-за дороговизны, а сосредоточиться на ещё более дорогостоящем совершенствовании собственных технологий

производства кислородо-керосиновых ЖРД;

в) подписание в ноябре 2003 г. долгосрочного российско-французского соглашения о пусках РН «Союз» с космодрома Куру во Французской Гвиане, благодаря чему представитель заслуженного семейства королевских «семерок» (РН на базе Р-7) получит возможность выводить полезные нагрузки на геостационарную орбиту. Утверждается, что данный РКК не будет коммерческим конкурентом нашим же российским РКК в Плесецке и на Байконуре. Аналогичные контракты о строительстве наших РКК в Австралии (на мысе Йорк или о. Рождества) заканчивались ничем;

г) создание в 1999 г. уникального РКК морского базирования Sea Launch («Морской старт»). «Морской старт» является первым чисто коммерческим международным проектом создания и эксплуатации ракетно-космического комплекса морского базирования (РКК МБ). Создать нечто подобное ранее удавалось лишь для РН легкого класса стартовой массой до 40 т, а стартовая масса РН 11К77 «Зенит 3SL» — 470 т. Основой СК послужила самоходная нефтяная платформа «Одиссей» (Odyssey) (рис. 1.22). Подготовка РН и КА производится на борту специализированного судна «Си Лонч Коммандер» («Sea Launch Commander»), который также играет роль командного пункта во время подготовки к пуску и пуска. В силу своей мобильности РКК способен производить запуск КА с наиболее выгоднейшей широты. Например, запуск на геостационарную орбиту производится с экватора и в данном случае «Зенит 3SL» по грузоподъемности превосходит

РН «Протон-К», пуски которой производятся с Байконура (47° с. ш.). Замечательным в этом комплексе является не только его техническая реализация, но и сроки создания. Меморандум о договоренности создания совместного предприятия «Морской старт» был подписан в мае 1994 г., а первый пуск состоялся в марте 1999 г. — сроки, достойные времен ракетной гонки 1950-х годов! А заодно — пример возможностей нашей промышленности при её нормальном финансовом обеспечении. Кроме того, «Морской старт» является классическим примером современного международного сотрудничества в области высоких технологий. РКК «Энергия» (Россия, 25% уставного капитала совместного предприятия) отвечает за изготовление и подготовку к пуску разгонного блока ДМ-SL, а также управление полетом блока из Центра управления полетами в г. Королеве Московской области; их подрядчиком выступило КБТМ, создавшее уникальные СК на нефтяной платформе и ТК на борту судна, а также обеспечивающее их функционирование, подготовку и пуск РН. ГКБ «Южное», ПО «Южмаш» (Украина, 15% уставного капитала) отвечают за поставку и подготовку на сборочно-командном судне РН 11K77 «Зенит 3SL». Фирма «Kvaerner Maritime» (Норвегия, 20% уставного капитала) отвечает за эксплуатацию самоходной платформы «Odyssey». Оставшиеся 40% уставного капитала (и около половины всей прибыли) принадлежат американской фирме «Boeing Commercial Space», которая за такие деньги взвалила на себя непосильный груз осуществления маркетинга и интеграции проекта, поставку обтекателя и адаптера полезного груза, организацию и строительство берегового комплекса базирования (а точнее — аренду причала) в порту Лонг-Бич близ Лос-Анджелеса (США, штат Калифорния). Но следует признать, что без благосклонности американцев этот проект вообще не состоялся бы. По этой же причине справедливо малоприятное в своей парадоксальности утверждение, что созданный нами комплекс нашим не является и ни организационно, ни функционально не может быть и не будет частью отечественной системы средств выведения. Из этого можно сделать вывод: на международный рынок нас допустят при наличии у нас технологий, наголову превосходящих мировой уровень, и при условии уплаты до половины прибыли фирмам тех

государств, которые этот рынок контролируют. Схема, удивительно напоминающая принципы существования типичного вещевого рынка в типичном российском городе!

Таким образом, отечественная система средств выведения продолжает развиваться. Значительная часть совершаемых преобразований носит вынужденный характер, иногда в ущерб долговременной перспективе из-за необходимости не погибнуть уже сегодня. Но понесенные потери не уничтожили главного: способности отечественной системы средств выведения обеспечивать гарантированный доступ в космическое пространство не только сегодня, но и на ближайшие десятилетия, создавая таким образом возможности не только сохранения, но и преобразования нашей страны.

Глава 2

ОРБИТАЛЬНЫЙ ЛЕГИОН

Современные войны демонстрируют резкое возрастание веса информационной составляющей противоборства. Способность космических систем обеспечить информационному противоборству глобальность и непрерывность определяют значимость космического оружия в достижении победы не только в ходе конфликта, но и до его начала, так как предотвращение войны без потери независимости — это тоже победа.

Во второй главе будут рассмотрены вопросы, призванные дать представления, почему и как устроены космические системы разведки (наблюдения), связи и навигации.

Несомненно, эта триада не исчерпывает всё многообразие космических систем военного назначения как существующих, так и уж тем более принципиально возможных. Достаточно сказать, что в СССР кроме упомянутых ниже стояли на вооружении следующие космические системы военного назначения (в скобках указан год первого испытательного запуска):

1. Ударная система МБР Р-36орб с орбитальной головной частью (1966), предназначенная для нанесения ядерных ударов с низкой околоземной орбиты. Это был блестящий пример асимметричности советского ответа в гонке вооружений: незначительная модификация уже отработанной МБР, поставленной на боевое дежурство в единичных экземплярах, вынудила США построить колоссальную по стоимости наземную систему предупреждения о ракетном нападении для контроля ещё и южного направления, так как развернутая ранее система была нацелена на север как ожидаемое направление возможной атаки.

2. Система орбитального перехвата на базе КА «ИС» («Истребитель спутников», 1967 г.), предназначенная для перехвата и уничтожения КА противника методом поражения осколками подрыва боевой части КА «ИС». В данной системе в качестве специализированной мишени для многократного перехвата при испытаниях использовался КА «Лира Тюльпан» — единственный в своем роде пример бронированного космического объекта.

3. Геодезические космические системы на базе КА «Геодид Сфера» (1968 г.) и «Муссон Эридан» (1981 г.), предназначенные для точного определения формы Земли и конфигурации её гравитационного поля.

4. Космические системы юстировки и калибровки на базе КА «ДСП-Ю» (1964 г.), «ДСП-И» (1967 г.), «Тайфун 1 Вектор» (1974 г.), «Тайфун 2 Ромб» (1976 г.), «Тайфун 1Б Юг» (1979 г.), «Кольцо» (1988 г.), «Дуга К» (1989 г.), предназначенные для обеспечения отработки и эксплуатации наземных радиолокационных комплексов противовоздушной, противоракетной и противокосмической обороны. При этом КА «Ромб» и «Кольцо» позволяли за счет сброса эталонных отражателей формировать образ групповой цели.

Кроме того, производились испытания элементов космического эшелона системы контроля космического пространства (СККП) на базе КА «Обзор» для обнаружения малоразмерных космических объектов (КА и фрагментов РН и РБ) в ближнем космосе.

В силу различных причин все эти системы либо сняты с вооружения, либо их эксплуатация прекращена и о них можно говорить либо в прошедшем, либо (а почему бы и нет?) в будущем времени. Нынешний же облик отечественной военной космонавтики и её наиболее весомую часть в будущем определяют именно космические системы разведки, связи и навигации, которые и будут рассмотрены далее.

2.1. Отечественные космические системы разведки

Военная разведка — добывание, сбор и изучение данных о военно-политической обстановке в отдельных странах и коалициях государств вероятного или действующе-

го противника, его вооруженных силах и военно-экономическом потенциале, составе, положении, характере действий и намерениях группировок войск (сил), а также о театре военных действий. Из этого определения следует, что знать о противнике необходимо практически всё и всегда. Но в современном маленьком быстроменяющемся мире противником завтра может оказаться кто угодно, в том числе и вчерашний друг, поэтому требование к разведке звучит ещё мрачнее: необходимо знать всё, всегда и обо всех. Выполнение в полной мере этого требования ограничивается объемом и качеством располагаемых ресурсов, поэтому на практике скрепя сердце соглашались на вынужденное послабление требований: необходимо узнавать про кого надо как можно больше и как можно чаще. В силу этого возникает проблема максимально эффективного использования имеющихся в наличии ограниченных ресурсов сбора информации. И среди технических средств сбора информации космические системы разведки занимают особое (нередко — незаменимое) место в силу обладания рядом уникальных свойств:

легальностью наблюдения любой территории. Поскольку международно признаваемый суверенитет государств распространяется только на атмосферное пространство над их территорией, то любой КА может совершенно законно приближаться к любому объекту на этой территории на расстояние около 100 км, как бы далеко он ни был удален от государственных границ;

глобальностью, т. к. трасса движения КА может проходить над любой точкой на поверхности Земли;

оперативностью наблюдения (за короткий срок, в течение нескольких часов КА может достичь любой заданной точки над поверхностью Земли) и оперативностью доставки полученной информации. Точно так же КА в короткие сроки может достичь зоны расположения потребителя либо передать информацию немедленно через космические средства связи;

непрерывностью (как один КА, так и система из нескольких КА в зависимости от избранной орбиты способны непрерывно или с заданной периодичностью наблюдать заданный район);

сложностью активного противодействия, т. к. специальные противокосмические системы оружия чрезвычай-

но дороги, а пытаться замаскировать все необходимые объекты на всю глубину своей территории ничуть не дешевле.

Согласно главе 1 («Структура и задачи космических систем») задачи разведки относятся к группе задач обеспечения боевых действий ВС и боевого применения различных средств вооруженной борьбы, которая включает в себя:

- ведение стратегической и оперативной разведки;
- раннее обнаружение пусков ракет противника;
- навигационное обеспечение;
- геодезическое и метеорологическое обеспечение.

Легко заметить, что все специализированные космические системы, решающие перечисленные задачи, выполняют сбор информации о противнике и по этому признаку их все можно отнести к разведывательным. Нередко употребляют более широкий термин «космические системы наблюдения» (КСН), к которым относят не только собственно КСР, но и космический эшелон системы предупреждения о ракетном нападении (СПРН), системы контроля космического пространства (СККП), космические системы гидрометеорологического назначения и народно-хозяйственные системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Поскольку для решения задач разведки необходимо привлекать все возможные средства в силу ограниченности объема специализированных ресурсов, в рамках данного вопроса в той или иной степени будут рассмотрены все упомянутые КСН с точки зрения их военного применения.

Выполнение задач наблюдения (разведки) предполагает взаимодействие созданной в рамках отечественного производства КСР с потребителем разведывательной информации, разведываемыми объектами и планетой Земля (гравитационным полем, рельефом и атмосферой), на которой (или рядом с которой) эти объекты находятся с учетом противодействия противника. В соответствии с принципами системного подхода подобное представление позволяет выделить для исследования систему (рис. 2.1), изучение которой позволит установить требуемые свойства КСР, которые проявляются как раз во взаимодействии КСР с иными объектами. Уточним, что речь пойдет о наиболее существенных свойствах.



Рис. 2.1. Космическая система разведки, представленная в качестве системы для исследования

Взаимосвязь «пользователь — космическая система разведки» (согласно рис. 2.1) характеризуется:

видом информации, предоставляемой пользователю (которая может поставляться в виде изображений либо зарегистрированных сигналов);

достоверностью определения наличия, расположения и состояния разведываемых в заданной зоне объектов;

периодичностью обновления информации (например, непрерывно);

оперативностью доставки информации потребителю (например, в масштабе реального времени);

объемом предоставляемой информации;

рангом требуемой информации (стратегическая, оперативно-стратегическая, оперативно-тактическая, тактическая).

Взаимосвязь «гравитационное поле Земли и её атмосфера — космическая система разведки» (согласно рис. 2.1) характеризуется:

параметрами баллистического построения орбитальной системы или параметрами орбиты одиночного КА и динамикой их изменения;

уровнем помех аппаратуре наблюдения, производимых атмосферой, магнитосферой, суточным вращением Земли (уровень облачности, освещенности, радиационной и электромагнитной активности).

Взаимосвязь «производство — космическая система разведки» (согласно рис. 2.1) характеризуется:

стоимостью КСР;

уровнем технологического совершенства КА (массой, сроком активного функционирования, автономностью, надежностью, экономичностью агрегатов, мощностью системы электропитания и т. д.);

уровнем технологического совершенства РКК (энерго-массовыми характеристиками РН, реализуемым темпом запусков и т. д.);

доступными в производстве типами специальной аппаратуры наблюдения и её характеристиками.

К настоящему времени созданы несколько типов аппаратуры наблюдения:

а) для наблюдения в оптическом диапазоне электромагнитных волн — в части ультрафиолетового спектра, видимом диапазоне, ближнем и дальнем инфракрасных диапазонах. Все виды этой аппаратуры в той или иной мере зависимы от уровня облачности и оптических характеристик атмосферы Земли, а в видимом диапазоне — ещё и от уровня освещенности наблюдаемого объекта:

фотоаппаратура, отличающаяся наивысшим качеством получаемых изображений, однако требующая громоздких устройств доставки фотопленки на Землю и не гарантирующая оперативности доставки полученной информации;

фототелевизионная аппаратура, реализующая процесс проявки пленки на борту КА, её сканирование, что резко снижает качество изображения и передачу полученного изображения по каналу связи, что существенно повышает оперативность доставки информации. В настоящее время считается архаичной;

оптико-электронная аппаратура различных видов — на приборах с зарядовой связью, видиконах, диссекторах и т. д. — реализующая различные принципы преобразования световой волны в поток регистрируемых упорядоченных сигналов, из которых формируется изображение хорошего качества при обеспечении оперативности информации, близкой к реальному масштабу времени;

телевизионная аппаратура, отличающаяся отличной оперативностью и весьма посредственными характеристиками по качеству получаемых изображений;

лазерные локаторы (лидары), позволяющие получить

весьма точную информацию о расстоянии до объекта и определить таким образом его форму и месторасположение (крайне неэффективны из-за рассеивания луча в атмосфере при приемлемой мощности установки);

б) для наблюдения в радиодиапазоне. Все виды этой аппаратуры в той или иной мере зависят от состояния магнитосферы Земли, но, как правило, являются всепогодными и круглосуточными:

аппаратура радиоперехвата, производящая выбор и запись требуемого сигнала для последующей дешифровки;

радиотехническая аппаратура, определяющая характеристики радиоизлучающего средства, направление и расстояние до него;

радиолокаторы, регистрирующие радиоотражающие объекты как на поверхности Земли, так и на некоторой глубине под поверхностью;

радиометрическая аппаратура (радиометры, тепловизоры, скаттерометры), позволяющая получать видовое изображение;

в) для наблюдения гамма- и рентгеновского излучения. Имеют ограниченное применение, так как к числу искусственных объектов, проявляющих себя в данном диапазоне волн, который интенсивно поглощается атмосферой, можно отнести только ядерные взрывы и некоторые виды установок пучкового оружия.

Взаимосвязь «объекты наблюдения – космическая система разведки» (согласно рис. 2.1) характеризуется техническими и структурными возможностями КСР по реализации требований потребителя:

по виду информации, предоставляемой пользователю, обеспечивается типом комплекта аппаратуры на борту КА – видовой (получающей изображения) или сигнальной (получающей совокупность зарегистрированных сигналов) разведки;

по достоверности определения наличия, расположения и состояния разведываемых в заданной зоне объектов обеспечивается точностью, детальностью, величиной спектрального диапазона и надежностью наблюдения космической системой совокупности демаскирующих признаков, проявляемых в характерных для объекта диапазонах электромагнитных волн;

по периодичности обновления информации обеспечивается периодичностью наблюдения космическими аппаратами КСР заданных объектов;

по оперативности доставки информации потребителю обеспечивается оперативностью выхода КА в зону наблюдения и типом передачи информации – либо доставкой в спускаемых капсулах, либо передачей по каналам связи как непосредственно, так и путем воспроизведения после запоминания;

по объему предоставляемой информации обеспечивается производительностью КСР;

по рангу требуемой информации обеспечивается созданием специализированных космических разведывательных комплексов, соответствующих требованиям потребителя соответствующего ранга.

Взаимосвязь «противник – космическая система разведки» (согласно рис. 2.1) характеризуется:

уровнем живучести КСР;

эффективностью противодействия мероприятиям маскировки.

Взаимосвязь внутренних элементов выделенной для исследования системы «космический разведывательный комплекс – специальный комплекс» (согласно рис. 2.1) характеризуется потоком заявок на проведение сеансов наблюдения.

В соответствии с выделенным перечнем свойств можно охарактеризовать как всю совокупность отечественных систем разведки, так и каждую из них в отдельности.

Общими для всех отечественных КСН являются особенности свойств, проявляющихся (согласно рис. 2.1) при взаимодействии космических систем:

- а) с гравитационным полем Земли и атмосферой;
- б) с производством;
- в) с противником.

Следует рассмотреть их подробнее:

а) КСН используют все типовые орбиты (см. рис. 1.5). В случае решения задач КСР путем осуществления однократных запусков её орбитальное построение вполне описывается параметрами орбиты КА (рис. 2.2).

Если же КСР использует на орбитах не менее чем два совместно действующих КА, то КСР дополнительно описывается параметрами орбитальной системы (рис. 2.3):

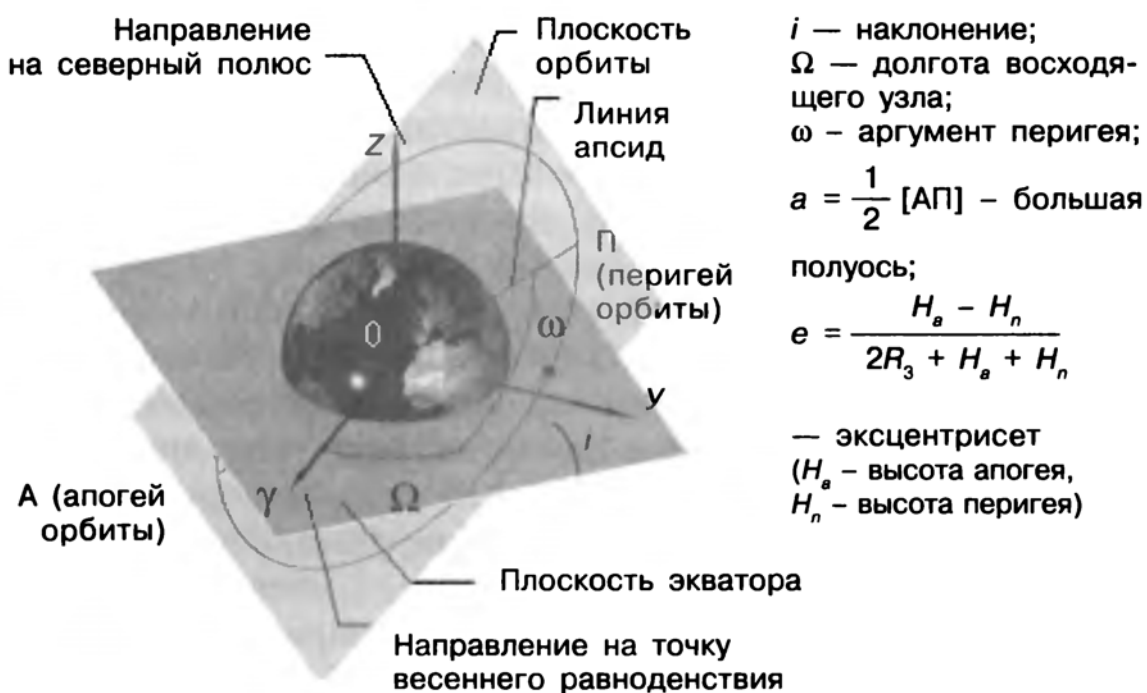


Рис. 2.2. Параметры орбиты КА

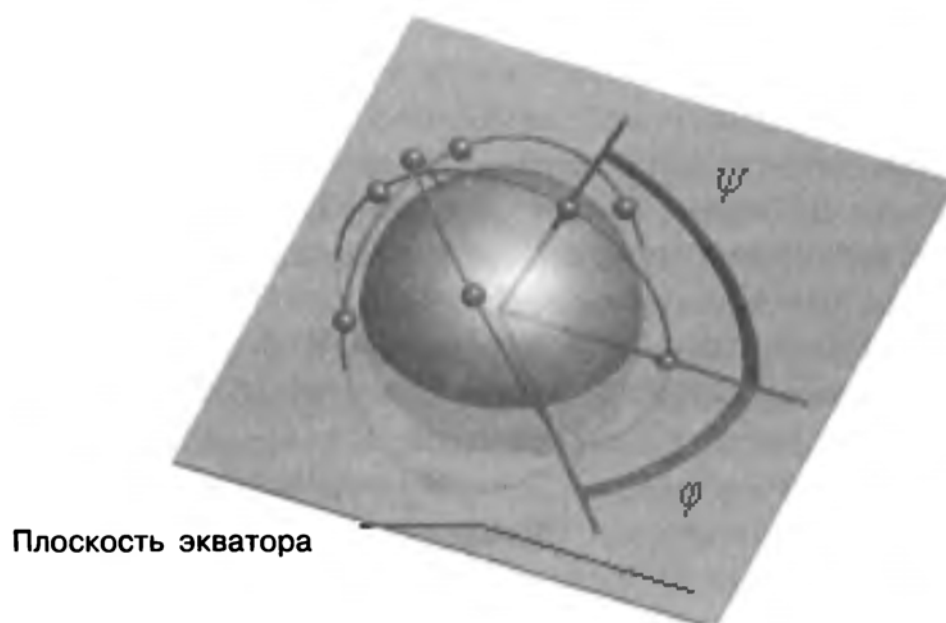


Рис. 2.3. Параметры орбитальной системы

числом плоскостей орбит m , числом КА в плоскости n , углами между восходящими узлами орбит φ_j (где j — номер орбитальной плоскости) и фазовыми углами между КА в одной плоскости Y_k (где k — номер КА в плоскости). При этом выбор параметров баллистического построения орбитальных систем КСР подчинен ряду закономерностей.

Так, КСР в оптическом диапазоне ограничены в выборе рабочей высоты полета H над земной поверхностью (высоты, с которой производится наблюдение). С одной стороны, высота не должна быть большой, так как это приводит к ухудшению детальности наблюдения:

$$H = lr_{an}f,$$

где H — высота наблюдения (рабочая высота полета), км; r_{an} — разрешающая способность аппаратуры, линий/мм (для фотопленки — от 120 до 400 лин./мм, для оптико-электронных систем — 50...120 лин./мм); f — фокусное расстояние оптической системы, мм; l — требуемое разрешение на местности оптической аппаратуры наблюдения, мм (у КА детальной разведки — 0,15...1 м, КА обзорной разведки — более 1 м). Из формулы следует, что для сохранения заданных малых значений разрешающей способности на местности при увеличении высоты полета необходимо либо существенно улучшать качество аппаратуры наблюдения, либо увеличивать габариты оптической системы. Аналогично для КА со специальной аппаратурой, работающей в радиодиапазоне, существуют зависимости, отражающие сходные закономерности по увеличению потребной мощности разведывательной аппаратуры с увеличением высоты.

С другой стороны, уменьшению высоты препятствуют как возрастание сопротивления атмосферы (на высоте менее 90 км практически ни один КА не может совершить полный виток вокруг Земли), так и необходимость соблюдать требования по обзорности (возможности наблюдать одномоментно район площадью не менее заданной). Высота, с которой соблюдаются требования по обзорности, определяется выражением:

$$H = \frac{S}{\pi \operatorname{tg}^2 \gamma},$$

где S — требуемая площадь района наблюдения, км²; $\pi = 3,14...$; γ — полуугол раствора оптической системы (для линзовых телескопов — 10°...15°, для зеркально-линзовых 3°...5°, для зеркальных 0,5°...1,5°).

Выбор наклонения i обусловлен необходимостью пролетать над определенной широтой Земли, и идеальной с

этой точки зрения является полярная орбита ($i = 90^\circ$), гарантирующая попадание в зону видимости с КА любой широты, вплоть до полюсов (хотя с увеличением высоты полета величину наклона можно снизить: например, с круговой орбиты высотой 35 700 км оба полюса Земли поочередно становятся доступны для наблюдения при $i = 9^\circ$). Специфической является солнечно-синхронная орбита, плоскость которой не меняет своего углового положения к Солнцу, благодаря чему КА имеет возможность пересекать одну и ту же широту в одно и то же местное время, а значит — при тех же условиях освещенности. Наклонение солнечно-синхронной орбиты определяется выражением:

$$i = \arccos \frac{2\pi T}{T_c C}, \quad C = -\frac{888,796}{(1-e^2) T \sqrt[3]{T}},$$

где T — период обращения КА, с; $T_c = 365,2422$ суток — продолжительность тропического года (промежуток времени между двумя последовательными прохождениями центра Солнца через точку весеннего равноденствия); отсюда следует, что наклонение солнечно-синхронной орбиты будет разным для орбит, отличающихся периодом обращения. Также на выбор наклона оказывает влияние стремление минимизировать изменения положения орбиты, которое вызывается возмущениями из-за несферичности Земли. Наиболее существенными по величине возмущениями являются прецессии долготы восходящего узла $\Delta\Omega$ и аргумента перигея $\Delta\omega$, которые определяются выражениями:

$$\Delta\Omega = -\frac{2\pi}{a^2(1+e^2)^2} \frac{\epsilon_3}{\mu} \cos i;$$

$$\Delta\omega = -\frac{\pi}{a^2(1-e^2)^2} \frac{\mu}{\epsilon_3} (5\cos^2 i - 1),$$

где $\mu = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационный параметр Земли, $\epsilon_3 = 2,634 \cdot 10^5 \text{ км}^5/\text{с}^2$ — константа. Из формул следует, что относительно далеких звезд не будет поворачиваться плоскость орбиты с наклоном $i = 90^\circ$ (т. е. $\Delta\Omega = 0$). Но на практике гораздо интереснее орбиты, аргумент перигея которых не смещается (т.е. $\Delta\omega = 0$) — орбиты с наклонами $i = 63,4^\circ$ и $i = 116,6^\circ$. Например, высокоэллипти-

ческая орбита с таким наклонением всегда будет сохранять свой апогей (или перигей) над одной и той же широтой, что сохраняет неизменными избранные условия выполнения задачи.

Существенной особенностью орбит не только КА разведки, но и всех прикладных КА является стремление обеспечить их кратность, т. е. повторяемость прохождения одной и той же трассы (следа полета КА на поверхности Земли) через целое число витков. Период кратной орбиты определяется выражением:

$$T = \frac{m}{n} T_0 \left(1 + \frac{\Delta\Omega}{2\pi} \frac{n}{m} \right),$$

где $T_0 = 86164,099$ с (23 часа 56 минут) — продолжительность звездных суток (время полного оборота Земли в пространстве); m — число оборотов Земли; n — число

оборотов КА в сутки; соотношение $\frac{m}{n}$ называется коэф-

фициентом синхронизации, где m и n — целые числа.

Выбор долготы восходящего узла орбиты определяет условия освещенности подспутниковых районов, что является важным условием эффективной работы специальной аппаратуры в видимом оптическом диапазоне. Необходимое значение долготы восходящего узла задается выбором времени пуска РН, поэтому запуски КА производятся в заранее предусмотренное время в пределах так называемых «стартовых окон».

Создаваемые варианты баллистического построения орбитальных систем обычно классифицируют по их способности обеспечивать требования по глобальности и периодичности наблюдения, что в совокупности составляет перечень видов орбитальных систем:

- 1) системы непрерывного глобального обслуживания;
- 2) системы непрерывного зонального обслуживания;
- 3) системы периодического глобального обслуживания;
- 4) системы периодического зонального обслуживания;
- 5) комбинированные системы.

В соответствии с приведенными рассуждениями с точки зрения орбитального построения каждая КСР может быть описана индивидуально. Но общим недостатком всех отечественных систем КСР в оптическом диапазоне яв-

ляется вынужденное неиспользование солнечно-синхронных орбит, что существенно снижает эффективность их применения.

б) Если наши РН и ЖРД до сих пор служат образцами для подражания, следует признать, что в области производства КА наша страна находится в положении отстающего ещё со времен СССР. Отчасти виной тому были отличные характеристики отечественной системы средств выведения, способной запускать что угодно почти в любом количестве. Поэтому насущную необходимость улучшать производственную базу разработки КА можно было почти безболезненно игнорировать вовсе не в силу лени, а исходя из огромных трудностей, которые испытывала страна в области повышения общей культуры производства. В силу этого отечественные КА, создаваемые по схеме с герметичным контейнером, уже в середине 1970-х годов стали проигрывать по надежности и длительности функционирования зарубежным КА, выполненным по схеме с силовой рамой и приборами, способными работать в вакууме. Аналогично удручающим выглядело отставание в области создания специальной аппаратуры КА, особенно оптико-электронной и радиоэлектронной. В СССР пытались исправить положение путем копирования нелегально добытых зарубежных технологий, но после развала СССР этот способ совершенствования стал политически и экономически неприемлемым. Открывшиеся безбрежные возможности цивилизованного приобщения к высоким технологиям, как внезапно оказалось, требовали столь же безбрежного вложения финансовых средств, поэтому самые совершенные отечественные КА в настоящее время представляют собой советский модуль служебных систем в сочетании с модулем спецаппаратуры зарубежного производства, поставляемого в нашу страну с соблюдением всех мер по предотвращению утечек секретов его производства.

В целом, с точки зрения производства КА, отечественные КСР характеризуются:

наличием отечественных технологий производства всех видов аппаратуры наблюдения и КА любого назначения. Например, только в нашей стране исторически удалось наладить производство КА с бортовыми ядерными энергетическими установками большой мощности;

относительно низким сроком активного существования КА — от нескольких месяцев до года, тогда как зарубежные КА — 10...15 лет;

малым сроком автономного функционирования КА, что требует высокой интенсивности работы НКУ;

относительно большими массами и размерами КА.

в) Все отечественные КА обладают низким уровнем живучести из-за отсутствия на борту бортового комплекса защиты (БКЗ). В этом они ничуть не уступают всем зарубежным КА, за исключением американских, на ряде которых в последние годы были установлены довольно эффективные средства снижения заметности в радио-, инфракрасном и видимом диапазоне электромагнитных волн. Наличие ДУ на борту у ряда наших КА разведки потенциально позволяет совершать маневры уклонения от нападения, но реализация подобной возможности на практике представляется маловероятной, так как наши средства НАКУ значительные промежутки времени орбитального полета свои низкоорбитальные КА не контролируют, а автономных средств обнаружения факта нападения на борту этих КА нет. Штатными на борту отечественных КА являются:

средства предотвращения перехвата управления КА;

средства защиты оптических датчиков от лазерного облучения;

автономные средства аварийной ликвидации информации для предотвращения её попадания в руки противника;

автономные устройства регистрации нетипичных ускорений, предотвращающих захват КА транспортными средствами противника или несанкционированную стыковку с ним;

автономные устройства сигнализации об уровне радиационного фона на борту (предотвращающие скрытность поражения пучковым оружием);

автономные устройства сигнализации о срабатывании системы аварийной ликвидации информации, что предотвращает скрытность разрушения КА оружием кинетического действия.

Индивидуальная оценка отдельных КСР может быть проведена на основе их классификации по типу аппаратуры наблюдения. Перечень отечественных КСР представ-

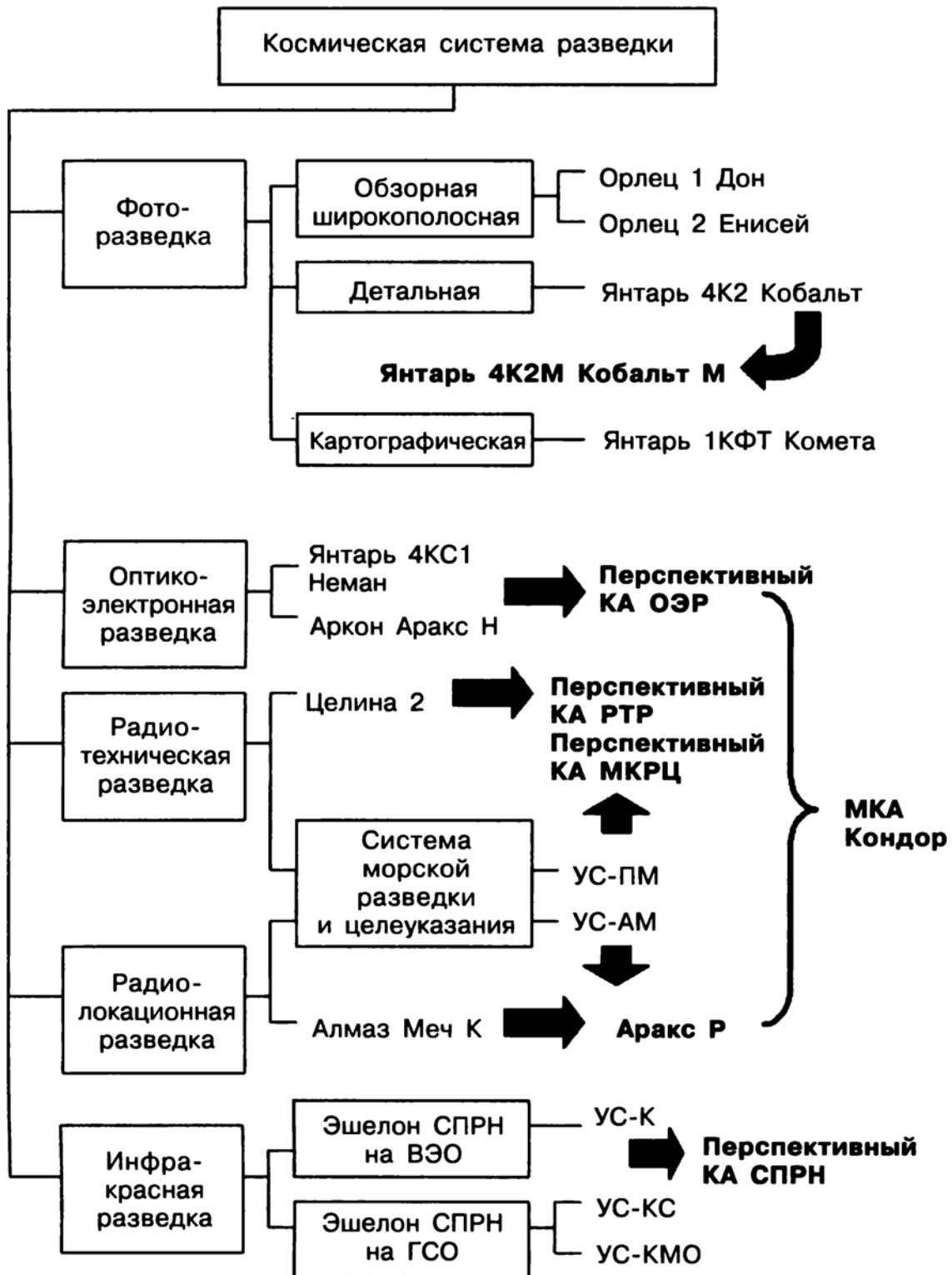


Рис. 2.4. Отечественные космические системы разведки

лен на рис. 2.4. Конкретные КСР приведены по наименованию КА. При этом необходимо пояснить, что в СССР КА военного или двойного назначения имел, как правило, тройное наименование, состоявшее из индекса, заводского наименования и военного наименования (которое присваивалось КА, принятым на вооружение) — на-

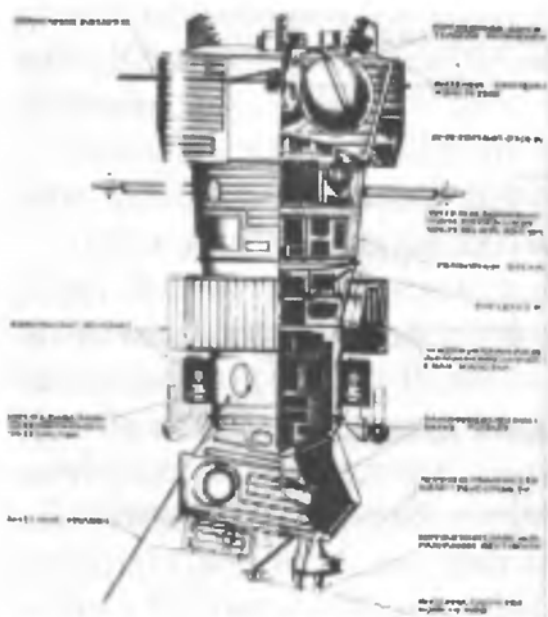


Рис. 2.5. Изображение КА «Дон» в зарубежных источниках
Космические системы разведки

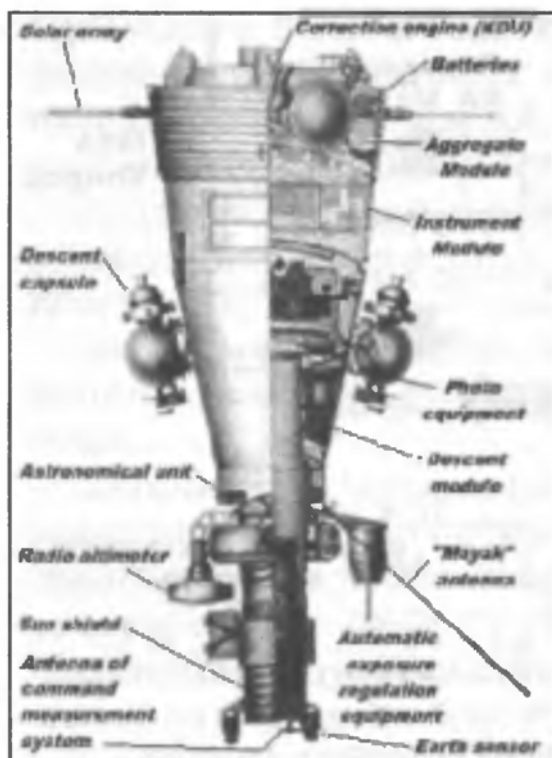


Рис. 2.6. Изображение КА «Кобальт» в зарубежных источниках

пример: 11Ф690 «Зенит 2М Гектор». На рис. 2.4 жирной стрелкой обозначены перспективные КА данного назначения, призванные заменить существующие. КА снятые либо снимаемые с вооружения на рисунке зачеркнуты, однако представлены, так как без них невозможно получить полное представление о современном состоянии и перспективах развития отечественных КСР.

Кратко остановимся на особенностях каждой из систем.

КС фоторазведки. КА фоторазведки позволяли решать в интересах отечественной военной разведки следующие задачи:

выявление стратегических объектов и слежение за их переоборудованием;

получение данных по испытаниям и поступлениям в войска новых образцов боевой техники;

выявление демаскирующих признаков наиболее важных объектов ВС РФ для оценки эффективности их маскировки;

определение степени разрушения отдельных стратегических объектов;

получение данных в интересах контроля за соблюдением договоров об ограничении стратегических наступательных вооружений.

Основной проблемой КСР фоторазведки была и оста-

ется низкая оперативность доставки информации. Определенное решение было достигнуто созданием многокапсульных КА «Дон» (рис. 2.5) (восемь спускаемых капсул, масса семь тонн, выводился на орбиту РН 11А511У «Союз У», первый пуск в 1989 г.) и «Енисей» (22 спускаемые капсулы, масса 12,5 т, выводился на орбиту РН 11К77 «Зенит», первый пуск в 1994 г.). Кроме оперативности, благодаря панорамным оптическим системам эти КА выгодно отличались большой обзорностью. В силу экономических причин (не хочется думать, что политических) производство данных КА было прекращено и в настоящее время единственным образцом КА фоторазведки стал «Кобальт М» (две спускаемые капсулы и спускаемый аппарат, масса около семи тонн, выводится на орбиту РН серии «Союз», первый пуск в 2004 г.), представляющий собой развитие базовой конструкции КА серии «Янтарь» (рис. 2.6), первый из которых был запущен в 1975 г. В новых экономических условиях преимуществом этого КА оказалась сравнительная дешевизна и простота топографической привязки получаемых снимков. Запуски «Кобальтов» производятся с космодрома Плесецк на орбиты наклонением $62,8^{\circ} \dots 67,2^{\circ}$, высотой около $170 \text{ км} \times 370 \text{ км}$, продолжительностью до 120 суток. КА имеет возможность совершать «нырки» над целью для повышения качества снимков и в ходе полета активно удерживает свой аргумент перигея над требуемой широтой. «Янтари»-фоторазведчики никогда не работали в орбитальной системе, однако в 1980-х годах число их запусков достигало 10 в год, что позволяло почти постоянно иметь один КА данного типа на орбите.

Нет сомнений в том, что дальнейшее улучшение качества оптико-электронной аппаратуры наблюдения завершится прекращением эксплуатации КА фоторазведки, которые в настоящее время всё еще использует только Россия и Китай.

Снимки картографического КА «Комета» (рис. 2.7) (первый пуск в 1981 г.) в настоящее время являются коммерчески доступными. КА решает задачи топографической съемки: получение данных о линейных и угловых элементах внешнего ориентирования топографических снимков, определение высот точек местности; кроме того, КА осуществляет спектрально-зональную съемку задан-



Рис. 2.7. КА «Комета»



Рис. 2.8. КА «Аракс Н»

ных районов в интересах народного хозяйства. Запуск КА этого типа производится примерно один-два раза в год, весной или осенью, когда условия для топографической съемки наилучшие, на орбиты наклонением $65^\circ \dots 67^\circ$ высотой $200 \text{ км} \times 300 \text{ км}$, продолжительностью до 50 суток. Учитывая бурное развитие систем высокоточного оружия, которые требуют точных цифровых трехмерных карт местности, совершенствование картографических КА пойдет по пути улучшения разрешающей спо-

собности (в том числе и по высоте), точности топографической привязки и повышения производительности.

КС оптико-электронной разведки. КА оптико-электронной разведки (ОЭР) «Неман» с 1986 г. составляли орбитальную систему глобального периодического наблюдения из двух КА, плоскости орбит которых ($i = 65^\circ$, $240 \text{ км} \times 290 \text{ км}$) отстояли друг от друга на 91° . (Первые отечественные КА ОЭР «Терилен» работали с 1982 г.) Эти же КА отработали режим оперативной передачи данных через геостационарный спутник-ретранслятор. Система осуществляла ведение детальной оптико-электронной разведки в интересах ГУ ГШ и решала задачи контроля за состоянием и функционированием стационарных объектов; вскрытия масштабов и направлений перебросок войск и боевой техники; оперативного слежения за переоборудованием и развитием стратегических объектов и их элементов; выявления изменений в базировании стратегической, транспортной и тактической авиации. По видимому, в расчете на замену новыми КА их пуски были прекращены, но новый КА ОЭР «Аракс Н» (рис. 2.8) после двух запусков (1997 г., 2002 г.; $i = 63,4^\circ$, $1500 \text{ км} \times 2800 \text{ км}$; РН 8К82К «Протон-К») так и не был принят на вооружение, хотя это был первый отечественный КА оптиче-

ской разведки с зеркальной оптической системой (в отличие от линзовых систем). Данная система (телескоп-рефлектор) обладает лучшей разрешающей способностью, большей светосилой, меньшим уровнем оптических аберраций (искажений), но отличается дороговизной в производстве и малым углом зрения. Американские КА разведки используют подобные оптические системы с начала 1960-х годов, а для отечественной промышленности

(ещё советской) их производство оказалось крайне сложным делом. Кроме того, у американских КН-12 «Икон» на «Араксе» была позаимствована способность получать изображения как в видимом, так и в ближнем инфракрасном диапазоне с помощью единой оптической системы (на КА «Неман» для этой цели устанавливался отдельный телескоп низкого разрешения). В новой программе создания КА ОЭР, по-видимому, попытаются добиться характеристик, сходных с характеристиками «Аракса Н» при меньшей стоимости, хотя одновременно это значит, что в ближайшие годы наше государство ни старой, ни новой оптико-электронной КСР иметь не будет.

КС радиотехнической разведки. Специфическое различие морских и сухопутных радиоизлучающих целей (сухопутные радиотехнические средства значительно многообразнее) предопределило существование в нашей стране двух систем радиотехнической разведки (РТР). Первая из них, на базе КА «Целина 2» (рис. 2.9) (первый пуск в 1984 г.), в максимально развернутом виде представляла собой систему глобального периодического наблюдения, состоящую из четырёх плоскостей орбит (по 1 КА в каждой, $i = 71^\circ$, 850 км $\times$ 850 км), отстоящих друг от друга на 45° . Система предназначена для ведения обзорной и детальной радиотехнической разведки в интересах ГУ ГШ, осуществления разведки систем ПРО, ПКО, ПВО,

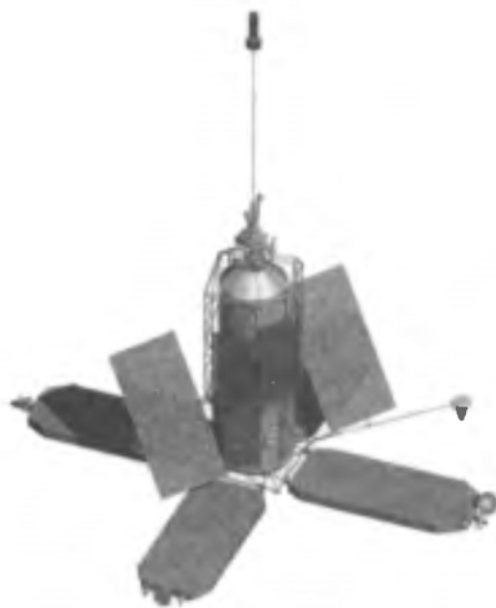


Рис. 2.9. КА «Целина 2»

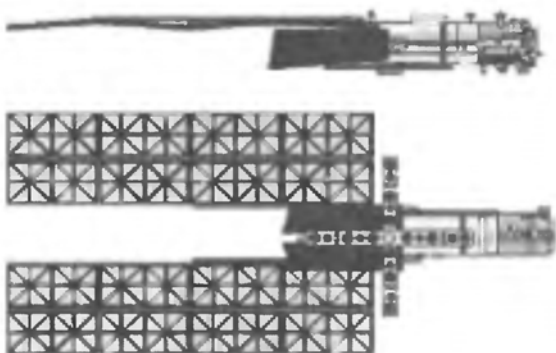


Рис. 2.10. КА УС-ПМ

стационарных и подвижных объектов по излучениям их радиотехнических средств; контроля радиотехнической обстановки на сухопутных ТВД; определения и уточнения характеристик излучения радиотехнических средств. Система является наследницей двух поколений более ранних КА РТР — «Целина О» (обзорной РТР, с 1967 г.) и «Целина Д» (детальной РТР, с 1970 г.). КА «Целина 2» способен перехватывать радиосообщения, но он специализируется на точном местопределении и выявлении характеристик работы источников радиоизлучения. Из-за аварий РН 11К77 «Зенит» на орбитах никогда не функционировало более трёх КА этого типа одновременно. Из-за катастрофы СССР данная система обречена на вымирание, так как и КА «Целина 2», и РН 11К77 «Зенит» разработаны ГKB «Южное» и производятся ПО «Южмаш» в г. Днепропетровске на Украине.

КА РТР УС-ПМ (рис. 2.10) в настоящее время составляют систему морской космической разведки и целеуказания (МКРЦ), существующую с 1967 г. Система МКРЦ предназначена для ведения разведки надводных кораблей вероятного противника на океанских и морских театрах военных действий в интересах управления силами ВМФ и обеспечения данными целеуказания противокорабельного ракетного оружия. При этом решаются следующие задачи:

- обнаружение надводных кораблей (судов) и определение их географических координат; определение класса надводных кораблей (судов) типа корабельных группировок;

- определение генерального курса и скорости движения корабельных группировок и одиночных кораблей (судов); слежение за обнаруженными морскими целями;

- выдача данных целеуказания ударному противокорабельному ракетному оружию ВМФ;

- выдача обработанной развединформации о морских целях в интересах управления силами ВМФ.

Система обеспечивает круглосуточное всепогодное ведение разведки на океанских и морских театрах воен-

ных действий и непрерывную выдачу целеуказания противокорабельному оружию ВМФ. В полном объеме МРКЦ предполагала согласованную работу КА активного (радиолокационный КА УС-А с ядерной энергоустановкой) и пассивного (КА УС-П) определения координат и характеристик радиоотражающих и радиоизлучающих целей на морских и океанских театрах военных действий. Однако кроме этого система МРКЦ обладала способностью осуществлять непосредственное целеуказание крылатым ракетам морских систем вооружения, предоставляя возможность нашим кораблям и подводным лодкам поражать противника из-за горизонта.

При содержании системы в полном объеме её пассивная подсистема РТР включала до шести КА УС-ПМ в двух орбитальных плоскостях (по 3 КА каждая), отстоящих друг от друга на 172° (орбита: $i = 65^\circ$, $400 \text{ км} \times 420 \text{ км}$; повторение трассы через 46 витков; параметры орбиты поддерживались бортовой ДУ с высокой точностью), что создавало систему глобального периодического наблюдения. Такое построение позволяло каждому КА одной плоскости поочередно проходить по одной и той же трассе через сутки после друг друга. КА второй плоскости повторяли подобную схему движения с опозданием в восемь витков.

Развитие систем отечественной РТР идет в направлении унификации КА морской и общевойсковой разведки, отличающихся только составом специальной аппаратуры, которая в свою очередь должна отличаться большей точностью и чувствительностью.

КС радиолокационной разведки. Тем не менее системы пассивного наблюдения в радиодиапазоне могут быть введены в заблуждение простым выключением аппаратуры в момент пролета КА РТР. Подобная маскировка совершенно неэффективна против КА радиолокационной разведки (РЛР). Они предоставляли пользователю возможность вне зависимости от времени суток и состояния облачности в зоне цели получать изображение объектов не только на поверхности, но и на некотором углублении под поверхностью в зависимости от плотности и влажности грунта. Орбитальная группировка КА УС-А (рис. 2.11) специализировалась на разведке морских целей, и мощная ядерная энергоустановка (ЯЭУ, 3 кВт электрической мощности) предоставляла для этого хорошие возможно-

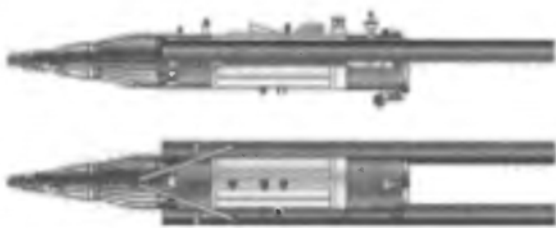


Рис. 2.11. КА УС-АМ

сти, хотя и создавала массу сложностей эксплуатационного характера, а также неслла серьезную экологическую угрозу (достаточно вспомнить падение «Космоса-954» на территорию Ка-

нады в 1978 г.). Орбитальное построение предусматривало нахождение двух КА в одной орбитальной плоскости ($i = 65^\circ$, $250 \text{ км} \times 260 \text{ км}$; повторение трассы через 111 витков), что обеспечивало последовательное прохождение следующего КА по трассе предыдущего спустя двое суток. После выработки бортового запаса топлива ЯЭУ отделялась от КА и с помощью специальной твердотопливной двигательной установки переводилась на орбиту «выгорания» высотой $800 \dots 1000 \text{ км}$, где срок баллистического существования космического объекта составляет $300 \dots 600$ лет. Правда, срок полураспада нарабатываемого в реакторе ЯЭУ плутония составляет 24 тысячи лет, что дает повод посочувствовать нашим далеким потомкам, на головы которых посыпятся 32 таких реактора, но у них не будет повода обвинять предков в безответственности: конструкция ЯЭУ разработана с учетом требования разрушаться в плотных слоях атмосферы на достаточно мелкие фрагменты, большинство из которых сгорят, а выпадение некоторых из них именно благодаря предварительному «выгоранию» не создаст зону заражения, радиационный фон которой будет отличаться от естественного. Орбитальное построение «активных» УСов синхронизировалось с орбитальной системой «пассивных» УС-П, и для нашей космонавтики система МКРЦ представляла собой, пожалуй, самую сложную в баллистическом отношении структуру. Важность данной системы оценили американцы: противоспутниковая ракета-перехватчик самолетного базирования ASAT в первую очередь создавалась как раз для «обслуживания» МКРЦ. Правда, миллиарды долларов, выделенных на её разработку, оказались потраченными впустую дважды. Сначала в 1987 г. в СССР были запущены и успешно испытаны два КА с новыми термоэмиссионными ЯЭУ «Топаз» электрической мощностью пять киловатт, что позволило поднять рабочую высоту орбиты и сделало УСы практически недостижаемы-

ми. Это поставило США перед необходимостью разрабатывать совершенно новую систему перехвата. Второй раз полная бесполезность системы ASAT была продемонстрирована в 1988 г., когда оказалось, что главным оружием против МКРЦ является стремление тогдашнего политического руководства СССР дружить со всеми и беречь природу, во имя чего было принято решение прекратить запуски КА типа УС-А. Судьба оставшихся УС-ПМ в современных условиях также безрадостна, поскольку близок к исчерпанию запас РН 11К69 «Циклон 2» (которыми они выводятся на орбиту), так как их выпуск на ПО «Южмаш» в Днепропетровске прекращен из-за отсутствия заказов.



Рис. 2.12. Вариант перспективного отечественного КА РЛР с ЯЭУ

Но тем не менее разработка КА РЛР с ЯЭУ остается перспективным направлением совершенствования отечественных КСР, так как добиться необходимых для радиолокатора мощностей другим способом затруднительно. Именно наша страна является до сих пор монополистом в технологиях создания термоэмиссионных ЯЭУ, поскольку в США, изучив закупленный у нас образец подобной ЯЭУ, пришли к выводу, что для воссоздания подобной технологии к ним недостаточно эмигрировало советских инженеров данного профиля, поэтому магистральной линией американской программы является создание традиционных для американских исследователей турбогенераторных ЯЭУ. Современный уровень отработки отечественных ЯЭУ позволяет достигать значений 100 кВт электрической мощности при массе установки в семь — восемь тонн, что предоставляет заманчивые перспективы в создании нового поколения мощных космических радиолокаторов (рис. 2.12).

В 1987 г. и 1991 г. в нашей стране на орбите эксплуатировались КА комплексной разведки «Алмаз-1 Меч К» (рис. 2.13), представляющие собой беспилотную модификацию



Рис. 2.13. КА «Алмаз-1 Меч К»



Рис. 2.14. КА УС-КС

орбитальной станции ОПС «Алмаз» («Салют 3», «Салют 5»). Основным комплектом разведывательной аппаратуры на борту (общей массой около шести тонн!) был радиолокатор с синтезированной апертурой с разрешающей способностью 10...15 м. Исторически это довольно удачный пример создания многофункционального разведывательного КА на базе хорошо зарекомендовавшей себя базовой конструкции.

КС инфракрасной оптико-электронной разведки. Примером орбитальной системы непрерывного зонального наблюдения в отечественной космонавтике является система ПРН

«Око», состоящая из двух эшелонов:

4 КА УС-К на высокоэллиптических орбитах (четыре плоскости по 1 КА, $i = 62,8^\circ$, $600 \text{ км} \times 39\,000 \text{ км}$; кратная полусуточная орбита; КА идут друг за другом по одной и той же трассе);

2 КА УС-КС (УС-КМО) (рис. 2.14) на геостационарной орбите в точках стояния 24° з. д. («западный») и 80° в. д. («восточный»).

Именно в этой многоэшелонности заключается уникальность системы ПРН среди отечественных космических систем. КА имеют на борту аппаратуру наблюдения в инфракрасном диапазоне, позволяющую круглосуточно непрерывно фиксировать запуски ракет в восточном и значительной части западного полушария Земли. Необычность выбора высокоэллиптических орбит в нашей отечественной системе ПРН (аналогичная система DSP в США состоит только из геостационарных спутников) объясняется стремлением компенсировать сравнительно низкую чувствительность отечественной инфракрасной

аппаратуры путем обеспечения возможности наблюдать цель не на фоне Земли, а на фоне холодного звездного неба за счет того, что КА находится не над целью, а немного «сбоку». Одновременно данное решение позволило повысить надежность системы (снизить число ложных тревог) и сделать её дешевле, т. к. запуск на ВЭО обеспечивается РН среднего класса 8К78М «Молния М», в то время как запуск аналогичных по массе КА на ГСО требует использования РН 8К82К «Протон-К» тяжелого класса. Однако за все хорошее надо платить, и КА на ВЭО сложны в управлении, а определение координат цели с такой орбиты представляет собой гораздо более сложную задачу, чем с ГСО. Тем не менее структура отечественной СПРН вполне себя оправдала и не претерпит существенных изменений в будущем. Магистральным направлением совершенствования является качественное улучшение аппаратуры наблюдения для приобретения способности обнаруживать МБР, летящие по сложным небаллистическим траекториям.

КС комплексной разведки оперативно-тактического назначения. Нужно заметить, что все перечисленные КСР создавались под требования пользователя стратегического уровня и добываемая ими информация поступала либо в Генеральный штаб (через разведывательные органы), либо в Главные штабы вида войск (например, Главный штаб ВМФ). Но в современных условиях локализации военных конфликтов появилась настоятельная необходимость в обеспечении оперативно-тактических звеньев войскового управления разведывательной информацией, которая может быть получена только с помощью КА (например, о расположении баз террористов на территории сопредельного государства, с которым мы поддерживаем настолько добрососедские отношения, что не можем применить свою авиацию для разведки этих баз). Для решения задач такого ранга НПО «Машиностроение» разрабатывает малый космический аппарат (МКА) «Кондор» массой до 800 кг, концепция которого предполагает использование унифицированных космических платформ для создания семейства современных малогабаритных КА различного назначения. На базе одного и того же комплекта служебных систем разрабатываются три типа КА с различной аппаратурой наблюдения: оптико-электрон-



*Рис. 2.15. КА «Кондор»
в варианте КА РЛР (РТР)*



*Рис. 2.16. КА «Кондор»
в варианте КА ОЭР*

ной, радиотехнической и радиолокационной. На КА в вариантах РЛР и РТР (рис. 2.15) вместо тяжелой активной фазированной антенной решетки (АФАР) применена развертываемая параболическая антенна диаметром шесть метров. Многофункциональный радиолокатор с длиной волны зондирующего сигнала 9.6 см обеспечит съемку местности с высоким разрешением (1...3 м в детальном, 5...20 м в обзорном режиме) в пределах двух полос захвата шириной по 500 км слева и справа от трассы полета. Параболическая антенна позволяет динамично перенацеливать радиолокатор (или аппаратуру РТР) на районы съемки справа или слева от трассы полета в диапазоне углов визирования 20° ... 55° (аналогичное решение реализовано только на американском военном КА Lacross). Бортовой радиолокатор малого КА способен обеспечивать проведение стереоскопических и интерферометрических съемок для построения цифровых моделей рельефа местности. Комплект ОЭР на КА (рис. 2.16) будет использовать поворотный телескоп и, по-видимому, аппаратуру гиперспектральной съемки, при которой каждому пикселу монохромного «черно-белого» изображения соответствует кластер данных об отображении данного пиксела в сотне спектральных диапазонов, что многократно повышает информативность снимка. При наличии соответствующей системы автоматической обработки данных и формирования полетных заданий система «Кондор» способна превратиться в элемент оперативного разведывательно-ударного комплекса. Для запуска малых КА планируется использовать РН легкого класса 14A036 «Стрела» с космодрома Свободный, что позволит создать отечественную систему оптической разведки на солнечно-синхронных орбитах.

КСН народно-хозяйственного назначения. Границу между «военным» и «невоенным» КА среди КСН провести довольно сложно. Можно лишь с уверенностью сказать, что все КСН могут добывать информацию, имеющую военное значение, хотя и существенно уступающую по некоторым характеристикам специализированным «военным» КА (например, по разрешению на местности). Поэтому имеет смысл их рассмотреть. К КСН народно-хозяйственного назначения относятся:

КС дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ, хотя нередко употребляется термин ИПРЗ – исследование природных ресурсов Земли), имеющие на борту фото-, оптико-электронную (как правило, многоспектральную) и радиолокационную аппаратуру;

КС гидрометеорологического обеспечения, имеющие на борту, как правило, оптико-электронную инфракрасную аппаратуру.

Представление о многообразии отечественных КСН может составить рис. 2.17.

Отечественные КСН фотонаблюдения представлены семейством КА «Ресурс Ф» (рис. 2.18) различных модификаций, которые представляют собой гражданские версии КА фоторазведки серии «Зенит» (разработаны «ЦСКБ-Прогресс»). Особенностью этих КА является использова-

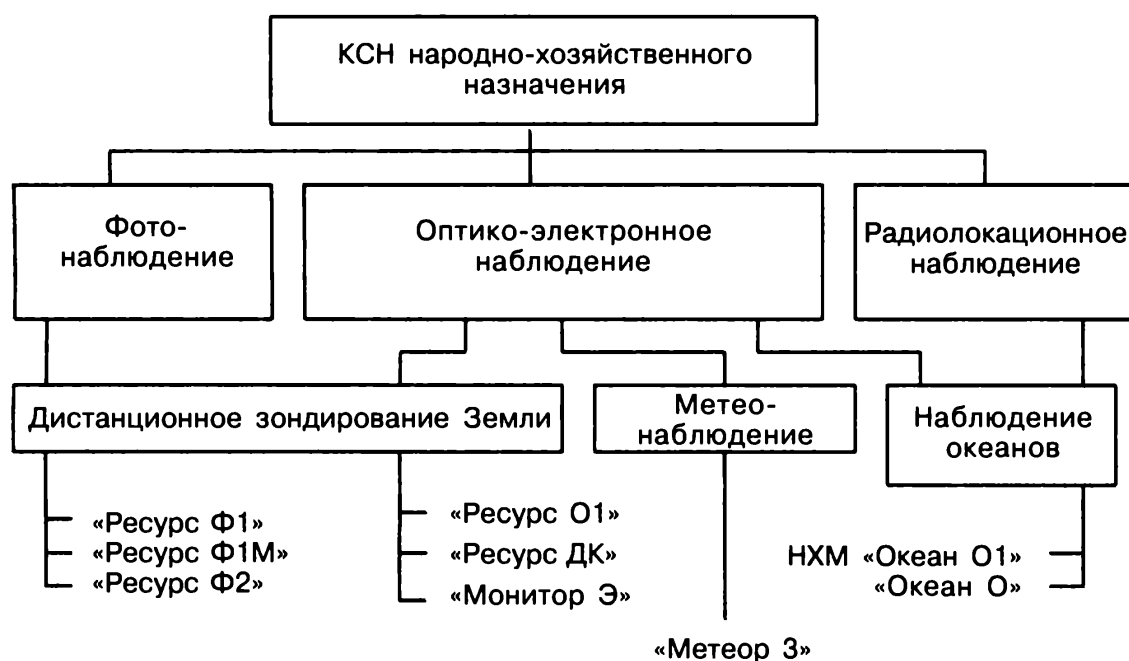


Рис. 2.17. Отечественные космические системы наблюдения народно-хозяйственного назначения

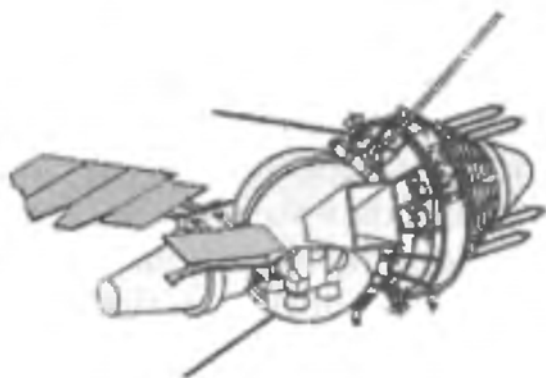


Рис. 2.18. КА «Ресурс Ф2»



Рис. 2.19. КА «Ресурс О1».



Рис. 2.20. КА «Ресурс ДК»

ние многоспектральной аппаратуры наблюдения.

Аналогично многоспектральную (только оптико-электронную) аппаратуру, в том числе иностранного производства, использует КА «Ресурс О1» (рис. 2.19), который разработан ВНИИЭМ им. А.Г. Иосифьяна на базе КА метеорологического наблюдения «Метеор». Это один из немногих отечественных КА, запускавшийся на солнечно-синхронную орбиту с помощью РН 8А92М «Восток М» и 11К77 «Зенит 2». Его возможности существенно превосходит КА «Ресурс ДК» (рис. 2.20), который представляет собой гражданскую версию КА ОЭР «Неман» (разработан «ЦСКБ-Прогресс», запущен с помощью РН «Союз» в 2006 г.).

Новым шагом в создании космических систем ДЗЗ является вывод на орбиту КА «Монитор Э» (рис. 2.21; разработан ГКНПЦ им М.В. Хруничева, запущен с помощью РН «Союз» в 2006 г.), который в отличие от своих предшественни-

ков не является модификацией серийных КА военного назначения, а сконструирован на принципиально новой платформе, в которой корпус КА представляет собой силовую раму с приборами в негерметичном исполнении вместо традиционного для отечественного спутнико-строения корпуса на базе герметичного контейнера. Такая конструктивная схема отлично зарекомендовала себя



Рис. 2.21. КА «Монитор Э»



Рис. 2.22. КА «Метеор»

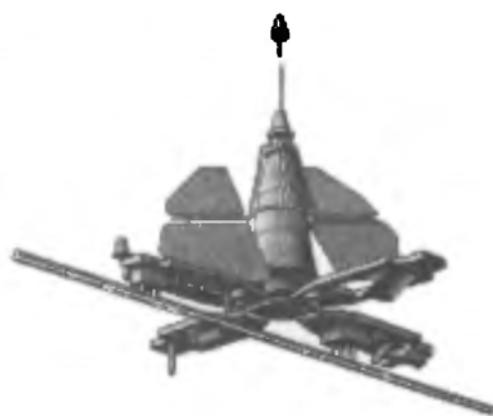


Рис. 2.23. КА НХМ «Океан О1»

на иностранных КА с длительными сроками активного функционирования и становится определяющей для конструкций современных отечественных КА.

Главным разработчиком КА метеорологического наблюдения в нашей стране был ВНИИЭМ им. А.Г. Иосифьяна (г. Москва), с середины 1960-х годов создававший для этой цели КА серии «Метеор» (рис. 2.22), сохранявшие единую конструктивную базу. Штатная орбитальная система КА «Метеор 3» составляла 3 КА (три плоскости орбит, отстоящие друг от друга на 60° , $i = 82,6^\circ$, $1200 \text{ км} \times 1200 \text{ км}$), что обеспечивало периодичность наблюдения одного и того же района от трех до трех десятков раз в сутки. Положительной особенностью системы была способность обеспечивать прямую передачу на небольшие наземные терминалы, помимо Центра управления, телевизионного изображения соответствующего участка Земли в видимом и инфракрасном диапазонах с разрешением 1,5 км.

В отличие от военных КА РЛР, использующих для достижения высокого разрешения радиолокаторы с синтезированной апертурой (РСА), КА РЛР народно-хозяйствен-



Рис. 2.24. КА «Океан О»

ного назначения используют более грубые, но и более простые в производстве радиолокационные станции бокового обзора (РЛС БО). Данные КА специализируются на изучении океанов (получение информации о направлении и силе ветра, толщине льда, скорости течений и т. д.), поэтому, как правило, кроме РЛС БО несут на борту средства получения изображений в

видимом и инфракрасном диапазоне. Для охвата акваторий наших северных морей КА запускались на орбиты $i = 82,5^\circ$, $650 \text{ км} \times 650 \text{ км}$. На разработке таких КА в СССР специализировалось КБ «Южное» в г. Днепропетровск, создавшее КА серии НХМ (народно-хозяйственный морской) «Океан О1» (рис. 2.23), запускавшийся РН 11К68 «Циклон 3» и «Океан О» (рис. 2.24), запускавшийся РН 11К77 «Зенит 2». Перспективы использования этих КА связаны с перспективами сотрудничества суверенных постсоветских государств либо с перспективой восстановления прежнего единого государства.

Совместное использование всех видов космических систем наблюдения позволяет комплексировать информацию об интересующем объекте и затрудняет его маскировку. Будущее этих систем напрямую связано со способностью государственных органов к расстановке приоритетов деятельности, от чего непосредственно зависит уровень финансирования. В том, что со всеми остальными трудностями организационного и технологического характера наша страна при воссоздании подобных космических систем справится, сомнений нет.

2.2. Отечественные космические системы связи

В космической связи используется способность КА либо находиться в поле зрения двух и более географически удаленных пользователей одновременно, либо способность последовательно пролетать над ними. Хотя

вполне реализуем способ пассивного переотражения полезного сигнала (требующий большой мощности наземной передающей станции), в современных космических системах связи (КСС) используется способ активной ретрансляции, при котором слабый полезный сигнал принимается, обрабатывается, усиливается и переизлучается либо немедленно, либо с задержкой после запоминания (в так называемом режиме «электронной почты») бортовой аппаратурой КА. КСС становятся безусловно выгодны экономически при большом числе удаленных пользователей, большой их пространственной рассредоточенностью по территории со слабо развитой инфраструктурой и сложным рельефом. В космической связи используются специально выделенные диапазоны частот (табл. 2.1), которые выбраны в соответствии с международными договоренностями с учетом влияния на связь верхних слоев атмосферы, космических шумов, а также эксплуатационно-технических возможностей радиоприемных и передающих устройств.

Производительность КА связи характеризуется числом бортовых ретрансляторов (транспондеров, иногда называемых стволами связи) определенной частоты. Типичный современный зарубежный коммерческий КА связи несет на борту 20–60 транспондеров, в чем наши отечественные КА проигрывают во много раз, имея на борту

Таблица 2.1

Основные диапазоны частот, применяемые в космической связи

Наименование диапазона	Диапазон частот (Земля-борт/борт-Земля)	Типичное применение частотного диапазона
L S	1,5/1,6 ГГц 3/2 ГГц	Подвижная связь Низкоскоростная многопользовательская связь, спутниковое радиовещание
C X	6/4 ГГц 8/7 ГГц	Распределительное телевидение, фиксированная связь
Ku	17/11 ГГц	Непосредственное телевидение, фиксированная связь, передача мультимедиа-данных
Ka Q V	36/20 ГГц 46/36 ГГц 56/46 ГГц	Высокоскоростная фиксированная связь, передача мультимедиа-данных

три — восемь транспондеров. Кроме повышения численности стволов на борту КА намечается тенденция повышения производительности (пропускной способности связи) путем использования более высоких частот, что ужесточает требования к приемной аппаратуре и требует повышения мощности бортового передатчика.

Для нашей страны с её географической протяженностью, бедностью инфраструктуры и сложным рельефом КСС являются не только неотъемлемым, но и незаменимым компонентом единой системы связи. Этим объяснялось в СССР разнообразие КСС, которым в мире могут похвалиться только США. До сих пор в нашей стране существуют КСС военного назначения трех основных типов (по характеру используемых орбит):

КСС на высокоэллиптических орбитах (КА «Молния 1», «Молния 3»);

КСС на геостационарной орбите (КА «Грань», «Глобус 1»), в том числе КС ретрансляции данных (КА «Гейзер»);

КСС на низких околоземных орбитах (КА «Стрела 3»).

В нашей стране разработчиком всех перечисленных систем является НПО прикладной механики (НПО ПМ) им. М.Ф. Решетнева (г. Железногорск, Красноярский край). В НПО ПМ придерживаются традиционной для советской космической промышленности концепции использования для различных комплектов специальной аппаратуры ограниченного числа базовых конструкций (платформ), которые в НПО ПМ были названы «космические аппараты унифицированного ряда» (КАУР). Для решения задач связи используются КАУР 1...4.

КС связи на высокоэллиптических орбитах. В настоящее время на ВЭО эксплуатируются две отечественные КС связи: на базе КА «Молния 1Т» и на базе КА «Молния 3» (рис. 2.25). Обе в штатном составе состоят из восьми КА (по восемь плоскостей, по одному КА в каждой плоскости; $i = 62,8^\circ$, $650 \text{ км} \times 40\,000 \text{ км}$, период обращения — половина звездных суток; взаимное положение КА в плоскостях обеспечивает прохождение всех КА по одной и той же трассе). Различия систем «Молния 1Т» и «Молния 3» состоят в их функциональном предназначении, которое вызвало различие в орбитальном построении. Система «Молния 1Т» предназначена для обеспечения засекре-

ченной непрерывной круглосуточной телефонной и телеграфной связи, передачи данных в интересах ГШ ВС, Главного штаба РВСН, включая обмен информацией в позиционных районах мобильных ракетных комплексов; передачи приказов боевого управления и сбора донесений с ПУ боевых ракетных комплексов, а также организации каналов правительственной связи. Поэтому орбитальное построение



Рис. 2.25. КА «Молния 3»
(КАУР-2)

этой системы сконфигурировано таким образом, чтобы одна из двух вершин суточной трассы располагалась над Центральной Сибирью, при этом из любой точки нашей страны обеспечивается видимость не менее двух КА одновременно. Система «Молния 3» предназначена для обеспечения связи в стратегическом и оперативно-тактическом звеньях управления ВС РФ, а также организации каналов правительственной и межправительственной связи. Кроме того, КА обеспечивают канал непосредственного телевидения системы «Орбита». С учетом специфики второй задачи орбитальное построение этой системы сконфигурировано таким образом, чтобы одна из двух вершин суточной трассы располагалась над Западной Европой, а другая — над Тихим океаном, что позволяет одновременно находиться в зоне радиовидимости КА как пунктам связи в нашей стране, так и пунктам связи в зарубежных государствах северного полушария.

Системы имеют исключительное значение для обеспечения связи в нашей северной стране, так как использование ВЭО обеспечивает «Молниям» возможность обслуживать полярный район, недоступный для КА связи на ГСО. Кроме того, использование ВЭО позволило в нашей стране создать систему непрерывной региональной связи без применения РН тяжелого класса, без которых с отечественных космодромов выход на ГСО невозможен. Правда, с точки зрения управления и организации связи подобная система имеет ряд органических недостатков:

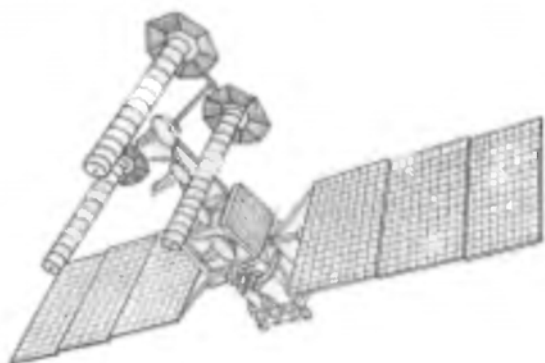


Рис. 2.26. КА «Меридиан»

необходимо компенсировать доплеровский эффект, возникающий из-за постоянного изменения дальности радиосвязи;

необходимо использовать поворотные остронаправленные антенны, снабженные аппаратурой слежения за КА.

Однако главным недостатком всех «Молний» является недопустимо низкое по современным меркам число транспондеров на борту — по три, а также низкий срок активного функционирования — до одного года (хоть и перекрываемый в ходе реальной эксплуатации, но все равно несопоставимый с 12–15 годами эксплуатации зарубежных КА связи). Данные недостатки предполагается исправить в КА следующего поколения — «Меридиан» (рис. 2.26).

Запуски КА «Молния 1Т», «Молния 3» осуществляются РН 8К78М «Молния М», а в дальнейшем будут производиться РН 14А14 «Союз 2».

КСС на геостационарной орбите. КА на геостационарной орбите неподвижен относительно поверхности Земли, что существенно упрощает конструкцию наземной аппаратуры связи, так как нет необходимости в наведении в режиме слежения и учета эффекта Доплера. Единственным недостатком такого размещения КА является большая удаленность от поверхности Земли, что в свою очередь влечет за собой повышенные требования к энергетике средства выведения и к мощности наземной аппаратуры. Привлекательность ГСО вызвала необходимость установления «государственных границ» на орбите в виде 3° -зон (в перспективе — $1,5^\circ$ -зон), выход за пределы которой требует выключения бортовой аппаратуры связи, даже если она ещё работоспособна. Это требование породило специфику устройства КА связи на ГСО, связанную с наличием на борту двигательной установки (чаще всего на базе электрореактивных двигателей), способной очень точно корректировать положение КА по долготе (из-за неточного соблюдения формы орбиты и суточного периода обращения КА то «обгоняет» вращающуюся Зем-

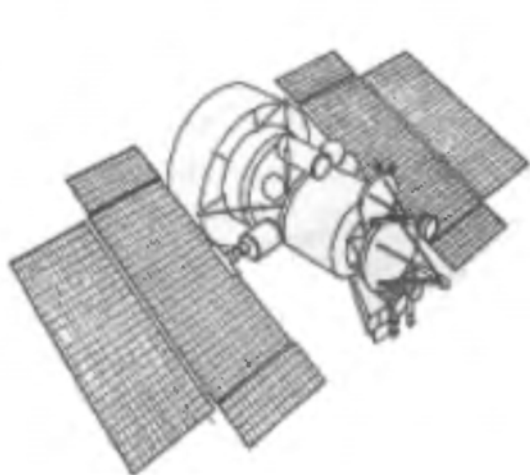


Рис. 2.27. КА «Грань»
(КАУР-3)

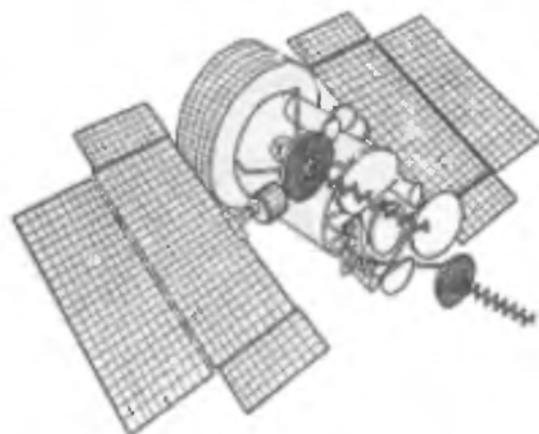


Рис. 2.28. КА «Глобус 1»
(КАУР-3)

лю, то «отстает», дрейфуя по долготе). Кроме того, желательно иметь на борту аналогичную ДУ, выполняющую коррекции положения по широте (из-за неточного соблюдения наклонения $i = 0^\circ$ КА описывает относительно Земли трассу в виде восьмерки с центром в точке стояния и с высотой, равной величине наклонения, существенное увеличение которого может привести к невозможности организации связи через КА с помощью нацеленной в точку стояния неподвижной антенны).

На ГСО эксплуатируются две КСС военного назначения:

КСС на базе КА «Глобус 1» («Грань»), предназначенная для обеспечения круглосуточной засекреченной телеграфно-телефонной связи в интересах высших звеньев управления ВС РФ, передачи сигналов боевого управления, обеспечения правительственной и представительской связи;

КСС на базе КА «Гейзер», предназначенная для: ретрансляции специальной информации от КА разведки на наземные пункты приема специнформации; ретрансляции командно-программной и телеметрической информации между КА и центром ретрансляции; ретрансляции документальных данных и двухсторонней ретрансляции между пунктами приема специнформации.

КА «Глобус 1» («Грань») также носят наименование «Радуга 1» («Радуга»). В разное время они использовали и используют точки стояния 170° и 25° з. д., 12° , 35° , 45° , 49° , 70° , 85° и 128° в. д. В пике развертывания системы в



Рис. 2.29. КА «Глобус»

1980-х годах на орбите одновременно работало восемь КА этой системы. КА «Грань» (рис. 2.27) представляет собой более ранний вариант платформы КАУР-3 массой 2300 кг, имеющий шесть транспондеров диапазона С (6/4 ГГц) и гарантийный срок функционирования три года. К настоящему времени этот КА устарел и морально и физически. КА «Глобус 1» (рис. 2.28) отличается от «Грани» способностью работать не только со стационарными, но и с мобильными пунктами связи за счет применения расширенного частотного диапазона (диапазонов С, Х и L), что позволяет использовать эту КСС в интересах оперативно-тактического звена управления. Соответственно, эти устаревшие КА предполагается заменить КА на новой орбитальной платформе «Глобус» (рис. 2.29).

За КСС на базе КА «Гейзер» зарезервированы точки стояния системы «Поток» (РОТОК-1 – $13,5^\circ$ з. д., РОТОК-2 – 80° в. д. и РОТОК-3 – 168° в. д.), что позволяет организовать глобальный охват при наличии полной группировки. КА «Гейзер» (рис. 2.30) использует платформу КАУР-4, на которой установлена БЦВМ и которая отличается очень высокой ($0,2^\circ$) точностью удержания своего положения по долготе. На КА используется активная фазированная антенная решетка (АФАР). АФАР позволяет проводить электронное сканирование, т. е. изменять направление диаграммы путем электронного управления элементами без механического перенацеливания антенны и тем самым сопровождать движущийся объект. Угол и профиль диаграммы направленности при этом не изменяется. Антенна обеспечивает 16 приемных и 16 переда-

ющих лучей. Диаграмма направленности каждого из них может перенацеливаться в пределах $\pm 8,5^\circ$. Таким образом АФАР обеспечивает работу с подвижными объектами, т. е. с низкоорбитальными КА. После развертывания группировки отечественных КА оптико-электронной и радиоэлектронной разведки её потребности предполагается удовлетворять созданием КА-ретранслятора нового поколения «Гарпун» (рис. 2.31).



Рис. 2.30. КА «Гейзер» (КАУР-4)

Необходимо отметить, что во времена самостоятельной советской пилотируемой программы на базе КАУР-4 были также созданы КА «Альтаир», обеспечивающие двустороннюю связь и передачу данных для подвижного космического объекта — орбитальной станции «Мир».

Важно учитывать, что современные «гражданские» КСС представляют собой как бы второй эшелон военных систем связи. Ведь в сети органов военного управления циркулирует немалый объем информации, которая не нуждается в уровне помехозащищенности, необходимом для чисто военных каналов связи. Поэтому необходимо иметь в виду, что на ГСО также используется система отечественных КА «Горизонт» (шесть — восемь КА платформы КАУР-3 в точках стояния 14° и 11° з. д., 40° , 53° , 80° , $96,5^\circ$, 99° , 103° , 140° и 145° в. д.), обеспечивающая гражданских (в том числе подвижных) пользователей. Систе-

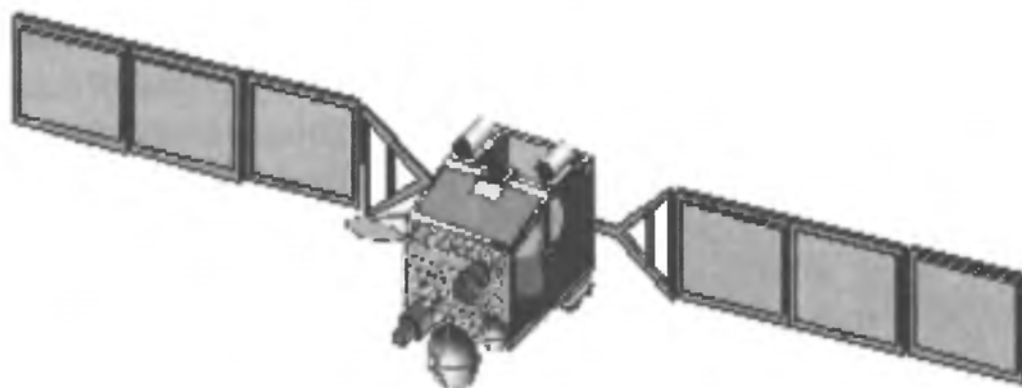


Рис. 2.31. КА «Гарпун»

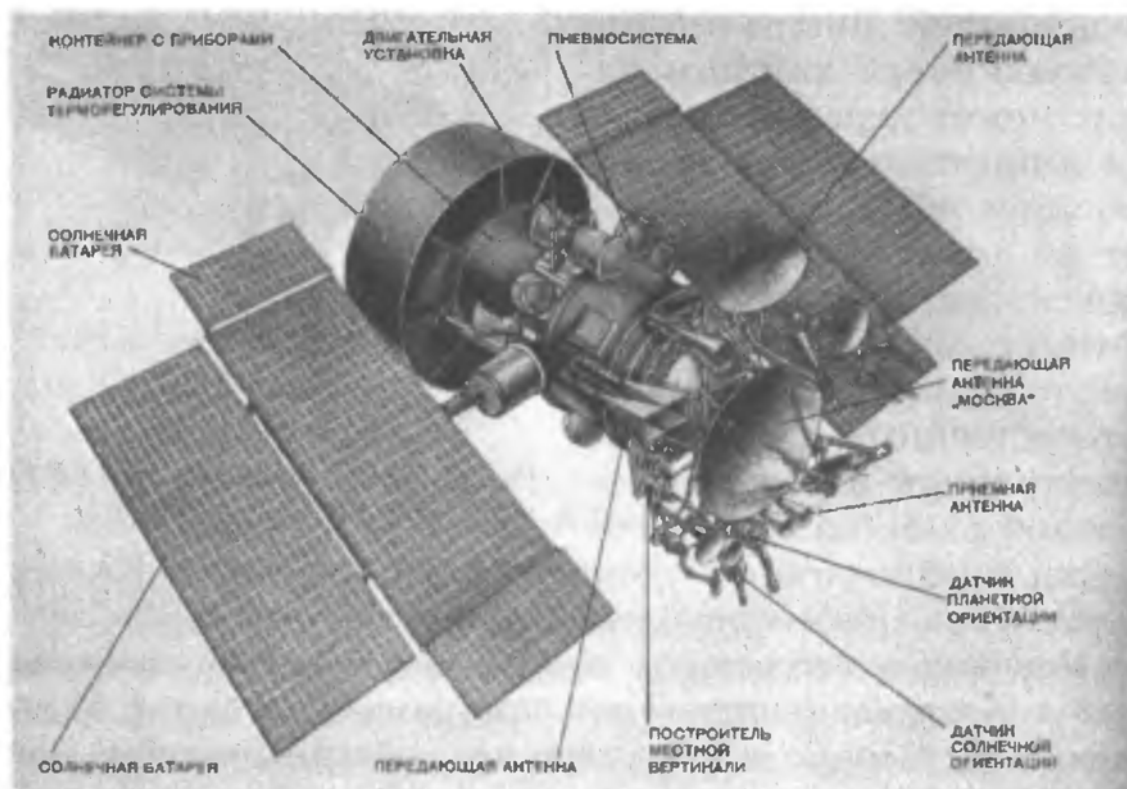


Рис. 2.32. КА «Горизонт»

ма в настоящее время эксплуатируется Федеральным государственным унитарным предприятием «Космическая связь», за которым и закреплены все перечисленные точки стояния на ГСО. Бортовой ретранслятор (БР) КА «Горизонт» (рис. 2.32) включает в себя восемь стволов (транспондеров). Для большей их части (шести стволов) рабочим является диапазон 6/4 ГГц (С-диапазон); по одному стволу работают в диапазонах 14/11 ГГц (Ku-диапазон, распределительное телевидение по сети «Москва») и 1,5/1,6 ГГц (L-диапазон, система связи с подвижными пользователями — судами морского торгового флота и правительственными делегациями — «Океан»). Если предположить, что отечественный торговый флот вымрет окончательно ещё в мирное время, возможность связаться с подвижным пользователем на «Горизонтах» приобретет сугубо военный характер. «Горизонты» в последнее время заменяются на КА серии «Экспресс» (рис. 2.33) различных модификаций («Экспресс А», «Экспресс АМ»), которые представляют собой комбинацию модуля 767М (глубоко модифицированной платформы КАУР-4, получившей способность корректировать положение КА не только по долготе, но и по широте) и конструктивно обособ-

ленного модуля специальной связной аппаратуры иностранного производства (рис. 2.34). Эти КА уже соответствуют современному уровню по сроку активного функционирования (до 12 лет), точности удержания положения в рабочей точке ($0,05^\circ$) и количеству транспондеров (для КА «Экспресс АМ» — 24 С-диапазона и четыре Ку-диапазона, при массе КА 2543 кг). Кроме этих КА ФГУП «Космическая связь» эксплуатирует сеть непосредственного телевидения «Экран» с помощью КА «Экран М» (99° в. д.) и сети «Москва» и «Орбита» через каналы КА «Горизонт». Услуги связи и непосредственного телевидения иностранным потребителям предоставляются международной организацией космической связи (МОКС) «Интерспутник», использующей вместе с КА «Горизонт» КА «Галс» (23° , 44° в. д.).

Кроме того, в России появились КСС негосударственных форм собственности, способные в случае необходимости составить резерв военных КСС. Примером может быть принадлежащая открытому акционерному обществу (ОАО) «Газком» (которое является дочерним предприятием «Газпрома») система региональной связи «Ямал», состоящая из КА отечественного производства (РКК «Энергия») «Ямал-100» и «Ямал 200» на ГСО (три КА по 10–18 транспондеров С- и Ку-диапазонов в орбитальных позициях 49° , 90° в. д.).

Все отечественные КА на ГСО запущены с помощью



Рис. 2.33. КА 767М
«Экспресс АМ»



Рис. 2.34. Модуль полезной
нагрузки КА «Экспресс АМ»

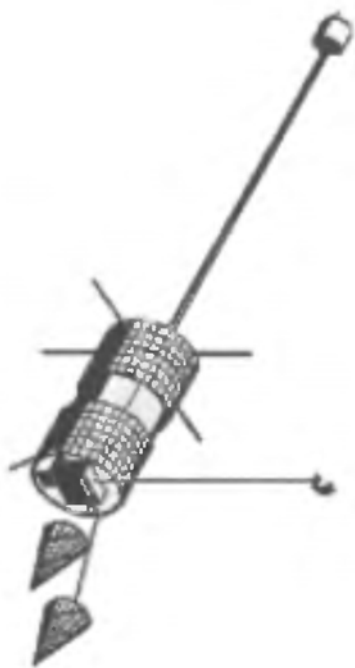


Рис. 2.35.
КА «Стрела 3»

РН серии «Протон», хотя подобную способность для КА небольшой массы приобретет РН «Союз 2».

КСС на низких орбитах. Система «Стрела 3» предназначена для обеспечения связи методом переноса информации и прямой ретрансляции сигналов в общей зоне радиовидимости. Система состоит из 12–18 КА «Стрела 3» (рис. 2.35; созданы на базе платформы КАУР-1), выводимых на орбиту $i = 82,6^\circ$, $1500 \text{ км} \times 1500 \text{ км}$, в одну плоскость группами (по шесть КА РН 11К68 «Циклон 3»). Спутники поочередно отделяются от последней ступени носителя ещё до полной отсечки тяги ДУ, оказываясь благодаря этому на несколько различаю-

щихся орбитах. КА не имеют на борту ДУ, поэтому свое взаимное положение не корректируют (так называемый стохастический способ формирования орбитальной группировки). Уже два таких запуска обеспечивают довольно густое и случайное распределение ретрансляторов по орбите, так что в пределах ограниченного района возможно поддержание прямой связи. Сравнительно низкая орбита предоставляет возможность пользоваться маломощными передатчиками, что позволяет использовать такую систему связи в тактическом звене управления. Недостатком данной КСС является случайный характер появления спутника в зоне радиовидимости пользователя, что требует либо перехода к детерминированному способу создания орбитальной группировки, при котором КА будут строго поддерживать положение один относительно другого, либо использовать в качестве основного вида связи «электронную почту»; кроме того, из-за быстрого перемещения КА относительно пользователя существенные помехи создает эффект доплеровского смещения частоты. Все эти трудности на современном уровне развития технологий довольно просто преодолеваются и развертыванию низкоорбитальной группировки непрерывной глобальной тактической связи препятствуют только финансовые ограничения.

Была предпринята попытка создать гражданский вариант такой системы «Гонец Д», ориентированный на факсимильную связь. Несколько таких аппаратов, технологически мало отличающихся от КА «Стрела 3», эксплуатируются закрытым акционерным обществом «Космосервис».

Аналогичные задачи обеспечения связью типа «электронная почта» с низких орбит решает, помимо своей основной задачи, система навигационных КА первого поколения «Парус», «Цикада», «Надежда».

Таким образом, создаваемые в последнее время отечественные КА (хоть и с иностранной спецаппаратурой) способны достичь существенного продвижения на пути реализации основных направлений совершенствования КСС:

- существенного увеличения пропускной способности;
- увеличения сроков активного существования;
- увеличения сроков автономного функционирования;
- повышения помехозащищенности аппаратуры;
- повышения живучести КА;
- повышения надежности элементной базы;
- совершенствования способов обработки информации, в том числе и на борту КА.

2.3. Отечественные космические системы навигации

Российская Федерация, как и ранее СССР, является одним из двух государств мира, имеющих национальную систему космической навигации. Разница состоит в том, что в отличие от США в нашей стране до сих пор наряду с современной системой глобального непрерывного навигационного обеспечения используются КА навигации систем первого поколения.

Навигационная спутниковая система первого поколения. В начале 1970-х годов по аналогии с американской системой «Транзит» в СССР была развернута система навигационного обеспечения и связи на базе КА «Циклон», созданного на платформе КАУР-1 в НПО ПМ. Вариант этого КА — «Циклон Б Парус» (рис. 2.36) — используется до сих пор. В полном составе группировка представляет собой шесть КА в шести плоскостях, отстоящих друг от друга на 30° ($i = 82,6^\circ$, $1000 \text{ км} \times 1000 \text{ км}$), что позволяет обеспечивать точность местоопределения 100–300 м в



Рис. 2.36.
КА «Циклон Б
Парус» (КАУР-1)

ходе 5-15 минутного сеанса наблюдения КА. Перерывы между возможными наблюдениями КА в такой системе достигали от 30 мин до 1,5 часов. Кроме того, была развернута аналогичная дополнительная орбитальная система из четырёх навигационно-связных КА «Цикада», рассчитанная на удовлетворение потребностей советского морского флота. Обе системы существовали не независимо: восходящие узлы орбит КА «Цикада» поддерживались в противоположном полушарии по отношению к восходящим узлам КА «Парус». В свою очередь в систему КА «Цикада» с 1982 г. включаются КА, дополнительно оборудованные ретрансляторами для приема сигналов аварийных радиобуев международной системы поиска аварийных судов и самолетов КОСПАС-SARSAT. Несколько таких КА — «Надежда» — используются для этой цели и в настоящее время. Развертывание и восполнение группировки обеспечивалось пусками РН 11К65М «Космос 3М» с космодрома Плесецк.

Навигационная спутниковая система первого поколения продолжает использоваться в нашей стране из-за стремления задействовать оставшийся с советских времен запас этих КА и из-за неспособности нашего государства в настоящее время обеспечить эксплуатацию навигационной системы ГЛОНАСС (ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система) в полном объеме. После развертывания ГЛОНАССа эти системы закономерно уйдут в прошлое. Опасность заключается в том, что в прошлое они уйдут и без развертывания ГЛОНАССа.

Навигационная спутниковая система второго поколения. Система ГЛОНАСС должна представлять собой группировку из 18 КА (в полном составе — 24) «Ураган» (рис. 2.37). Орбитальное построение состоит из трёх плоскостей по шесть (восемь) КА на орбитах $i = 64,9^\circ$, $19\,100\text{ км} \times 19\,100\text{ км}$ (почти полусуточная орбита, повторение каждым КА трассы полета через восемь суток, после 17 витков), что для каждого пользователя на Земле и в ближнем космическом пространстве должно обеспечи-

вать в любой момент времени нахождение в поле зрения не менее четырёх КА. Это позволяет глобально, круглосуточно и в реальном масштабе времени не только получать координаты места с точностью свыше 10 м, но и определять величину вектора скорости с погрешностью $\pm 0,05$ м/с. В системе был предусмотрен режим искусственного ухудшения качества сигнала для гражданских пользователей. По аналогии с американской системой GPS (Global Positioning System/Навстар) за ГЛОНАССом могла быть закреплена функция засечки и навигационной привязки ядерных взрывов для контроля проведения испытаний ядерного оружия.

Впервые система ГЛОНАСС в полном составе была развернута в 1995 году. Тогда же обнаружилась нерациональность принятой схемы восполнения орбитальной группировки. Запуски КА «Ураган» производятся РН 8К82К «Протон-К» группой по три КА, которые выводятся в одну плоскость (из-за этой особенности число плоскостей в советской системе было снижено до трех по сравнению с шестью у аналогичной американской GPS). Изначально предполагалось осуществлять плановую замену в плоскости сразу трех КА, выработавших свой ресурс. Но реалии российской действительности потребовали максимально использовать ресурс каждого КА и заменять его лишь после полного выхода его из строя. В этой ситуации принятая схема восполнения группировки с помощью группового запуска сразу трёх КА оказалась крайне затратной. Выходом из положения может быть увеличение запаса характеристической скорости РБ для осуществления маневра поворота плоскости орбиты, обеспечивающего вывод каждого КА в свою плоскость. Остроту ситуации призвана также сгладить проведенная модернизация КА («Ураган М»), повышающая срок активного существования до семи лет, что объективно снижает по-



Рис. 2.37. Космический аппарат 11Ф654 «Ураган» (КАУР-5)

требность в запусках. В дальнейшем НПО ПМ предполагает создать на базе новой платформы КА «Ураган К», полностью соответствующий по сроку активного существования мировому уровню — 12–15 лет. Кроме того, предполагается существенно улучшить качество предоставляемой навигационной информации прежде всего за счет улучшения характеристик генераторов стандарта частоты. Уже в настоящее время предпринимаются шаги по обеспечению совместимости с системой GPS, что представляется взаимовыгодным прежде всего гражданским пользователям навигационной информации. С военной точки зрения эти шаги нельзя назвать бесполезными, хотя выгоду от этого в первую очередь получит тот, у кого больше систем вооружения, нуждающихся в услугах навигационной системы.

* * *

Российская Федерация получила в наследство от СССР космические системы, охватывающие все аспекты использования космоса, как в военных целях, так и в интересах народного хозяйства. Они работают до сих пор. Вполне возможно, что для страны, хозяйство которой перестало быть народным, а внешний враг на некоторое время превратился в друга, такая совокупность космических систем избыточна и вообще не нужна, поскольку облик космических систем решающим образом зависит от того, для какой страны они создаются. Представленный в данной главе материал позволяет сделать вывод, что нынешние отечественные космические системы создавались для хорошей страны.

Глава 3

ВОЕВОДЫ КОСМИЧЕСКОЙ РАТИ

КА является составной частью космической системы (КС) как совокупности функционально взаимосвязанных средств космического комплекса и наземного специального комплекса (НСК), предназначенной для решения целевых задач. При этом КА является основным средством решения задач, поставленных заказчиком КС. Поэтому функционирование КА и космического комплекса в целом определяется задачами, поставленными заказчиком КС и потребителем специальной информации — НСК. Для реализации целевого предназначения как отдельных КА, так и орбитальных группировок создана соответствующая система управления — наземный автоматизированный комплекс управления (НАКУ), в рамках которого выделяются отдельные контуры управления — наземные комплексы управления в соответствии с типом управляемого объекта.

3.1. Состав, назначение, принципы построения и особенности функционирования НАКУ

НАКУ — базовый, универсальный для всех типов КА комплекс стационарных и подвижных систем и средств обмена командно-программной, телеметрической и траекторной информацией с КА, средств связи и автоматизированного сбора и обработки информации с необходимым математическим обеспечением, предназначенный для управления всей совокупностью КА, функционирующих в космическом пространстве (ранее называемый командно-измерительным комплексом — КИК).

Исходя из предназначения, к НАКУ в целом предъяв-

ляются требования обеспечения *оперативности, глобальности, непрерывности и надежности управления КА, а также точности прогноза движения на момент решения целевых задач.*

В основе функционирования НАКУ лежат следующие базовые принципы: *системности, универсальности, централизации управления, автоматизации процессов обработки информации, взаимодействия с предприятиями промышленности, внедрения новых информационных технологий, долевой ответственности.*

Последний принцип отражает тот факт, что, как правило, специалисты НАКУ отвечают за функционирование обеспечивающих и вспомогательных систем, основные же системы КА находятся в ведении НСК.

НАКУ решает задачи управления движением КА на всех участках полёта и спуска КА, управления и контроля функционирования устройств и систем и управления приёмом с КА целевой информации. Средства НАКУ, технологически объединенные в отдельные НКУ, входят в состав автоматизированных систем управления космическими системами различного целевого назначения наравне со средствами других функциональных уделить и комплексов. Основу организационной структуры наземных комплексов управления КА составляет их функциональная специализация по типам КА, решающих задачи в интересах определенных ведомств.

Система управления КА состоит из двух связанных радиоподсистем: наземного и бортового комплексов управления. При этом наземный комплекс управления представляет собой географически распределенную структуру отдельных командно-измерительных пунктов (КИП), связанных с помощью системы передачи данных линиями передачи данных и команд с центром управления полетами (ЦУП), центром системы информационно-телеметрического обеспечения (ИТО) и центром системы навигационно-баллистического обеспечения (НБО) (рис. 3.1). Например, наземный комплекс управления для КА1 на рис. 3.1 представляет собой совокупность ЦУП КА1 и выделенных из состава НАКУ средств командно-измерительных пунктов, системы передачи данных, Центров систем информационно-телеметрического и навигационно-баллистического обеспечения. Периферий-

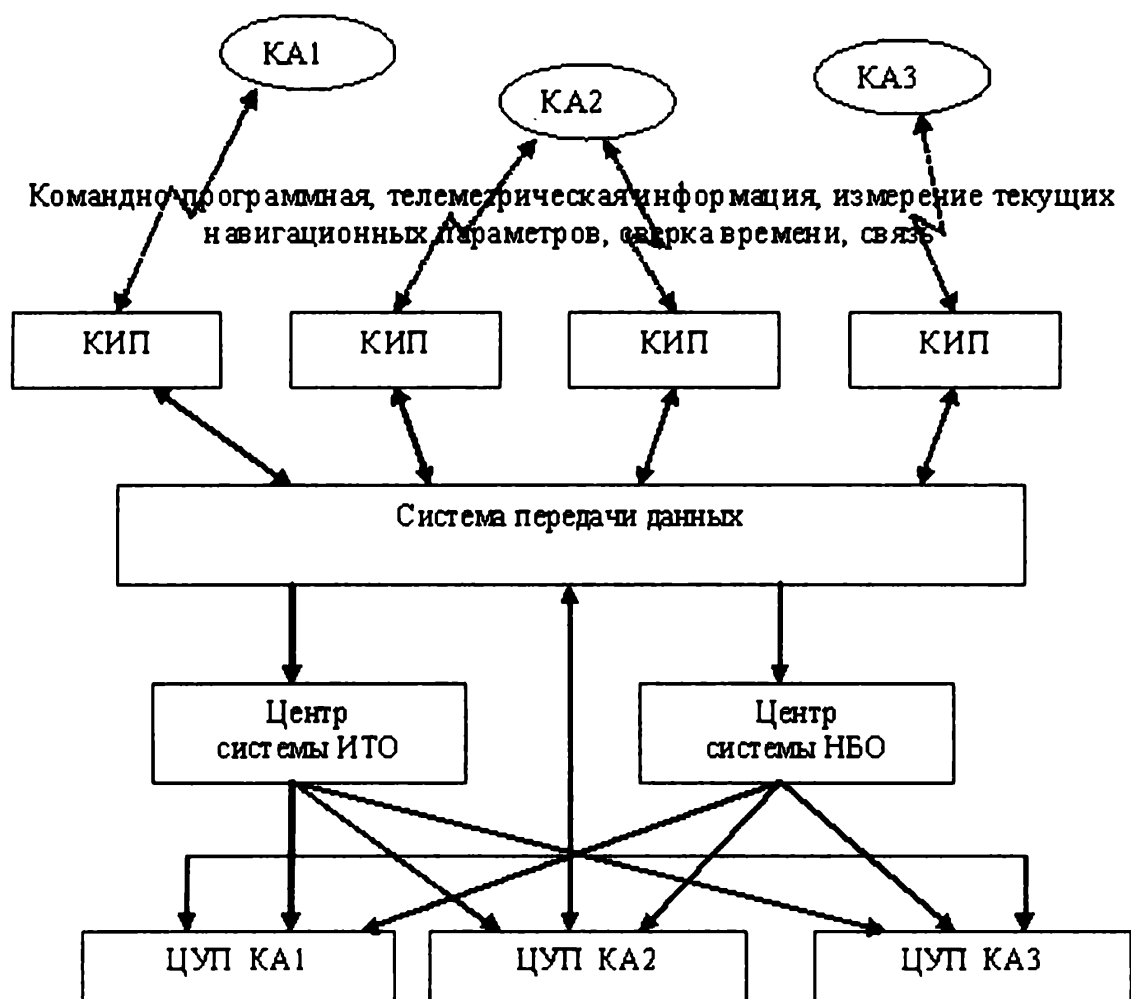


Рис. 3.1. Структура системы управления КА

ные структурные элементы наземного комплекса управления — контрольно-измерительные пункты — связаны с центральными управляющими структурными элементами линиями связи и оснащены средствами приема и передачи информации с КА в течение временных интервалов прямой радиовидимости в сеансах связи с пролетающими КА. Размещение и число контрольно-измерительных пунктов влияют на продолжительность интервалов времени, в течение которых прямая связь КА с наземным комплексом управления невозможна. Это соответствует случаям, когда трасса КА не пересекает зоны радиовидимости с контрольно-измерительных пунктов. Поэтому требования к НАКУ обеспечиваются как заблаговременным размещением контрольно-измерительных пунктов и их оснащением, так и выбором и реализацией соответствующих технологических циклов управления при выполнении программ полета КА.

принято использовать показатели производительности, пропускной способности, надежности управления. Среднесуточная производительность НАКУ МО на сегодняшний день составляет около 800 сеансов управления, суммарная пропускная способность до 200 одновременно находящихся на орбитах КА. При этом надежность управления, характеризующаяся вероятностью выполнения сеанса управления, до 1991 г. оценивалась как 0,99, но в настоящее время несколько снизилась.

НАКУ МО является хорошо организованной структурой с централизованным управлением, осуществляемым из Главного испытательного центра испытаний и управления космическими средствами (ГИЦИУ КС, г. Краснознаменск Московской области) (рис. 3.3). Средства НАКУ размещаются на отдельных командно-измерительных комплексах, являющихся более сложной структурой, чем контрольно-измерительные пункты, рассредоточенных по территории России, центральном командном пункте, центральных пунктах управления различными типами КА и Центре управления полетом пилотируемых космических комплексов. Эти средства объединены в единый автоматизированный комплекс управления КА линиями информационной и технологической связи.

В составе НАКУ МО функционируют центры управления КА и обработки информации, расположенные в ГИЦИУ КС, на объектах «Шаболовка» и «Рокот» (г. Мо-



Рис. 3.3. Состав ГИЦИУ КС МО РФ

сква), а также 11 отдельных командно-измерительных комплексов и один измерительный пункт, размещенные вблизи городов Щелково, Красное село, Малоярославец, Улан-Удэ, Енисейск, Колпашево, Воркута, Якутск, Комсомольск-на-Амуре, Уссурийск, Елизово, Барнаул.

Отметим, что места дислокации отдельных командно-измерительных комплексов были выбраны в преддверии запуска первого ИСЗ по широте и долготе таким образом, чтобы «перекрыть» как можно больше пространства, в котором намечались полеты ИСЗ, и с тех пор практически не изменились. В 1991 г. в связи с распадом СССР из НАКУ МО были выведены отдельные командно-измерительные комплексы в г.г. Евпатория, Дунаевцы, Симферополь (Украина), несколько ранее был расформирован отдельный командно-измерительный комплекс в г. Сарычаны (Грузия). Временно был выведен, а затем снова введен в контур управления лазерный дальномерный центр на горе Майданак (Таджикистан). Взамен утраченных отдельных командно-измерительных комплексов для обеспечения требуемых показателей качества функционирования НАКУ развернут комплекс в г. Малоярославец и несколько ранее из состава измерительного комплекса космодрома «Байконур» в состав НАКУ передан измерительный пункт в г. Барнаул.

Наземные комплексы и средства управления КА, не входящие в структуру НАКУ МО, созданы и продолжают создаваться в рамках структур, находящихся в ведении Росавиакосмоса и других государственных и коммерческих организаций. В настоящее время в данной группе действуют следующие объекты.

ЦУП-М ЦНИИМаш (г. Королев Московской области), выполняющий функции ЦУП объектов пилотируемых программ, включая КА российского сегмента Международной космической станции, а также ЦУП автоматических КА «Океан-О» и «Метеор-ЗМ». Кроме того, ЦУП-М ЦНИИМаш обеспечивает обработку и анализ данных измерений российской сети оптико-лазерных станций слежения за космическими объектами.

В НПО им. С.А. Лавочкина (г. Химки Московской области) сформирован ЦУП КА дальнего космоса и высокоапогейных научных КА типа «Интербол» и «Спектр».

На объектах «Медвежьих озера» (Московская область)

и «Калязин» (Тверская область) размещены радиотехнические комплексы, участвующие в обеспечении управления КА дальнего космоса, средневысотными и низкоорбитальными научными КА, в том числе зарубежными.

В НИИТП (г. Москва) функционирует центр управления КА низкоорбитальной космической системы связи «Гонец».

Рядом акционерных обществ созданы по заказам государственных или коммерческих структур малопунктные (однопунктные) НКУ КА связи и телевидения.

АО «Персей» с участием Росавиакосмоса и Минсвязи (государственное предприятие «Космическая связь») создало и эксплуатирует в течение ряда лет первую очередь НКУ КА связи и телевидения типа «Экспресс», «Галс» в составе ЦУПа и КИПа на территории НПО ПМ в г. Железногорске Красноярского края и КИПа на территории Центра космической связи в г. Гусь-Хрустальный Владимирской области.

ОАО «Газком» создало наземный комплекс управления КА связи типа «Ямал» в составе Центра управления полетом и контрольно-измерительного пункта на территории РКК «Энергия» в г. Королев Московской области. АО «НТВ» закупило у фирмы Hughes (США) и ввело в эксплуатацию в 1998 г. КА НТВ «Бонум-1» (типа HS-376HP) и оборудование для Центра управления полетом и контрольно-измерительного пункта, размещенных в п. Сколково Московской области.

Для управления КА дальнего космоса и высокоапогейными научными КА в составе наземного комплекса управления привлекается украинский Центр дальней космической связи в г. Евпатория.

Центральным банком Российской Федерации создан наземный комплекс управления КА космической системы «Банкир» в составе Центра управления полетом в г. Москве и контрольно-измерительного пункта в г. Нудоль Московской области.

В последнее время при решении задач измерения текущих навигационных параметров большое внимание уделяется квантово-оптическим системам (КОС), причем помимо штатных средств НАКУ МО привлекаются средства Академии наук, например, оптический Центр в

г. Змеиногорске на Алтае. В 2003 г. в НАКУ образована единая сеть квантово-оптических систем с центром в ГИЦИУ КС МО (г. Краснознаменск).

Приведем для сравнения некоторые сведения о НАКУ зарубежных стран. Например, в США комплексы управления подчинены двум ведомствам: Министерству обороны (два комплекса управления — КА военного назначения и навигационные КА) и НАСА (два комплекса управления — ИСЗ, космические комплексы и межпланетные КА). В США достаточно чётко выражено стремление к объединению систем управления на основе обеспечения взаимодействия различных систем и сетей слежения за КА на принципах функциональной и сигнальной совместимости средств. Сети слежения США насчитывают несколько Центров управления полетом и более 40 контрольно-измерительных пунктов. При этом широко используется управление КА по ретрансляционному каналу, особенно для аппаратов разведки и дистанционного зондирования Земли.

Для решения задач управления КА различного назначения НАКУ должен располагать необходимым арсеналом средств управления. Особенностью КА как объектов



Рис. 3.4. Антенная система подвижной КИС



Рис. 3.5. Антенная система стационарной КИС



Рис. 3.6. Антенная система радиотелескопа РТ-70

управления является то, что они представляют собой дистанционно управляемые объекты, связь с которыми возможна только по радиоканалу. Вследствие этого основную группу средств управления составляют радиотехнические системы, размещенные на отдельных командно-измерительных комплексах и объединенные средствами связи и передачи данных. Радиотехнические системы совместно с системой связи и передачи данных поставляют необходимую информацию для средств сбора и обработки информации. Необходимым элементом НАКУ являются также средства системы единого времени (СЕВ), решающие задачи частотно-временного обеспечения средств НАКУ.

Управление КА предполагает возможность передачи на него управляющих воздействий, определения его местоположения в пространстве и состояния его бортовой аппаратуры. В соответствии с этим в состав РТС НАКУ входят средства управления или командно-измерительные системы (КИС), средства измерения текущих навигационных параметров (ИТНП), средства приема телеметрической информации (ТМИ) о функционировании и состоянии бортовых систем (БС) КА. Следует отметить, что КИС в настоящее время позволяют наряду с задачами управления решать и задачи ИТНП, а также ограниченного приема телеметрической информации. На рисунках показаны антенные системы подвижной (рис. 3.4) и стационарной (рис. 3.5) КИС (закрита радиопрозрачным куполом), а также крупнейшего в стране радиотелескопа РТ-70 (рис. 3.6), установленного в г. Уссурийске (цифра показывает диаметр зеркала антенны).

3.2. Управление космическими аппаратами

Управление КА в полёте — это комплекс работ (процессов, операций), обеспечивающих выполнение целей, задач и программы полёта КА. Руководство работами по управлению всеми КА, находящимися в полёте, осуществляется центральным командным пунктом, а по управлению КА определенного типа — пунктом управления (ПУ) соответствующего наземного комплекса управления.

3.2.1. Технологический цикл управления космическими аппаратами. В общем случае управление КА в полёте включает:

- разработку и передачу на борт текущих программ и управляющих команд, контроль их прохождения и исполнения, корректировку текущих задач и программ в ходе полёта;
- измерение параметров движения КА, определение и прогнозирование параметров орбит и при необходимости их коррекцию;
- телеметрический контроль и техническое диагностирование систем и агрегатов КА;
- восстановление работоспособности и обеспечение максимального срока активного существования КА (оптимизация режимов работы приборов, рациональное расходование энергоресурсов и их восполнение и др.);
- обеспечение устойчивости и регулярности всех видов связи «Земля-борт-Земля»;
- выполнение комплекса работ по возвращению спускаемых аппаратов (управление системами спуска, слежение за спускаемыми аппаратами, посадка в заданном районе, определение места приземления) или их посадки на поверхность небесного тела;
- взаимодействие со специальными наземными комплексами (поисково-спасательным, НСК, спутниковой связи и др.).

К задачам управления КА в полёте относятся также моделирование и имитация (с помощью ЭВМ, моделей и аналогов) различных нештатных ситуаций, возникающих на борту КА в полёте, с целью принятия обоснованных решений. Эффективность управления КА в полёте зависит от распределения функций между бортовым и наземным комплексами управления (а для обитаемых КА — также и между экипажами и службами наземного обеспечения).

В целом система управления конкретным типом КА состоит из двух связанных радиолиниями комплексов: наземного и бортового. Заметим, что распределение задач между ними складывалось в то время, когда вычислительные средства, обеспечивающие обработку измерений текущих траекторных параметров и телеметрической информации, были настолько громоздки, что могли раз-

мещаться только на наземных пунктах. Нужно также отметить, что наземный комплекс управления предполагает участие в управлении КА человека. Это по-прежнему необходимо для целевого управления КА, управления в нештатных ситуациях, так как вычислительные и программные средства системы управления КА и специальной аппаратуры обладают ограниченными возможностями и не обеспечивают быстрого принятия решения в непредвиденных или недостаточно формализованных ситуациях.

Кроме того, за наземным комплексом управления остается функция резервного решения тех задач, которые возложены на бортовой комплекс, но не могут выполняться вследствие неисправностей бортовой аппаратуры (БА), бортовой вычислительной сети (БВС) или ошибок в бортовом программном обеспечении. Это относится к задачам навигации, контроля функционирования и другим задачам, решаемым бортовым комплексом. Даже если предположить создание полностью автономного КА, план проведения работ которого на весь период существования КА находится в бортовом комплексе управления, контроль и управление резервом осуществляется автоматически на борту, орбита поддерживается по результатам работы системы автономной навигации автоматически, результаты зондирования доставляются на Землю также автоматически, то и в этом случае необходим наземный комплекс, который должен выполнять контрольные и дублирующие функции по выполнению всех этих задач. Контроль необходим также и по соображениям безопасности и охраны окружающей среды. Следует учитывать, что управление КА в полёте — сложный процесс, накладывающий определенные требования на психофизические качества управляющего персонала (способность к длительному вниманию, быстрому логическому анализу альтернативных вариантов, умение в сжатые сроки принять и реализовать решение и др.).

Для реализации целевого предназначения до запуска КА формируется программа полета. Программа полета учитывает запросы потребителей специальной информации и требования Главного конструктора КА по его эксплуатации. Поэтому в процессе полета управление КА предполагает уточнение исходных данных, отдельные

ВО	ДО	ФП		СК	ДО		СП
----	----	----	--	----	----	--	----

Рис.3.7. Программа полета КА

коррекции программы, однако в случае возникновения нештатных ситуаций программа может быть изменена достаточно сильно, вплоть до прекращения полета КА.

Программу полета КА принято представлять в виде последовательности так называемых «типовых суток полета» (рис. 3.7). Различают, например, сутки вывода на орбиту (ВО), сутки проведения динамических операций (ДО), сутки функционирования по назначению (ФП), сутки отстрела спускаемых капсул (СК), сутки посадки (СП).

Типовые сутки полета различаются набором функций управления КА и требованиями к числу сеансов управления КА средствами НКУ по каждой функции управления. Таким образом, в каждые типовые сутки реализуется свой технологический цикл управления (ТЦУ) КА.

Анализ технологического цикла управления КА показывает, что для выполнения основных функций информационного взаимодействия наземного комплекса управления с КА на этапе штатной эксплуатации (функционирования по назначению) требуется проведение следующего числа сеансов управления:

- закладка рабочих (РП) и временных (ВП) программ на КА (не более одного раза в сутки в двух сеансах управления (основной и резервный) для большинства КА и не более двух раз в сутки соответственно в четырех сеансах для КА дистанционного зондирования Земли с уточнением РП (ВП) по метеоусловиям);

- проведение ИТНП КА средствами наземного комплекса управления (на двух «видимых» витках двумя-тремя отдельными командно-измерительными комплексами на каждом витке для КА с высотой орбит до 400 км и значительно реже для КА на более высоких орбитах);

- съем информации обобщенного контроля (ИОК) с КА по радиолинии командно-измерительных систем (во всех запланированных на данные сутки для передачи командно-программной информации и проведения ИТНП сеансах связи);

– проведение сверки бортовой (БШВ) и единой (ЕШВ) шкал времени (не чаще одного раза в сутки в сеансах передачи командно-программной информации или проведения ИТНП);

– съем телеметрической информации (телесигнализации) (не чаще одного раза в сутки).

Кроме того, возможна закладка на борт программ оперативного запоминающего устройства (ПрОЗУ) БЦВМ, а также эфемеридной информации (ЭИ) для навигационных КА.

Приведенные требования следует принимать как максимальные при штатной эксплуатации.

Для суток вывода на орбиту, проведения динамических операций, отстрела спускаемых капсул и посадки число сеансов управления КА существенно возрастает, возрастают и требования по качеству информационного взаимодействия: достоверности, точности и оперативности информации, предоставляемой в пункт управления КА.

3.2.2. Особенности современных космических аппаратов как объектов управления. Главной особенностью современных КА является высокая степень «интеллектуальности» объектов, обусловленная наличием в их составе развитого бортового комплекса управления, оснащенного высокопроизводительными бортовыми цифровыми вычислительными машинами или сетью таких машин – бортовыми вычислительными системами. Это позволяет проводить сложную логическую обработку данных непосредственно на борту КА. Стало возможным часть задач, решаемых первоначально в наземном комплексе управления, перенести на борт КА. Это относится к задачам навигации, частично к задаче контроля за состоянием бортовой аппаратуры и работой систем КА, диагностики отказов, переключения в случае отказов на резервные контуры и аппаратуру. В настоящее время объем бортового программного обеспечения в зависимости от типа КА может составлять единицы мегабайт и имеет тенденцию к увеличению.

При применении КА по назначению многообразие целей управления отражается во временной диаграмме полета (ВДП), на основе которой формируется множе-

ство рабочих команд, временных программ и уставок. Для их выполнения объект располагает некоторым заранее определенным инструментарием в виде управляющих программ бортового комплекса управления (функциональных режимов), организующих взаимосвязанное включение необходимой для выполнения режима бортовой аппаратуры, сбор и «упаковку» контрольной информации о выполнении функциональной задачи. Каждый из режимов представляет собой программную реализацию управления бортовыми системами КА для крупного типового участка полёта КА и состоит из ряда алгоритмов, операций и процессов, протекающих на борту КА. В режимах КА осуществляется координация управления всех бортовых систем аппарата для выполнения целевых и служебных задач на конкретном участке полёта. Например, для КА зондирования земной поверхности предусмотрены следующие функциональные режимы системы управления:

- режим первоначальной ориентации;
- режим работы аппаратуры зондирования;
- режим совершения маневра;
- режимы управления при обнаружении неисправностей:
- ориентированный дежурный полет (ОДП);
- неориентированный полет (НП);
- режим автономных навигационных измерений.
- режим доставки информации зондирования на Землю.

Программное обеспечение БКУ в целом структурируют следующим образом:

- § верхний уровень — режимы КА;
- § средний уровень — режимы бортовых систем и режимы специальной аппаратуры КА;
- § приборный уровень — управление конкретными приборами КА;
- § нижний уровень — служебное программное обеспечение, обмен, операционная среда.

Рассмотрим для примера содержание функциональных режимов системы управления КА зондирования подробнее.

Режим первоначальной ориентации. После включения бортовой вычислительной сети в момент отделения КА от ракеты-носителя запускается программа тестирования

сети и в случае её исправности начинается режим первоначальной ориентации, который состоит из ряда последовательных операций-участков:

- подготовки и включения бортовой аппаратуры и систем КА, раскрытия элементов его конструкции, в том числе и включения бортовой аппаратуры системы управления движением: чувствительных элементов, исполнительных органов, участвующих в переводе КА в нормально ориентированное положение;
- гашения угловых скоростей КА, накопленных в неориентированном полете за счет возмущений, действующих на КА в процессе отделения от ракеты-носителя или в процессе неориентированного полета;
- поиска опорного ориентира для системы управления движением СУД (Земли, Солнца, звезд);
- перевода КА в нормальное ориентированное положение (в орбитальной системе координат);
- формирования контрольной информации и управления системой телеметрического контроля (СТК).

Режим работы аппаратуры зондирования. Режим выполняет функции наведения оси аппаратуры зондирования на требуемый участок земной поверхности, подготовки и ввода в аппаратуру зондирования необходимых исходных данных для ее работы, в том числе данных по компенсации сдвига изображения, моментам включения и выключения аппаратуры зондирования. Эти операции выполняются для каждого объекта зондирования, которых в режиме может быть несколько.

Кроме того, для группы последовательных объектов зондирования, обслуживаемых одним режимом, проводятся операции по подготовке электромеханических исполнительных органов системы управления движением (в случае их наличия): сброс накопленного кинетического момента, уточнение угловой ориентации КА от датчиков внешней ориентации для проведения зондирования при максимальной точности угловой ориентации КА.

Таким образом, режим состоит из нескольких последовательных операций-участков:

- подготовки исполнительных органов системы управления движением;
- уточнения ориентации КА относительно его центра масс;

- угловых разворотов КА или его аппаратуры зондирования в требуемое для зондирования заданного участка поверхности Земли положение;
- введения исходных данных в аппаратуру зондирования;
- разворота КА для зондирования второго и последующих участков;
- вывода информации на систему телеконтроля.

Режим совершения маневра. Работу системы управления КА при совершении маневра функционально можно разделить на следующие участки:

- перекладки панелей солнечных батарей из исходной раскрытой схемы в частично сложенную схему (это делается из соображений обеспечения прочности панелей);
- программного поворота КА относительно его центра масс в зависимости от назначения маневра (разгон, замедление, спуск) и компоновки корректирующей двигательной установки (КДУ) на борту КА;
- подготовки к работе и работы КДУ;
- успокоения углового движения КА после работы КДУ;
- поворота КА относительно центра масс в нормально ориентированное положение;
- приведения панелей солнечных батарей в исходную раскрытую схему.

В этом режиме осуществляются сбор и упаковка контрольной информации о завершении всех динамических операций, включении и выключении двигателя, а также управлении работой системы телеконтроля.

Режим управления при обнаружении неисправностей. При возникновении неисправностей в работе систем КА, распознаваемых бортовым или наземным комплексами управления, подсистема контроля и технической диагностики передает управление на режим «управления при обнаружении неисправностей». КА и его системы переводятся в одно из допустимых состояний, в котором предотвращается развитие аварийной ситуации и обеспечивается сохранение и восстановление работоспособности КА после устранения причины неисправности. Обычно для КА дистанционного зондирования Земли предусматриваются два допустимых нештатных состояния: ориен-

тированный дежурный полет (ОДП), неориентированный полет (НП). В обоих допустимых состояниях КА будет находиться до получения команд и рабочей программы с наземного комплекса управления на переход в режимы нормальной эксплуатации.

В этом режиме осуществляются также сбор информации о состоянии бортовых систем и передача ее на Землю для анализа.

Режим доставки информации зондирования на Землю. В зависимости от принятого способа доставки информации (в спускаемых элементах конструкции или по радиоканалу) здесь проводятся следующие действия:

- подготовка бортовых систем к выполнению режима;
- ориентация и стабилизация КА в требуемое для передачи информации или отстрела спускаемых элементов конструкции угловое положение;
- передача информации или отстрел спускаемых элементов конструкции;
- возвращение КА в исходное ориентированное состояние для продолжения зондирования поверхности Земли.

В процессе исполнения режима осуществляется сбор и упаковка контрольной телеметрической информации о всех динамических операциях режима, а также о факте передачи информации зондирования.

Режим автономных навигационных измерений. В зависимости от устройства системы автономной навигации и состава измеряемых параметров система управления обеспечивает требуемую ориентацию КА (например, ось радиовысотомера выставляется по вертикали к центру Земли).

Далее режим включает измерительно-навигационную аппаратуру, а по завершении измерений выключает ее. После получения навигационной информации режим включает программы бортовой вычислительной сети, обеспечивающие ее работу и определение параметров орбиты. Проводится сбор и упаковка контрольной информации о работе режима и бортовой аппаратуры.

Последовательность проведения (включения) различных режимов системы управления определяется при дол-

госрочном планировании работы КА и уточняется при оперативном управлении.

Рассмотренные выше режимы функционирования КА дистанционного зондирования Земли свидетельствуют о том, что современный КА представляет собой дистанционно управляемое интеллектуальное устройство, функционирующее по отдельным режимам, состоящим в свою очередь из множества алгоритмов и типовых операций. Техническим средством реализации целей управления является собственно сам КА, представляющий собой сложную техническую систему, структура которой состоит из взаимосвязанных компонентов, называемых бортовыми системами. Каждая из таких систем имеет свои целевые функции, исходя из предназначения КА в целом. Согласно иерархии отношений между бортовыми системами их принято подразделять на три уровня:

- уровень основных (целевых или специальных) систем;
- уровень обеспечивающих систем;
- уровень вспомогательных систем.

Основные бортовые системы непосредственно реализуют функции целевого назначения посредством бортовой специальной аппаратуры, предназначенной для выполнения целевых задач. Реализация целей управления КА достигается управлением функционированием бортовой специальной аппаратуры.

Обеспечивающие системы выполняют ряд задач, направленных на повышение эффективности функционирования основных систем: снабжают электроэнергией — система энергоснабжения (СЭП), регулируют тепловой режим — система терморегулирования (СТР), ориентируют на субъекты обслуживания — система ориентации и управления движением (СОУД), контролируют работоспособность — система телеконтроля (СТК) и т. д.

Вспомогательные системы предназначены для выполнения задач, непосредственно не связанных с обеспечением функционирования основных систем. Они используются обычно при проведении некоторых разовых операций, например, выдачи пеленга возвращаемых на Землю модулей КА наблюдения земной поверхности для облегчения их поиска или действий, обусловленных нестандартностью возникших ситуаций, например, неопре-

данное воздействие на КА со стороны вероятного противника или проявление случайных факторов космического пространства.

В целом общее количество бортовых систем для разных типов КА может достигать нескольких десятков. Например, для КА наблюдения земной поверхности типа «Янтарь» число только основных систем равно 30.

Следующей особенностью современных КА является реализация нового подхода в конструировании, направленного на создание универсальных модульных КА, способных без больших доработок устанавливать различную целевую аппаратуру в рамках определенных ограничений. При этом конструктивно и функционально КА разделяется на две части: обеспечивающую и целевую. В обеспечивающую входят конструкция и новые системы, гарантирующие существование КА заданное время на орбите и необходимые условия для функционирования целевой аппаратуры. Конструктивный и функциональный стык с целевой аппаратурой определяется более или менее жестко и в процессе перекомплектования целевой аппаратуры практически не меняется либо подвергается незначительным изменениям. Таким образом, КА превращается в универсальный космический носитель различных полезных нагрузок. Модульное построение КА может быть реализовано до уровня систем и агрегатов, например: модуль системы управления, модуль СТР, модуль СЭП и др. Модульное построение конструкции и систем позволяет гибко наращивать нужные потребителю функции. Например, можно увеличить энерговооруженность КА, установив два модуля СЭП. Бортовые системы КА также предлагается строить по модульному принципу, предусматривая наращивание при необходимости их потребительских характеристик. Вследствие этого КА получает возможность приспосабливаться к различным полезным нагрузкам в рамках определенных ограничений, поэтому подобные конструкции получили название адаптивно-модульных. Реализация подобного подхода позволяет создавать многофункциональные КА, предназначенные для решения целого комплекса задач.

Приведенные выше особенности КА с необходимостью отображаются в увеличении числа контролируемых параметров при реализации технологий контроля, появ-

лении новых видов информации о состоянии и функционировании КА. Число контролируемых параметров для современных КА достигает нескольких тысяч и имеет тенденцию к увеличению. Например, КА наблюдения земной поверхности характеризуется тремя тысячами телеметрируемых параметров, на орбитальной станции «Мир» контролировалось пять тысяч параметров, а во время испытаний орбитального корабля «Буран» осуществлялся телеконтроль около пятнадцати тысяч параметров. В связи с этим бортовая телеметрическая система превратилась в бортовую информационно-телеметрическую систему (БИТС), обладающую устройством управления для управления собственными режимами работы или изменения программы телеизмерений и обеспечивающую информационный обмен как с наземным, так и с бортовым комплексами в процессе функционирования КА.

При управлении современными КА крайне важное значение приобретает так называемая «программная» телеметрия. Программной (кодовой или цифровой) телеметрией называют информацию, вырабатываемую для передачи в бортовую информационно-телеметрическую систему бортовой вычислительной сетью (в отличие от «приборной» телеметрии, формируемой путём опроса измерительных датчиков). В составе программной телеметрии содержится вся основная информация о функционировании системы управления КА и интегральная информация о работе бортовых систем: наиболее важные характеристики выполняемых режимов, алгоритмов и операций. Фактически массив программной телеметрии является образом реального функционирования КА на заданный момент времени и позволяет оценить степень выполнения временной диаграммы полёта. Доля программной телеметрии в общем объёме телеметрии занимает в настоящее время до 60–70% и имеет в перспективе тенденцию к росту. Существенной её особенностью является высокая семантическая информативность при ограниченном числе каналов бортовой информационно-телеметрической системы, выделяемых для её передачи, а также наличие в её составе параметров различной структуры, отличающейся от структуры сигналов приборной телеметрии (например, в связи с возможностью программного формирования телеметрии можно обеспечить

Таблица 3.1

Интеллектуальные возможности ряда пилотируемых космических объектов

Объект	Союз-Т (1970 г.)	Шаттл (1981 г.)	Мир (1986 г.)	Буран (1989 г.)	МКС (1998 г.)
БЦВМ	Аргон-16	IBM AP-101	Аргон-16Б Салют-5Б	Бисер-4	БВС = БВС США + БВС РФ +... (100 БЦВМ)
Память	64 кбайт	0,5 Мбайт	1 Мбайт	2 Мбайт	Нет сведений
Производи- тельность	0,2 млн опер./сек	0,4 млн опер./сек	0,4 млн опер./сек	1 млн опер./сек	БВС США: 2,2 млн опер./сек
Количество команд уп- равления	140	4000	1500	3000	БВС США: 30 000
Количество контроли- руемых па- раметров системы управления	100	10000	2000	5000	БВС США: 17 600

фактически любую требуемую частоту «опроса» каждого выдаваемого параметра).

Следует также отметить тенденцию изменения форматов представления данных потребителю в связи с работами по созданию комплекса бортовой оптико-электронной аппаратуры формирования изображений для регистрации процессов и явлений, происходящих на борту КА.

Исходя из рассмотренных выше особенностей современных КА можно сделать вывод, что современный КА как объект управления является сложной технической системой, обладающей развитым искусственным интеллектом. В таблице 3.1 представлены данные, характеризующие рост интеллектуальных возможностей ряда пилотируемых космических объектов. Очевидно, что для автоматических КА различного назначения динамика роста отличается несущественно.

3.3. Виды обеспечения управления космическими аппаратами

Для обеспечения устойчивости управления предназначены соответствующие виды обеспечения:

- командно-программное (КПО);
- навигационно-баллистическое (НБО);
- информационно-телеметрическое (ИТО);
- частотно-временное (ЧВО).

Иногда выделяют отдельно контрольно-диагностическое обеспечение, но в рамках данной работы оно будет рассматриваться как часть ИТО (т. н. вторичная обработка телеметрии).

3.3.1. Командно-программное обеспечение. Командно-программное обеспечение управления КА — совокупность научно-методических и организационно-технических мероприятий, обеспечивающих разработку и решение задач планирования и управления средствами орбитальных и наземных группировок на всех этапах полета КА.

Качество данного вида обеспечения может быть оценено показателями достоверности, оперативности и надежности в целом.

Командно-программное обеспечение включает решение следующих задач:

- расчёт и формирование временных и рабочих программ (ВП и РП) управления КА, т. е. наборов команд управления, исполняемых на борту КА в определённые моменты времени;
- расчёт и формирование разовых команд (РК), т. е. команд управления (набора дискретных сообщений данных), передаваемых в бортовой комплекс управления КА за определённое время один раз и исполняемых на борту КА сразу же после приема путём выдачи по указанному в них адресу предусмотренного управляющего воздействия;
- расчёт и формирование команд-уставок, т. е. числовых разовых команд для проведения коррекции общего плана полёта;
- компоновка ВП и РП из массивов служебной и специальной информации;
- формирование команд управления наземными изме-

рительными и программно-командными средствами, средствами связи и передачи данных;

- автоматизированная закладка ВП и РП в бортовой комплекс управления КА;

- формирование командно-программной информации в структуре бортовой и наземной аппаратуры;

- прогнозирование условий работы и координационное планирование применения средств наземного комплекса управления;

- формирование документов управления (планирование работ) и др.

Отличие временной и рабочей программ состоит в том, что временная программа, содержащая совокупность программных команд и совокупность сообщений данных о времени их использования на КА, ориентирована на использование для КА, не имеющих бортовой ЭВМ (БЦВМ) или бортового командно-вычислительного комплекса (БКВК) и оснащённых специальным программно-временным устройством, а рабочая программа, содержащая совокупность сообщений данных об исходных (начальных) условиях работы бортового комплекса управления, ориентирована на использование современными и перспективными КА, имеющими высокопроизводительные вычислительные средства.

Наряду с программами (рабочей и временной) и командами (разовыми командами, командами-установками) на борт КА могут передаваться:

- сигналы сверки и коррекции бортовой шкалы времени;

- данные об оскулирующих элементах орбиты КА, т. е. параметры, описывающие движение КА по орбите с учётом различных возмущающих факторов;

- эфемеридная информация, формируемая наземными средствами по результатам ИТП КА для дискретных моментов времени и определяющая координаты точек на прогнозируемой траектории полёта КА;

- программы бортового оперативного запоминающего устройства (ПрОЗУ).

Задачи командно-программного обеспечения управления КА решает соответствующая система командно-программного обеспечения (рис. 3.8) — совокупность бортовых и наземных аппаратно-программных средств, обеспе-

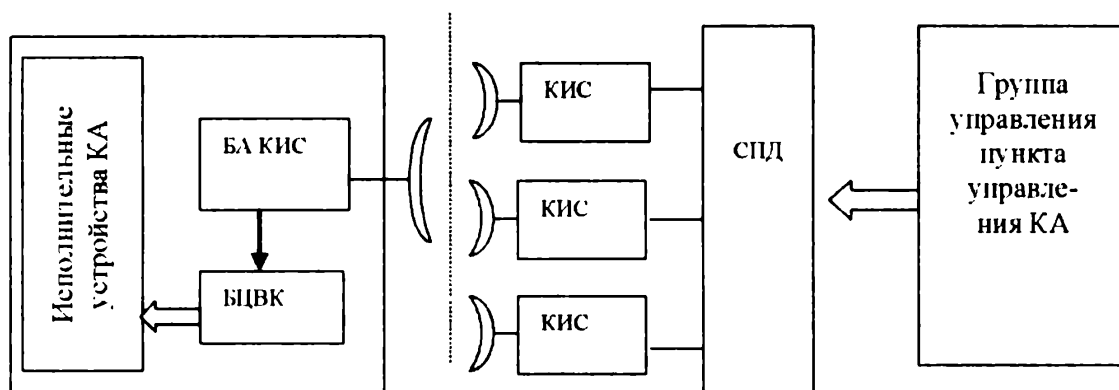


Рис. 3.8. Структура системы командно-программного обеспечения

чивающая формирование командно-программной информации и информационный обмен «Борт-Земля». Для решения поставленных задач в системе имеются соответствующие бортовые и наземные аппаратно-программные средства — командные радиолинии КИС.

Управление КА осуществляется путём подачи управляющей командно-программной информации, содержащей последовательность управляющих воздействий для бортовых систем КА, от наземного комплекса управления (из ЦУП) в бортовой комплекс (БКВК) по прямому каналу тракта КПИ в заданном интервале времени сеанса информационного обмена. Кроме того, бортовой комплекс управления может работать по жёсткой программе (алгоритмам) в соответствии с заранее заложённой в него информацией (постоянной), используя при этом дополнительную информацию, поступающую от экипажа или ЦУП. По информации обратного канала и телеметрической информации осуществляется контроль функционирования аппаратуры КА.

Командно-программная информация включает управляющую информацию в виде совокупности сообщений данных для бортового комплекса управления, используемую для реализации управления работой бортовых систем КА по программе, и служебную информацию, необходимую для организации информационного обмена «Земля — Борт» (для обеспечения дешифровки управляющей информации, контроля достоверности и т. д.). Основным вариантом управления КА является выдача из наземного комплекса управления КА в бортовой комплекс управляющей информации в виде оттранслированных машинных программ (ФОРТРАН-программ, ПРОЛОГ-программ, ас-

семблер-программ и т. д.), обрабатываемых в БКВК под управлением диспетчера системы управления бортовой аппаратурой. Для накопления и хранения управляющей информации в БКВК выделяется постоянная область памяти.

3.3.2. Навигационно-баллистическое обеспечение. Навигационно-баллистическое обеспечение управления КА — совокупность научно-методических и организационно-технических мероприятий, обеспечивающих разработку и решение задач определения пространственно-временных параметров движения КА на всех этапах полета, планирования и обеспечения работы всех бортовых систем, наземных специальных и управляющих комплексов, а также для решения других баллистических задач.

Показателями качества навигационно-баллистического обеспечения являются оперативность, точность и надежность навигационно-баллистических данных для применения комплексами и системами различного целевого назначения.

Научной основой навигационно-баллистического обеспечения управления КА является космическая баллистика (рис. 3.9), содержащая два взаимосвязанных направления: фундаментальная и космическая баллистика.

Для иллюстрации требований к качеству решения задач навигационно-баллистического обеспечения приведем следующий пример: наведение транспортного КА в зону сборки с орбитальной станцией с помощью четырёх — пяти импульсов на интервале одних суток полета равносильно попаданию из ружья в комара с расстояния в один км. Это на два порядка точнее лучших артиллерийских систем, при этом попадание должно быть гарантировано с первого раза.

Точность прогноза движения КА определяется в первую очередь типом КА и решаемыми задачами. Так, например, для навигационных КА она составляет единицы метров, для КА, находящихся на геостационарной орбите, от сотен метров до единиц километров.

Навигационно-баллистическое обеспечение управления КА состоит в решении известной совокупности баллистических задач, которые решает система навигационно-баллистического обеспечения — совокупность борто-



Рис. 3.9. Космическая баллистика

вых и наземных аппаратно-программных средств, обеспечивающая информационный обмен с бортовым комплексом управления, прием в разнесенных наземных пунктах, регистрацию и предварительную обработку измерений текущих навигационных параметров (ИТНП), сбор, хранение и обработку результатов измерений в Центре системы (рис. 3.10).

Основу радиотехнических систем ИТНП составляют малопараметрические средства, измеряющие в основном наклонную дальность до объекта или радиальную скорость. При создании НАКУ встал вопрос: создавать ли

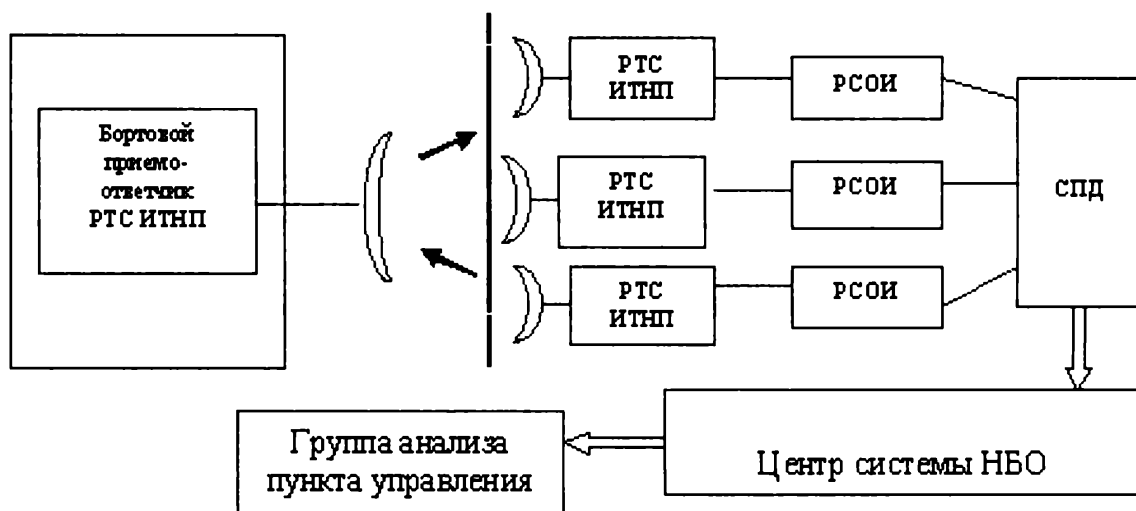


Рис. 3.10. Структура системы НБО

для решения задач навигационно-баллистического обеспечения небольшое количество многопараметрических сложных систем, подобных радиолокационным системам ПВО, или большое число малопараметрических, относительно простых. Исследования показали преимущество малопараметрических, так как в процессе управления КА требуется не определять параметры орбиты, а лишь уточнять её, выявлять тонкую структуру эволюции орбиты для длительного прогноза движения КА. Мерный интервал при этом должен быть продолжительным и переходить из зоны видимости одного отдельного командно-измерительного комплекса к зоне видимости другого. Кроме того, в отличие от средств ПВО средства измерения текущих навигационных параметров НАКУ приходится иметь дело со «своим» объектом, заранее оснащенным приемоответчиком соответствующей системы. В настоящее время средства измерения текущих навигационных параметров могут быть реализованы как индивидуально, так и в составе многофункциональных командно-измерительных систем.

Приведем примеры измеряемых параметров и их связи с параметрами движения КА.

1) наклонная дальность до объекта

$$R = \sqrt{[(X - X_{РТС})^2 + (Y - Y_{РТС})^2 + (Z - Z_{РТС})^2]},$$

где X, Y, Z — координаты объекта в избранной системе координат;

X_{PTC} , Y_{PTC} , Z_{PTC} – известные координаты радиотехнического измерителя дальности.

2) радиальная скорость (например, может быть измерена доплеровским методом)

$$V_R = \frac{1}{R} [(X - X_{PTC})(V_X - V_{XPTC}) + (Y - Y_{PTC})(V_Y - V_{YPTC}) + (Z - Z_{PTC})(V_Z - V_{ZPTC})],$$

где V_X , V_Y , V_Z – скорости изменения координат объекта;
 V_{XPTC} , V_{YPTC} , V_{ZPTC} – известные скорости изменения координат измерителя (связанные, например, с вращением Земли).

Полученные значения наклонной дальности и радиальной скорости на основании приведенных выше соотношений могут быть пересчитаны в текущие координаты КА или в параметры его орбиты. При решении этой задачи очень важно выполнить требования наблюдаемости, состоящие в том, что для определения шести параметров орбиты или шести текущих координат КА и скоростей их изменения требуется получить не менее шести выборок измерений. На практике задача решается следующим образом: проводятся либо два сеанса измерения текущих навигационных параметров с помощью трёх отдельных командно-измерительных комплексов, либо три сеанса измерений с помощью двух комплексов. При этом сами комплексы должны быть разнесены в пространстве.

Для конкретного типа КА реализуется технологический цикл навигационно-баллистического обеспечения, под которым понимается упорядоченная совокупность ряда технологических операций, которые приведены в табл. 3.2.

3.3.3. Информационно-телеметрическое обеспечение. Информационно-телеметрическое обеспечение управления КА – совокупность научно-методических и организационно-технических мероприятий, обеспечивающих получение и представление потребителям телеметрической информации, необходимой для определения состояния, технического диагностирования и идентификации контролируемых объектов.

Таблица 3.2

Технологический цикл навигационно-баллистического обеспечения

Технологические операции	Входные переменные	Выходные переменные
Прогнозирование движения КА на заданный момент времени	Уточненные начальные условия предыдущего технологического цикла	Прогнозируемые начальные условия
Предварительная обработка сеансов ИТНП	1. Прогнозируемые начальные условия 2. Сеансы ИТНП	1.«Обработанные» сеансы ИТНП 2.Статистические характеристики сеансов
Определение вектора состояния КА по выборке сеансов ИТНП	1. Прогнозируемые начальные условия 2. «Обработанные» сеансы ИТНП	1. Уточненные начальные условия 2. Отклонения прогнозируемых параметров движения от уточненных 3. Статистические характеристики сеансов ИТНП
Уточнение баллистического коэффициента	1. Уточненные и прогнозируемые начальные условия 2. Значение баллистического коэффициента	Уточненное значение баллистического коэффициента
Прогнозирование движения КА	Уточненные начальные условия	Прогнозируемые значения параметров движения на заданные витки или моменты времени
Расчет зон радиовидимости	Уточненные начальные условия	Параметры, характеризующие местоположение КА в зоне радиовидимости пунктов (время входа и время выхода, наклонная дальность, время прохождения кульминации и т. д.)
Расчет времени баллистического существования КА	Уточненные начальные условия	Продолжительность и дата прекращения баллистического существования КА
Расчет трассы КА на поверхности Земли	Уточненные начальные условия	Высота, широта и долгота КА с заданной дискретностью
Расчет освещенности КА Солнцем	Уточненные начальные условия	Время входа и выхода КА в тень и из тени в течение заданного времени

Показатели качества информационно-телеметрического обеспечения — достоверность, оперативность, точность, надежность в целом.

Задачи информационно-телеметрического обеспечения управления КА решает соответствующая система — совокупность бортовых и наземных аппаратно-программных средств, обеспечивающая получение, сбор, хранение, обработку телеметрической информации и информационный обмен с бортовым комплексом управления, формирование, передачу по радиолиниям, прием в разнесенных наземных пунктах, регистрацию и обработку телеметрических сообщений, сбор результатов телеизмерений в Центре системы, их хранение, обработку и информационный обмен с наземным комплексом управления. Для решения поставленных задач в системе информационно-телеметрического обеспечения имеются соответствующие бортовые и наземные аппаратно-программные средства (рис. 3.11).

Телеметрическую информацию о наблюдаемых параметрах контролируемых объектов получают с помощью системы первичного преобразования (СПП). Сбор, хранение и обработку телеметрической информации и информационный обмен с бортовым комплексом управления осуществляет бортовая информационно-телеметрическая система (БИТС), которая также обеспечивает формирование телеметрических сообщений для передачи их по телеметрической радиолинии. Прием и регистрацию телеметрических сообщений в разнесенных наземных пунктах осуществляют с помощью наземных приемо-

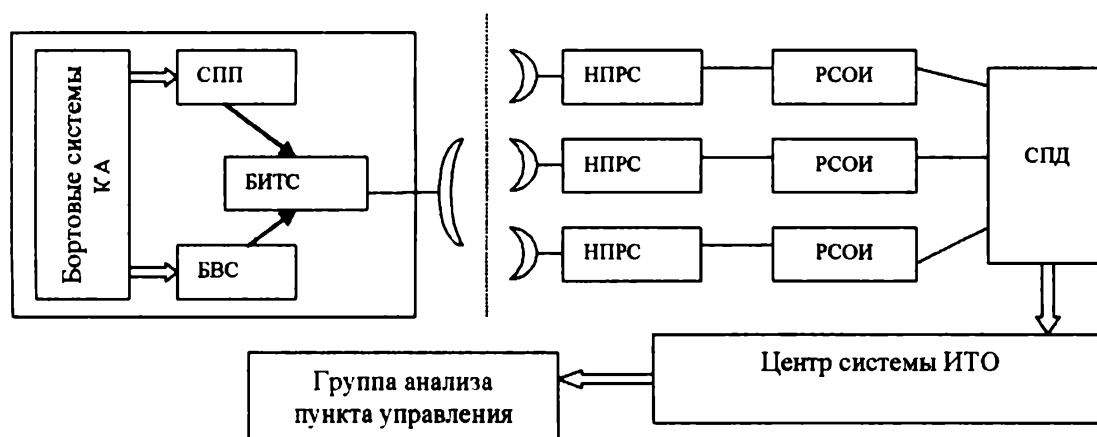


Рис. 3.11. Структура системы информационно-телеметрического обеспечения

регистрирующих станций (НПРС). Первичную обработку телеметрических сообщений, сбор результатов телеизмерений, их хранение, вторичную обработку, представление потребителям и информационный обмен с наземным комплексом управления обеспечивает система обработки информации (СОИ), которая является фактически распределенной телекоммуникационной системой, объединяющей с помощью систем передачи данных региональные и центральную системы обработки информации.

На борту КА с бортовой вычислительной сетью в составе системы телеконтроля имеется два источника контрольной информации и соответственно две сети ее сбора:

- информация о работе бортовой аппаратуры, собираемая с телеметрических датчиков с помощью системы первичного преобразования;
- информация о процессах управления, в том числе и с датчиков системы управления, содержащаяся в бортовой вычислительной сети.

Исторически и традиционно информация с телеметрических датчиков собирается для передачи ее по радиоканалу системы телеконтроля на Землю в наземный комплекс управления. Учитывая ограниченные зоны видимости КА, ограничиваются либо фрагментарной картиной работоспособности бортового комплекса управления и специальной аппаратуры в моменты нахождения КА в зоне видимости наземного комплекса, либо записывают информацию о работоспособности бортовых систем в запоминающее устройство системы контроля для передачи ее на Землю при вхождении КА в связь с наземным комплексом управления.

Поэтому система телеконтроля имеет три основных режима работы:

- непосредственная передача телеметрической информации (режим НП);
- запись телеметрической информации в запоминающее устройство (ЗУ) системы телеконтроля (режим «Запись»);
- воспроизведение – передача записанной информации в сеансах связи с наземным комплексом управления (режим ВП).

Управление этими режимами системы телеконтроля —

функция бортовой вычислительной сети, в программном обеспечении которой содержатся команды на включение тех или иных режимов работы системы телеконтроля. Обычно емкости запоминающего устройства системы телеконтроля недостаточно для полной записи больших объемов информации, идущей от датчиков системы между сеансами связи КА с наземным комплексом. Поэтому информация с запоминающего устройства записывается выборочно. Моменты записи телеметрической информации в систему телеконтроля обязательно должны совпадать с моментами проведения на борту динамических операций, например, включением и отключением аппаратуры, двигательной установки и др. Информация о моментах проведения этих операций содержится в программном обеспечении бортовой вычислительной сети, поэтому включением системы в режим «Запись» также управляет бортовая сеть.

С ростом возможностей бортовой вычислительной сети появилась возможность обработки на борту потока информации с уже имеющейся на борту КА традиционной сети датчиков системы телеконтроля. Информация с датчиков в этом случае также заносится в бортовую сеть. Этот (четвертый) режим системы телеконтроля обеспечивает повышение автономности КА и уменьшает нагрузку наземного комплекса управления. В случае обнаружения неисправности с помощью бортового комплекса управления телеметрическая информация используется на борту КА для принятия решения по управлению, после чего передается в наземный комплекс управления.

Вторая бортовая сеть сбора информации отражает процессы управления, протекающие в системах КА. Эта информация в конечном итоге записывается в ОЗУ бортовой вычислительной сети и может быть передана в наземный комплекс управления как с помощью бортовой информационно-телеметрической системы в структуре телеметрического кадра («программная» телеметрия), так и с помощью выборки из неё в качестве контрольной по обратному каналу командной радиолинии системы управления (т. н. ИОК — информация оперативного контроля). Этот канал существует в командной радиолинии для обеспечения контроля правильности передачи данных и команд из наземного комплекса управления в бортовой.

Таблица 3.3

Виды информации о работе борта КА типа «Янтарь»		
Программная телеметрия	Приборная телеметрия	Информация оперативного контроля
60%	20%	20%

В программной телеметрии выводятся наиболее важные характеристики выполненных режимов и алгоритмов, в том числе и аналоговые. Это позволяет не только констатировать факт выполнения того или иного алгоритма, но и оценить качество его выполнения.

Таким образом, потребителю предлагаются три вида информации о работе борта: программная телеметрия, приборная телеметрия и информация оперативного контроля, обладающие различной семантической информативностью. Например, по КА типа «Янтарь» специалисты отмечают следующее соотношение (табл. 3.3).

Общий объем информации, получаемый в одном сеансе связи с КА типа «Янтарь», составляет несколько мегабит при числе контролируемых параметров около 1000–1200. При этом объем информации оперативного контроля составляет не более нескольких килобит.

Для приборной телеметрии все телеметрируемые параметры принято классифицировать по характеру изменения во времени, поведения во времени и виду тарифовочной характеристики (ТХ), связывающей выходной сигнал датчика с измеряемым параметром.

По характеру изменения во времени все параметры разделяются: на медленноменяющиеся, к которым относятся параметры с верхней границей частотного спектра порядка 25 Гц, и быстроменяющиеся с верхней границей частотного спектра свыше 25 Гц.

По характеру поведения во времени и виду тарифовочной характеристики медленноменяющиеся параметры (ММП) разделяются на функциональные, функционально-диапазонные, диапазонные, температурные, сигнальные. На этапе штатной эксплуатации КА измерениям подвергаются только медленноменяющиеся параметры, т. к. быстроменяющиеся (БМП) представляют интерес в первую очередь на этапе испытаний.

Задача приема телеметрической информации о мед-

ленноменяющихся параметрах решается в основном с помощью наземных приемно-регистрирующих систем типа РТС-9, обладающих информативностью порядка 256–512 кбит/сек. Принятая на РТС-9 телеметрическая информация в реальном масштабе времени должна быть передана потребителю. Эта передача может быть осуществлена двумя способами:

- по широкополосному каналу связи передача полного потока телеметрической информации без предварительной обработки;

- по узкополосному каналу связи передача сокращенного потока телеметрической информации после предварительной обработки.

Основным преимуществом передачи полного потока телеметрической информации является возможность получения на пункте управления КА оригинала бортовой информации. Недостатком передачи такого способа передачи является необходимость привлечения сравнительно дорогих широкополосных каналов связи (телевизионных и спутниковых) и сложная схема передачи данных в Центр системы информационно-телеметрического обеспечения. Поэтому до недавнего времени основным способом являлась передача сокращенного потока телеметрической информации с использованием сравнительно дешевых узкополосных каналов связи. Однако существенным недостатком этого способа передачи является невозможность полного восстановления в Центре системы информационно-телеметрического обеспечения оригинала информации, полученной на наземных приемно-регистрирующих системах, ввиду ограниченной пропускной способности узкополосных каналов связи. При такой передаче телеметрии уделяется особое внимание выбору параметров в группах, и в первую очередь передаются телеизмерения, которые характеризуют работу жизненно важных систем КА, определяющих безопасность полета и надежное выполнение его основных задач.

В настоящий момент в связи с развитием новых информационных технологий появилась возможность реализации модемной связи при передаче информации по узкополосным каналам, что позволило значительно повысить пропускную способность каналов связи (табл. 3.4).

Таблица 3.4

Пропускная способность каналов связи

ТЛФ канал связи	ТВ канал	Модемная связь
600—1200 бит/сек.	$n \cdot 10^6$ бит/сек.	$(10^3—10^4)$ бит/сек.

Вследствие этого на сегодняшний день основным способом передачи данных в Центр системы информационно-телеметрического обеспечения является передача практически полных потоков телеметрической информации с использованием возможностей модемной связи по узкополосным каналам связи.

Следующей задачей является обработка полученного объема информации в Центре системы информационно-телеметрического обеспечения. Первоначально ввиду ограниченных возможностей вычислительной техники, установленной в Центре, а также невозможности в большинстве случаев получения полных потоков обработка телеметрической информации осуществлялась по так называемым *вариантам обработки*, представляющим собой целенаправленную совокупность алгоритмов обработки упорядоченной выборки ограниченного числа телеметрируемых параметров. Различают следующие варианты обработки:

- 1) дежурный вариант;
- 2) вариант обработки программной телеметрической информации;
- 3) плановые варианты;
- 4) дополнительные варианты обработки в случае неисправностей, динамических операций, нештатных ситуаций (НШС) и др.

При этом дежурный вариант выдает обобщенную информацию о состоянии основных бортовых систем и КА в целом. Вариант обработки программной телеметрической информации отображает картину функционирования КА, плановые варианты позволяют осуществить детальный контроль состояния отдельных бортовых систем, а дополнительные варианты являются средством потребителя для получения дополнительной информации из общего объема телеметрической информации. В зависимости от производительности системы обработки количество вариантов может быть различным. Например, по

одному и тому же объекту контроля КА типа «Янтарь» количество вариантов обработки для разных систем обработки составляло от 12 до 25. На практике потребитель телеметрической информации — группа анализа пункта управления КА — использовал в основном всего три варианта обработки: дежурный вариант, вариант обработки программной телеметрической информации и один из плановых вариантов.

В настоящее время в связи с возможностью получения полных потоков телеметрической информации в группе анализа пункта управления КА повариантная обработка претерпевает существенные изменения. Специалисту-анализатору предлагается практически вся информация об объекте, полученная в сеансе приёма. Возможности задания вариантов обработки существенно расширяются и определяются самим анализатором.

Главная задача, решаемая при обработке и анализе телеметрической информации, — в максимально сжатые сроки с момента события на борту КА (идеально — в реальном масштабе времени) выдать на средства отображения пункта управления КА данные о состоянии систем КА и оперативную информацию по выполнению программы работы. Частично задача решается путем простой дешифровки и представления на средствах отображения физических значений отдельных контролируемых параметров. Другая часть задачи требует для своего решения анализа совокупности нескольких измерений, выполнения расчетов по этим измерениям и представления интегральных данных по контролируемой системе КА или процессу. В связи с этим принято различать задачи предварительной, первичной и вторичной обработки, содержание которых приведено в табл. 3.5.

При этом задачи вторичной обработки включают в себя задачи анализа. Однако на практике решение задач предварительной и первичной обработки с одной стороны и вторичной обработки или анализа с другой стороны происходит в различных структурных подразделениях наземного комплекса управления (Центр системы информационно-телеметрического обеспечения и группа анализа пункта управления КА), в силу чего возникает ряд проблемных ситуаций. Например, недостоверная по критериям первичной обработки информация может вооб-

Таблица 3.5

Задачи предварительной, первичной и вторичной обработки ТМИ

Вид задач обработки телеметрической информации	Содержание задач
Предварительная обработка. Цель: подготовка исходных данных для решения задач первичной обработки и повышение точности и достоверности результатов телеметрической информации	• автоматическое распознавание режима работы НПРС (НП, ВП, направление воспроизведения) • автоматическая настройка программ и исходных данных по алгоритмам обработки в соответствии с текущим распознанным режимом работы РТС • раскоммутация телеметрируемых параметров второй и третьей ступеней коммутации • отбраковка недостоверных измерений и сглаживание • выделение существенных измерений • привязка существенных и достоверных измерений к московскому времени
Первичная обработка. Цель: предоставление потребителю результатов телеметрической информации в требуемой форме	• преобразование телеметрических кодов, полученных из программы предварительной обработки и блоков приема сокращенных потоков телеметрической информации в физические значения телеметрируемых параметров • присвоение признаков последующего использования обработанного параметра в задачах анализа функционирования служебных систем КА или анализа работы специальной аппаратуры • подготовка обработанных измерений для отображения и документирования
Вторичная обработка. Цель: получение обобщенных характеристик о состоянии бортовых систем КА и его функционировании	• определение параметров состояния и оценка работоспособности бортовых систем • определение обобщенных характеристик систем и объекта в целом • представление и анализ результатов обработки • выработка элементов решения

ще не поступить в группу анализа. Отдельные результаты в создании целостной технологии обработки достигнуты при автоматизации обработки телеметрической информации в ЦУП пилотируемых КА, а также в пунктах управления КА связи и навигации. В первом случае это объясняется важностью решаемых задач и наличием соответствующего технического (в первую очередь высокопроизводительных ЭВМ) и программно-математического обеспечения, а во втором — относительной простотой объектов контроля и, следовательно, малыми объемами

телеметрической информации, получаемыми в сеансах связи.

3.3.4. Частотно-временное обеспечение. Частотно-временное обеспечение управления КА — совокупность научно-методических и организационно-технических мероприятий, обеспечивающих получение и представление потребителям частотно-временной информации (ЧВИ) с требуемым качеством.

Качество частотно-временного обеспечения может быть оценено показателями точности, достоверности, оперативности и надежности данного вида обеспечения в целом.

Частотно-временное обеспечение управления КА включает решение следующих задач:

- достижение единства измерений временных интервалов и частот электромагнитных сигналов;
- привязку к единому времени полученных результатов измерений и других данных;
- согласование во времени работы различных космических систем и входящих в их состав элементов.

Для иллюстрации важности частотно-временного обеспечения при управлении КА различного назначения приведем простой пример: при скорости движения КА 8 км/сек только погрешность привязки по времени в 0,1 сек. приведет к погрешности в определении местоположения КА на орбите равной 800 метрам. Поэтому на практике допустимый интервал погрешностей привязки шкал времени составляет единицы и доли миллисекунд. Основой решения этих задач является наличие в космической системе в целом и на каждом её элементе в отдельности единых единичного интервала и счисления времени, т. е. единой шкалы времени (ШВ).

Шкалой времени называется непрерывная последовательность единичных интервалов времени определенной длительности, отсчитанных от некоторого начального момента. Шкала времени позволяет осуществлять единые измерение и счисление времени.

Измерение времени — это определение при помощи технических средств отношения длительности измеряемого интервала времени к интервалу, принятому за единицу.

Под счислением времени понимают установление численного значения момента свершения некоторого события. Например, установление того факта, что запуск КА осуществлен 14 мая 1998 г. в 12 часов московского времени, есть счисление времени.

Для обеспечения однородности оценок интервалов и моментов времени их выражают в одних и тех же единицах, например, секундах. Во всех развитых странах мира имеются собственные национальные шкалы времени. Международные шкалы времени формируются на основе сличения национальных шкал, обладающих наилучшими характеристиками, и хранятся в Международном бюро времени в Париже. В настоящее время в различных областях науки и техники используются две группы шкалы времени — астрономические и атомные.

Астрономические шкалы формируются путем наблюдения за вращением Земли вокруг своей оси — шкалы звездного и солнечного времени, или за движением Земли вокруг Солнца — шкала эфемеридного времени. Среди астрономических шкал наибольшее распространение получили шкалы солнечного времени, в которых размер секунды определен как $1/(24 \cdot 60 \cdot 60) = 1/86400$ часть солнечных суток, а за начальный момент принято начало определенных солнечных суток.

Различают истинные и средние солнечные сутки. Истинные солнечные сутки — интервал времени между двумя последовательными верхними (или нижними) кульминациями (самое верхнее (нижнее) относительно горизонта положение небесного тела) центра видимого диска Солнца, отсчитанный на одном и том же географическом меридиане. Продолжительность истинных солнечных суток существенно меняется, в течение года это изменение достигает 50 с. Средние солнечные сутки представляют собой усредненные за год истинные солнечные сутки и поэтому значительно превосходят последние по стабильности. В зависимости от того, по какой из этих двух разновидностей солнечных суток определяется секунда, различают шкалы истинного и среднего солнечного времени.

Первая из этих шкал, несмотря на возможность ее непосредственного определения из астрономических

наблюдений, на практике используется главным образом для вычисления среднего солнечного времени.

Среднее солнечное время является местным временем. Пользование таким временем в быту невозможно, поскольку оно различно на каждом географическом меридиане. Поэтому для бытовых нужд введено поясное время. Для этого поверхность Земли условно разделена меридианами через каждые 15° на 24 часовых пояса. Посреди каждого часового пояса проходит основной меридиан, среднее солнечное время которого и считается неизменным в данном поясе, т. е. поясным временем. В качестве нулевого часового меридиана принят Гринвичский меридиан, вследствие чего время любого часового пояса отличается от времени Гринвичского меридиана на целое число часов. На территории некоторых стран действует декретное время — поясное время, увеличенное (уменьшенное) на один час, при этом границы часовых поясов могут корректироваться с учетом административного деления.

Стремление иметь единую шкалу времени в международном масштабе привело к созданию в 1928 г. шкалы всемирного *UT* (*Universal Time*). В 1956 г. были введены три модификации этой шкалы — *UT0*, *UT1*, *UT2*, различающиеся степенью равномерности единицы времени.

Шкала *UT0* — это шкала всемирного времени, в которой длительность секунды равна средней солнечной секунде, а начало отсчета времени в течение суток ведется от средней полночи на Гринвичском меридиане. Время в шкале *UT0* определяется как $UT0 = t_A + \Delta t_A$, где t_A — местное среднее солнечное время пункта *A*; Δt_A — восточная долгота пункта, выраженная в часовой мере.

Шкала *UT0* определяется с учетом поправки из астрономических наблюдений, точность которых принципиально ограничена следующими факторами:

- 1) качанием полюсов Земли вследствие влияния Солнца и Луны относительно своей оси в пределах окружности радиусом около восьми метров, что приводит к колебаниям в продолжительности суток до 30,0 мс;

- 2) сезонным изменением скорости вращения Земли вследствие влияния приливов и атмосферы, что вызывает изменение длительности суток на значения до (1,5...2,3) мс.

Значения неравномерностей шкалы $UT0$, обусловленные этими факторами и ограничивающие ее применение, вычисляются в виде поправок. Поправки позволяют сформировать две более равномерные ШВ — $UT1$ и $UT2$, время в которых определяется следующим образом:

$$UT1 = UT0 + \Delta t_1; UT2 = UT0 + \Delta t_1 + Dt_2,$$

где Δt_1 и Δt_2 — поправки, учитывающие соответственно качание полюсов и неравномерность скорости вращения Земли.

Шкалы времени UT используются при построении календаря, в астрономии, навигации и других случаях, когда необходимо располагать информацией об ориентации Земли в пространстве по отношению к внеземным объектам.

Среди шкал времени, основанных на наблюдениях за вращением Земли, шкала $UT2$ является наиболее совершенной, поскольку она практически полностью реализует все эталонные свойства этого вращения. Но шкала $UT2$ в принципе не может учесть нерегулярные непредсказуемые изменения скорости вращения Земли, в результате чего неравномерность шкалы с течением времени возрастает. Например, за последние две тысячи лет продолжительность суток в шкале $UT2$ увеличивается на 0,0023с в столетие. При современных требованиях такая стабильность является недостаточной.

В 1956 г. было принято решение использовать в качестве эталона секунды не среднесолнечную секунду, которая не обладает достаточной стабильностью, а неизменную эфемеридную секунду. Длительность эфемеридной секунды была выбрана равной длительности среднесолнечной секунды 1899 г. Это объясняется тем, что в 1899 г. разность между среднесолнечным и эфемеридным временем была равной нулю, т. е. рассчитанные эфемериды наиболее близко совпадали с наблюдаемыми положениями небесных тел. На основе эфемеридной секунды была сформирована эфемеридная шкала времени ET (*Ethemirid Time*), за начало отсчета которой выбрана полночь 31 декабря 1899 г.

Благодаря своей равномерности эфемеридное время удобно использовать в теоретических расчетах как неза-

висимую переменную в дифференциальных уравнениях движения небесных тел. Эфемеридное время применяется в астрономии и космической навигации. Оно определяется как $ET = UT1 + \Delta t_3$, где Δt_3 — поправка, вычисляемая по большому числу наблюдений Луны. Из-за сложности вычисления Δt_3 определяют лишь прошедшее эфемеридное время. Текущее эфемеридное время получить невозможно. Другим недостатком шкалы ET является то, что в ней сохраняются быстрые случайные отклонения всемирного времени. Они ограничивают точность измерения сравнительно кратковременных интервалов времени в шкале ET значениями порядка нескольких миллисекунд.

При формировании астрономических шкал времени широко используются часы, осуществляющие хранение времени в интервалах между его астрономическими определениями. По мере развития науки и техники совершенствовались и часы. В 50-х годах прошлого столетия были изобретены квантовые генераторы. Построенные на их основе квантовые меры частоты, обладающие в настоящее время наивысшей стабильностью частоты генерируемых колебаний, позволили создать принципиально новые часы — атомные часы.

Создание атомных часов, погрешность воспроизведения единицы времени у которых значительно меньше погрешности астрономических определений времени, обеспечило переход к новому эталону секунды — атомной секунде. Такое решение было принято в 1967 г. на XIII Генеральной конференции по мерам и весам. Атомная секунда определяется как интервал времени, в течение которого совершается 9 192 631 770 колебаний, соответствующих резонансной частоте перехода между двумя уровнями основного состояния атома цезия $Cs - 133$ при отсутствии внешних воздействий.

На основе атомной секунды сформирована шкала равномерного атомного времени TA (*Time Atomic*). Международная шкала TA — это шкала времени, в которой длительность секунды равна атомной секунде, а начальный момент установлен указанием, что по шкале $UT2$ момент времени 12 часов 00 мин. 00 сек. 1 января 1958 г. соответствует началу отсчета шкалы TA .

Атомная секунда обладает следующими достоинствами: — сравнительная простота получения секунды в любом

месте и в любое время независимо от астрономических наблюдений;

— точность воспроизведения является наивысшей на современном этапе развития науки и техники.

Недостатком шкалы *ТА* является то, что она постепенно расходится со всеми астрономическими шкалами, что делает невозможным ее использование в космической навигации или в качестве шкалы всемирного времени. Поэтому практическое использование ограничивается лишь применением ее равномерной секунды.

В силу этого потребности науки и техники привели к необходимости создания комбинированных шкал времени, которые с одной стороны обеспечивали бы высокую кратковременную стабильность секунды, присущей шкале *ТА*, а с другой обладали бы долговременной стабильностью астрономических шкал. Такой шкалой стала шкала координированного времени, формируемая таким образом, что её разность с международной шкалой равномерного атомного времени *ТА* составляет целое число секунд, а со шкалой всемирного времени *UT1* не превышает $\pm 0,9$ сек. С 1 января 1972 г. эта шкала, получившая обозначение *UTC* (*Universal Time Coordinated*), заменила шкалу *UT2* и стала шкалой всемирного времени.

В настоящее время шкала *UTC* является самой широко используемой в мире. В системе этой шкалы ведутся все передачи эталонных сигналов времени и частоты по радио- и телевизионным каналам. Кроме того, для потребителей времени *UT1* ряд радиостанций передает информацию о разности между шкалами *UTC* и *UT1*. Следует отметить, что многие страны имеют свои собственные шкалы времени, привязанные ко всемирной шкале. В настоящее время в нашей стране используются все приведенные шкалы времени с добавлением индекса (*RU*). При этом в шкале *ТА* (*RU*) за начало отсчета принято 12 ч. 00 мин. 1 января 1956 г. по шкале *UT2*, а в шкале *UTC* (*RU*) длительность секунды равна атомной секунде, а положение секундных меток согласовано с международной шкалой *UTC* с погрешностью, не превышающей $\pm 0,1$ мс.

Таким образом, всякая единица времени относительна и определяется неким эталонным движением — вращением Земли вокруг Солнца или собственной оси, а также переходами между энергетическими уровнями атома це-

зия. Поэтому качество любой шкалы времени можно определить путем ее сравнения со шкалой, принятой за эталонную. При этом, если единичные интервалы и начальные моменты времени эталонной и используемой (рабочей) шкал совпадают с требуемой точностью, то такие шкалы времени называются *синхронными*. Если же шкалы имеют известное соотношение единичных интервалов и известную разность начальных моментов, то такие шкалы времени называют *привязанными*.

Для обеспечения единства частотно-временных измерений необходимо не только наличие эталонной шкалы, но и системы передачи единицы и моментов времени от эталонной к образцовым, а затем к рабочим шкалам времени, которыми пользуются обычные потребители частотно-временной информации. При этом рабочие шкалы должны иметь удовлетворяющие потребителей погрешности размеров единиц и моментов времени.

В общем случае эталонная и рабочая, т. е. синхронизирующая и синхронизируемая шкалы, имеют некоторое соотношение единичных интервалов и разность начальных моментов. Для того, чтобы эти шкалы стали синхронными, необходимо в синхронизируемой шкале времени провести коррекцию единичного интервала и начального момента. Поскольку шкалы времени хранятся при помощи часов, т. е. мер частоты и времени, то синхронизация шкал сводится к синхронизации соответствующих мер частоты и времени.

Под *синхронизацией мер частоты* понимают приведение с требуемой точностью периода синхронизируемых к периоду синхронизирующих колебаний. *Синхронизация мер времени* заключается в привязке с требуемой точностью моментов времени синхронизируемой к моментам времени синхронизирующей мер времени. Сведение периодов колебаний осуществляется коррекцией частоты, а привязка моментов времени — коррекцией фазы колебаний синхронизируемой меры.

Таким образом, *синхронизация* шкал времени — это процесс определения и сведения к требуемому минимуму расхождения между частотами и фазами колебаний соответствующих им мер частоты и времени. Исторически первым способом синхронизации шкал времени был способ перевозимых часов, используемый и в наше время.

Однако на практике массовое применение находит синхронизация шкал с помощью различных РТС, работающих в диапазонах СДВ, ДВ, КВ и УКВ.

Единство измерений времени является необходимым условием функционирования сложных технических комплексов, космических, навигационных и геодезических систем, систем передачи информации, управления воздушным движением и др. Без соответствующего частотно-временного обеспечения невозможно решение ряда важных научных и инженерных задач. Поэтому число потребителей частотно-временной информации очень велико. Они получают частотно-временную информацию с помощью системы единого времени (СЕВ).

СЕВ — это совокупность функционально связанных и разнесенных в пространстве часов, средств синхронизации, органов управления и контроля, при помощи которых достигается синхронность шкал времени часов, входящих в систему. Существующая система единого времени предназначена для обеспечения потребителей единым временем и эталонными частотами в шкале координированного времени *UTC*.

В общем случае к СЕВ предъявляются следующие основные требования:

1. Система должна иметь глобальную зону действия, охватывающую не только поверхность Земли, но и ближний и средний космос.

2. Система должна создавать и непрерывно поддерживать в зоне действия единое частотно-временное поле, обеспечивающее потребителей эталонными сигналами времени и частоты (ЭСВЧ).

3. Система кроме передачи эталонных сигналов времени и частоты в шкале *UTC* должна снабжать потребителей информацией о всемирном времени *UT1*, об эфемеридном времени *ET* и параметрах вращения Земли.

4. В зависимости от требований потребителей система должна обеспечивать погрешности эталонных частот в пределах от 10^{-6} до 10^{-14} , а погрешности эталонных сигналов времени в пределах от одной секунды до нескольких наносекунд.

5. Система должна допускать неограниченное увеличение числа потребителей частотно-временной информации.

Существующая система единого времени начала формироваться в 70-х годах прошлого века. В настоящее время она состоит из следующих основных функциональных элементов:

- подсистемы астрономического определения времени (ПАОВ);

- эталонной базы;

- подсистемы контроля и управления;

- подсистемы передающих пунктов (ПРДП);

- подсистемы приемных пунктов (ПРП).

Подсистема астрономического определения времени включает в свой состав пункты астрономических наблюдений, центры сбора и обработки данных. Подсистема обеспечивает определение всемирного времени *UT1*, эфемеридного времени *ET* и параметров вращения Земли (ПВЗ). Потребители получают эту информацию из бюллетеней, регулярно издаваемых Главным метрологическим центром. В будущем передача указанной информации может осуществляться через навигационные КА.

Основу эталонной базы СЕВ составляет Государственный эталон времени и частоты (ГЭВЧ), размещенный во Всероссийском научно-исследовательском институте физико-технических и радиотехнических измерений (ВНИИФТРИ), Государственный эталон времени и частоты является первичным эталоном и предназначен для формирования и хранения национальных шкал равномерного атомного *TA* и координированного времени *UTC*. Он представляет собой групповой эталон, что обеспечивает ему высокие метрологические характеристики и надежность хранения шкал времени. Например, погрешность воспроизведения действительного значения частоты не превышает за месяц $(1...2) \cdot 10^{-14}$.

Кроме Государственного эталона времени и частоты в эталонную базу системы входят эталоны подсистем контроля и управления и передающих пунктов.

Подсистему контроля и управления образуют центр управления системой (ЦУС), контрольные пункты (КП) и навигационно-временной комплекс (НВК) спутниковой радионавигационной системы (СРНС) ГЛОНАСС, объединенные средствами сбора и обмена информацией.

Ведущую роль в подсистеме играет центр управления,

решающий автономно или во взаимодействии с контрольными пунктами и навигационно-временным комплексом следующие задачи:

оперативный контроль за графиками и технологией работы передающих пунктов;

метрологическое обеспечение системы, включающее контроль за характеристиками передаваемых эталонных сигналов времени и частоты, аттестацию отдельных элементов системы, калибровку радиотрасс и т. д.;

синхронизацию бортовых мер времени и частоты навигационных КА;

планирование и координацию применения средств системы;

проведение испытаний новой техники.

Подсистема передающих пунктов имеет в своем составе средства передачи СДВ-, ДВ-, КВ-диапазонов, а также сеть навигационных КА и телевизионных (ТВ) станций, включая телевизионный технический центр (ТТЦ) Останкино. Расположенные на огромной территории наземные передающие пункты подсистемы осуществляют передачу эталонных сигналов времени и частоты в шкале и UTC по известным потребителю графикам и режимам работы. Как правило, все передающие пункты используются комплексно, т. е. передают в совмещенном режиме основную, например, навигационную, и частотно-временную информацию.

Подсистема приемных пунктов состоит из стационарных и подвижных пунктов различного класса. Приемные пункты высших классов имеют улучшенные метрологические характеристики и оснащены средствами, способными принимать сигналы от всех видов передающих пунктов.

Приемные пункты осуществляют автономное формирование и непрерывное хранение образцовых шкал времени и их синхронизацию по принимаемым эталонным сигналам времени и частоты со шкалой Государственного эталона. Приемные пункты обеспечивают потребителей метками времени, а также имеют в своем составе аппаратуру, осуществляющую индикацию даты и текущего времени. Потребители получают частотно-временную информацию по кабельным линиям связи, протяженность которых может достигать нескольких десятков километров.

Система единого времени представляет собой сложную иерархическую систему (см. рис. 3.12), состоящую из функционально объединенных элементов. Элементы системы, несмотря на их значительное удаление один от другого, должны функционировать в единой шкале времени. Синхронизация в системе осуществляется следующим образом.

Телевизионный центр Останкино, синхронизированный по кабельной линии с Государственным эталоном времени и частоты, передает эталонные сигналы времени и частоты, с помощью которых обеспечивается синхронизация шкал времени центра управления, навигационно-временного комплекса и некоторых передающих пунктов. Шкалы времени оставшихся передающих пунк-

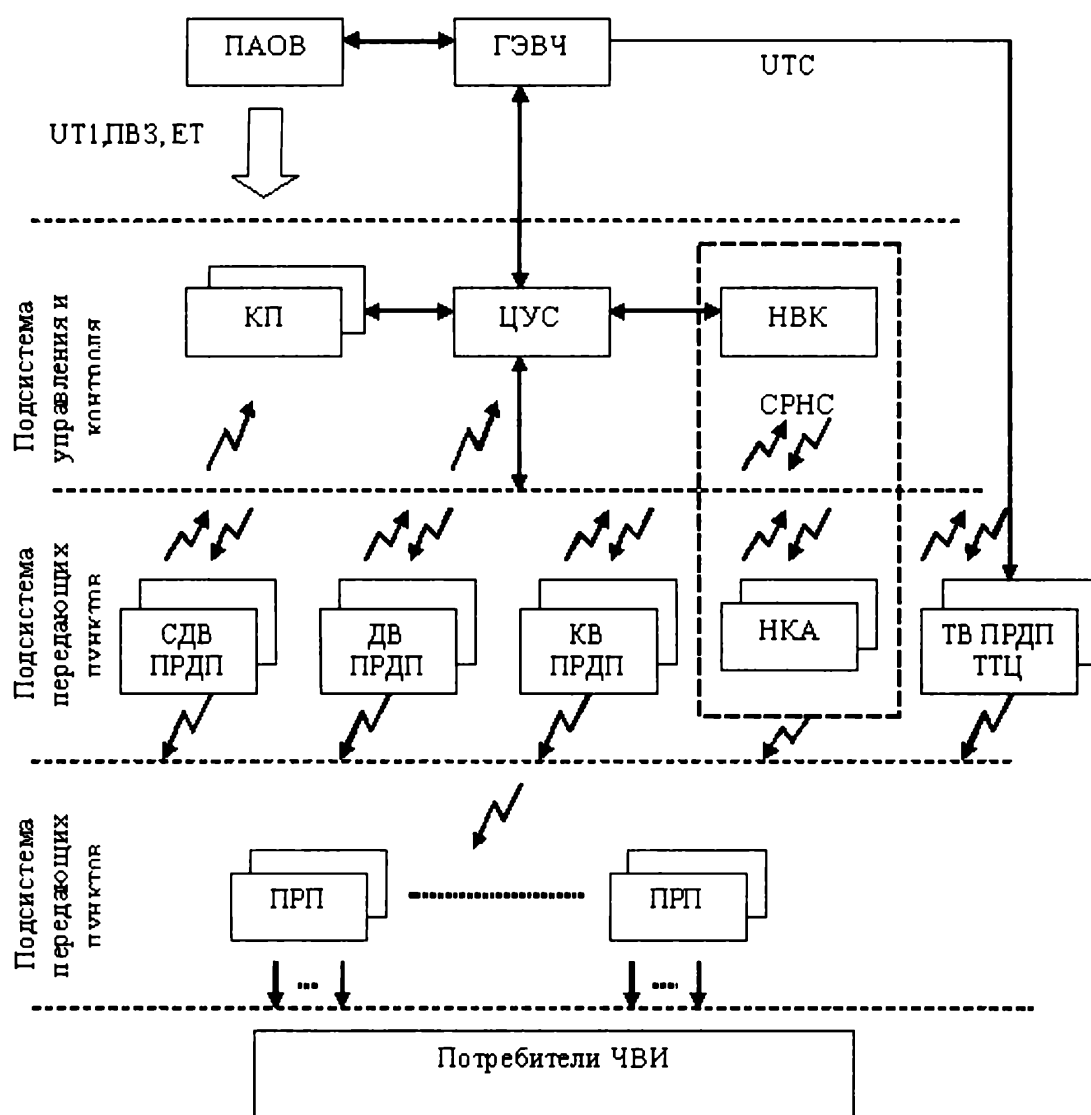


Рис. 3.12. Система единого времени

тов синхронизируются по калиброванным телевизионным, СДВ- и ДВ-каналам. Для синхронизации шкал времени подсистем контроля и управления и передающих пунктов также широко используются перевозимые квантовые часы (ПКЧ) и сигналы, передаваемые навигационными КА. В результате шкала Государственного эталона оказывается синхронизированной со шкалами центра управления, контрольных пунктов и навигационно-временного комплекса с погрешностью (10...50) нс, а со шкалами передающих пунктов — с погрешностью (0,05...1,0) мкс.

Эталоны указанных подсистем имеют достаточно высокие метрологические характеристики, позволяющие довести погрешности синхронизации шкал приемных пунктов по отношению к Государственному эталону времени и частоты до (0,1...1,0) мкс, а погрешности сличения частот до $(1...5) \cdot 10^{-12}$ за сутки.

Обобщенные данные, характеризующие качество функционирования системы единого времени, приведены в табл. 3.6.

Совершенствование системы единого времени идет по пути создания единого, непрерывного, высокоточного частотно-временного поля, охватывающего не только

Таблица 3.6

Обобщенные данные, характеризующие качество функционирования системы единого времени

Средства передачи ЭСВЧ	Дальность действия, км	Погрешности синхронизации ШВ, мкс	Режим работы	Примечание
СДВ ПРДП	12 000...15 000	3...5	По расписанию	Поверхностные ДВ Пространственные ДВ
ДВ ПРДД	1000...1500 3000...5000	2...3 10...40	По расписанию	
КВ ПРДП	Глобальная	200...500	По расписанию	
ТВ ПРДП	В пределах оборудованной зоны	0,05...0,1	По расписанию	
ЛА ПКЧ	Глобальная В зависимости от средств доставки	0,05...0,1 0,01...0,05	Непрерывно По графику	

всю поверхность Земли, но и ближний и средний космос. В будущем предполагается также объединение систем единого времени и навигационного обеспечения в единую систему координатно-временного обеспечения страны. При этом все перспективы развития системы единого времени в основном связываются с более широким использованием спутниковых систем. Типичным примером такой системы являются СРНС ГЛОНАСС и NAVSTAR.

3.4. Контур управления космическими аппаратами

Для реализации технологии управления создается контур управления, включающий в себя средства как наземного, так и бортового комплексов управления. Общая структура контура управления КА приведена на рис. 3.13.

В качестве объекта управления выступает КА в целом и его составляющие, субъектом управления является пункт управления КА.

Организационно пункт управления КА состоит из руководства пункта, или руководящей группы; группы управления и планирования; группы анализа функционирования и технического состояния бортовой аппаратуры КА; группы анализа движения центра масс КА, которую часто называют группой навигационно-баллистического обеспечения. Пункт управления имеет возможность управлять КА посредством системы командно-программного обеспечения и контролировать достижение целей управления с помощью систем информационно-телеметрического и навигационно-баллистического обеспечения. В процессе управления специалисты пункта управления КА руководствуются моделью объекта управления в виде эксплуатационно-технической и руководящей документации (ЭТД и РД), а также в ряде случаев и имитационной моделью.

3.4.1. Назначение пунктов управления КА. В контуре управления реализуется процесс управления, в ходе которого пункт управления КА решает следующие основные задачи:

- определение программы, целей и задач управления;
- сбор информации о состоянии бортовых систем КА и внешней среды;

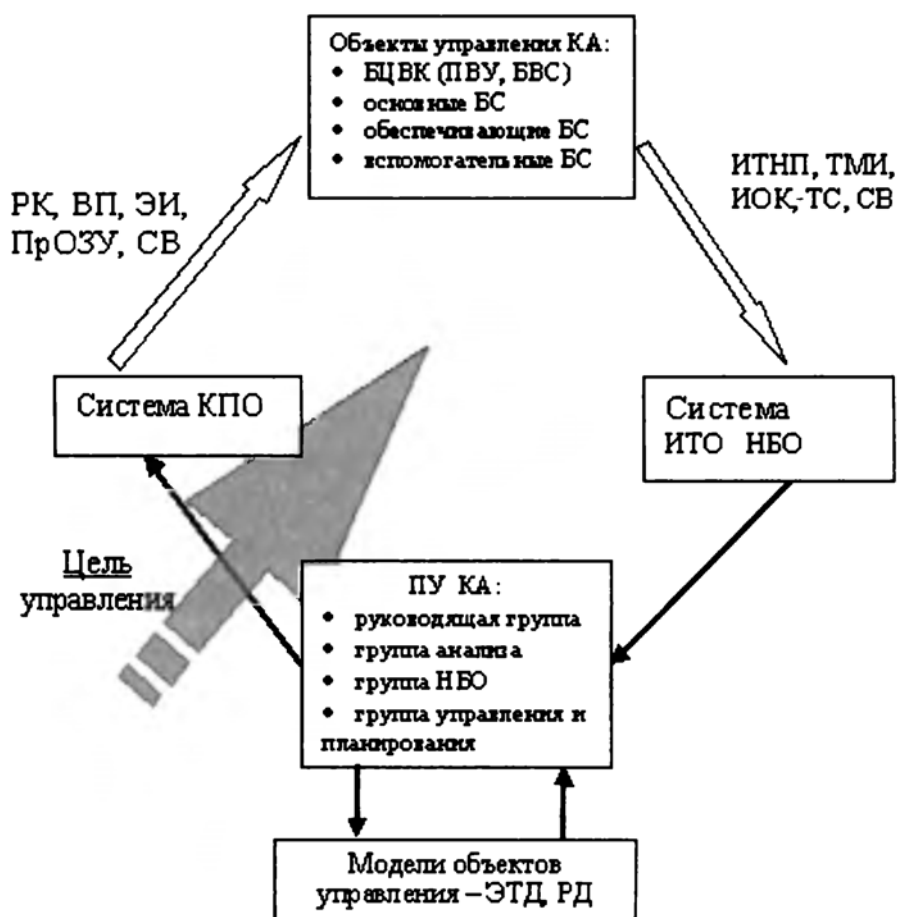


Рис. 3.13. Общая структура контура управления КА

- передача информации в базу данных системы;
- накопление, обработка и анализ информации для выработки различных вариантов управляющих решений;
- принятие решения по управлению;
- разработка плана выполнения решения;
- подготовка на основе плана команд для подсистем КА и структурных элементов;
- передача команд и фрагментов плана к подсистемам и элементам КА;
- организация работы в подсистемах и элементах КА по выполнению полученных команд, планов;
- контроль за выполнением задач в подсистемах, планов и целей функционирования системы в целом, контроль за техническим состоянием элементов системы;
- определение и локализация состояний аварийных отказов элементов системы;
- исполнение функций аварийной защиты путем перевода системы в допустимое состояние за требуемое

время;

— проведение реконфигурации, ремонта или переключения на резерв элементов системы.

Рассмотрим предназначение отдельных групп пункта управления КА.

Руководящая группа:

- 1) принимает решения по управлению КА в полете;
- 2) организует работу других групп пункта управления;
- 3) взаимодействует с другими организациями.

Группа управления и планирования:

- 1) осуществляет расчет и формирование командно-программной информации;
- 2) организует взаимодействие с другими подсистемами и системами по вопросам формирования, передачи командно-программной информации и расчета необходимых данных;
- 3) осуществляет планирование работ КА (разрабатывает программу требуемого функционирования бортовой аппаратуры КА и требуемого движения центра масс КА).

Группа анализа:

- 1) осуществляет анализ функционирования бортовой аппаратуры с оценкой соответствия действительного функционирования требуемому;
- 2) осуществляет анализ технического состояния бортовой аппаратуры;
- 3) разрабатывает рекомендации по управлению бортовой аппаратурой для руководящей группы;
- 4) подготавливает исходные данные для группы управления и планирования, необходимые для формирования командно-программной информации;
- 5) корректирует модель функционирования и технического состояния бортовой аппаратуры.

Группа навигационно-баллистического обеспечения:

- 1) осуществляет анализ движения центра масс КА с оценкой степени соответствия действительного движения КА требуемому;
- 2) производит необходимые баллистические расчеты;
- 3) разрабатывает рекомендации по управлению движением центра масс КА для руководящей группы;

4) подготавливает необходимые исходные данные и выдает их в группу управления и планирования для формирования командно-программной информации и в руководящую группу для принятия решения.

Следует отметить, что для большинства КА задачи навигационно-баллистического обеспечения решаются в отдельном структурном подразделении – Центре системы навигационно-баллистического обеспечения.

3.4.2. Функционирование пункта управления. Рассмотрим функционирование пункта управления КА и его взаимодействие со средствами НАКУ. Программа полета КА на сутки составляется на основе заявок потребителей специальной информации и оформляется в виде временной диаграммы полета (ВДП), представляемой, как правило, в виде таблицы следующего вида (табл. 3.7):

Во временной диаграмме полета цель функционирования КА на планируемый период времени отображается в последовательность режимов работы КА в целом и его специальной аппаратуры. Каждый из режимов реализуется определенной последовательностью алгоритмов, управляющих функционированием элементов бортовой аппаратуры КА. При этом структура алгоритмов определяется последовательностью операций, управляющих процессами, происходящими в конкретных устройствах (приборах) КА. Вся информация о структуре режимов, алгоритмов и операций, а также базовые значения их основных параметров составляет специальное программное обеспечение и содержится в памяти БЦВК. В случае необходимости их изменения из наземного в бортовой комплекс управления в сеансах связи с КА закладываются

Таблица 3.7

Программа полета КА на сутки

Время (час., мин., сек)	Режимы (алгоритмы) работы	Режим работы спец- аппаратуры	Алгоритм перекладки солнечных батарей	Характеристики планируемых задач
16:48:15	Вкл.А15		ППСБ (Сх3)	Сх.3 1Т = 0.00 1К = 0.00 2Т = 0.00 2К = 31.00
16:51:10		...		...
16:55:10		Вкл.Р8		1; 1; 13; 0; 0; 2; 9; 0

так называемые Программы ОЗУ (ПрОЗУ), содержащие либо новые алгоритмы и операции, либо новые значения базовых параметров. Управление КА в соответствии с временной диаграммой полёта предполагает передачу на борт номеров режимов и алгоритмов работы бортовых систем КА, исходных данных для них, а в случае необходимости и закладки ПрОЗУ.

Каждый из пунктов управления КА составляет свою заявку на задействование средств НАКУ в соответствии с Программой полета КА и его технологическим циклом управления. Все заявки поступают в отдел координации и планирования средств НАКУ, который в свою очередь составляет «Суточный план работы средств НАКУ». В этом сводном плане указываются КА, номера витков, необходимые баллистические данные (время прохождения экватора, начало и конец зон радиовидимости), номера отдельных командно-измерительных комплексов и средства, привлекаемые для сеансов управления, с указанием режимов работы. Пример «Суточного плана» приведен в таблице 3.8.

Выписки из «Суточного плана» поступают на отдельные командно-измерительные комплексы и являются основным оперативным документом, определяющим функционирование его средств. В соответствии с ним средства НАКУ поступают в оперативное распоряжение соответствующего пункта управления КА и вместе с ним образуют наземный комплекс управления КА. При этом устанавливается технологическая связь, проводятся тестовые проверки, сверяется программа работ и т. д. После

Таблица 3.8

Фрагмент суточного плана работы средств НАКУ

Номер КА	Номер витка	Время экватора	Номер ОКИК	Время ЗРВ	Средства ОКИК с указанием режимов работы
095	5839	12:15:38	12	12:35:18 - 12:42:59	70, 63(117), 60, 52, 78, 59
			13	12:42:10 - 12:48:03	60, 52, 78, 59
003	0015	14:45:12	14	15:05:25 - 15:12:53	
...	...	...	..	...	...

выполнения сеанса управления средства НАКУ могут быть задействованы для управления другим объектом и входить в состав уже другого наземного комплекса управления.

В ходе сеанса управления пункт управления КА контролирует выполнение программы работ: вхождение в связь, выдачу разовых команд, получение информации оперативного контроля и квитанций о прохождении команд, закладку временных и рабочих программ, сверку времени, съем телеметрической информации, получение измерений текущих навигационных параметров и других запланированных операций.

По окончании сеанса пункт управления КА проводит анализ выполнения программы работ. При этом в первую очередь анализируется правильность выдачи управляющих воздействий, а затем осуществляется контроль функционирования КА, анализ состояния его бортовых систем и анализ движения его центра масс.

Контроль функционирования КА (контроль выполнения запланированной программы работ) является контролем выполнения временной диаграммы полёта как последовательности запланированных событий. Он осуществляется путем сравнения с временной диаграммой полёта результатов обработки контрольной информации, поступающей с борта КА. При этом КА используется контрольная информация двух видов: информация оперативного контроля, поступающая в ходе сеансов управления по обратному каналу КИС, и программная телеметрия, поступающая по телеметрическим каналам связи. При этом информация оперативного контроля содержит информацию в основном о режимах работы КА. Пример результата обработки информации оперативного контроля приведен в таблице 3.9.

Результатом контроля являются заключения вида: «Ре-

Таблица 3.9

Пример результата обработки информации оперативного контроля

Параметр	Значение	Параметр	Значение
Р8 вкл.	08:42:01	К марш.	05
Р8 выкл.	09:08:15		

жим Р5 выполнен в соответствии с ВДП», «Алгоритм А43 выполнен с задержкой 25 сек.», «Перекладка солнечных батарей в схему 3 проведена успешно» и т. д.

При проведении сеансов телеметрического контроля экспресс-анализ и оперативный анализ работы аппаратуры КА проводятся непосредственно в темпе приема телеметрии, выдаваемой на средства визуального отображения на пункте управления КА. При этом исходными данными для экспресс-анализа является так называемое «слово состояния», представляющее собой набор из 16-20 наиболее важных и обобщающих параметров КА, характеризующих работу его ключевых систем, например, «Готовность астровизирного устройства (да, нет)», «Признак наличия Земли (да, нет)» и т. д.

Для проведения оперативного анализа объём выводимой на средства отображения информации увеличивается до нескольких десятков параметров.

Полный же анализ функционирования аппаратуры КА, предполагающий обработку сотен, а в ряде случаев и тысяч параметров, проводится по телеметрической информации, выводимой либо на отображающие устройства, либо на бумажные носители в соответствии с эксплуатационной документацией, например, «Инструкцией по оценке работы бортовых систем в полете».

При обнаружении неисправности в работе бортовой аппаратуры КА по результатам обработки телеметрической информации, донесениям с отдельных командно-измерительных комплексов принимается решение о дальнейшей эксплуатации КА: задействовании дополнительных средств НАКУ, проведении дополнительных сеансов, необходимости вывода КА из эксплуатации на период устранения неисправности.

При анализе движения центра масс КА осуществляется сравнение действительного движения КА с требуемым и проводится расчет времени баллистического существования КА. В результате анализа состояния КА выносятся заключение о выполнении запланированной программы работ, техническом состоянии БС КА и рассчитываются его жизненно важные показатели: запас рабочего тела на борту, запас электроэнергии и время баллистического существования.

Заключения группы анализа состояния КА и группы

навигационно-баллистического обеспечения являются исходными данными для выработки стратегий управления КА: использовать без ограничений по целевому назначению, использовать с ограничениями, перевести в другую категорию, перевести в орбитальный резерв, и разработки конкретных рекомендаций по управлению на последующих витках: провести реконфигурацию, включить или отключить какую-либо бортовую систему, ограничить использование в таких-то режимах, провести маневр с целью коррекции орбиты и других оперативных решений.

3.5. Перспективы развития НАКУ

Существующий в настоящее время наземный автоматизированный комплекс управления не удовлетворяет предъявляемым требованиям и нуждается в серьёзной модернизации. Так, например, требование по глобальности управления для КА дистанционного зондирования Земли выполнено только на уровне 15–20% от необходимого, по оперативности управления превышает допустимый уровень на порядок, точность прогноза движения КА по орбите составляет единицы километров при требуемых десятках и сотнях метров. В силу этого основным направлением развития НАКУ является объединение всех ресурсов наземного автоматизированного комплекса управления Министерства обороны, Роскосмоса и других заинтересованных ведомств в Единый Государственный НАКУ страны на основе внедрения новых технологий управления КА.

3.5.1. Исторический обзор развития НАКУ. Создание НАКУ было обусловлено возникшей необходимостью управления принципиально новым типом управляемого объекта — искусственным спутником Земли. Приведем с незначительными изменениями отрывок из книги одного из непосредственных создателей наземного автоматизированного комплекса управления — Героя Советского Союза, Героя Социалистического Труда И.В. Мещерякова.

«...Первоначально с помощью доработанной ракеты Р-7 планировалось запустить спутник с научной аппарату-

рой общей массой 1200–1400 кг. Для управления полетом и бортовой аппаратурой «объекта Д», как обозначался этот спутник в технической документации, приёма от него телеметрической информации потребовалось создать принципиально новый наземный комплекс измерительных средств, связи и единого времени (так первоначально называли командно-измерительный комплекс — КИК).

Разработка состава, построения и размещения измерительных средств на территории СССР, а также функции головного заказчика по вводу комплекса в эксплуатацию по решению директивных органов были возложены на НИИ Академии артиллерийских наук, который приобрел немалый опыт разработки и ввода измерительных систем на космодроме «Байконур» и полигоне «Капустин Яр». Крупномасштабной научно-исследовательской темой по созданию КИК руководил Ю.А. Мозжорин, заместитель директора института, ныне Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской премии. Основные направления (разделы темы) возглавляли главным образом молодые ученые и специалисты: по траекторным и телеметрическим измерениям — П.А. Агаджанов (ныне лауреат Ленинской премии, член-корреспондент АН СССР), Г.И. Левин, И.В. Мещеряков, по системам связи и единого времени — В.Т. Долгов (ныне лауреат Ленинской премии), Е.В. Яковлев, по баллистическим расчетам — Г.С. Нариманов, П.Е. Эльясберг (оба были удостоены Ленинской премии) и другие высококвалифицированные специалисты. По техническим заданиям, разработанным в рамках указанной темы НИР, были созданы новые или модернизированы существующие радиолокационные, телеметрические, командные станции и система единого времени. К наименованиям таких командно-измерительных средств добавлялся индекс «Д», что означало целевое предназначение: для обеспечения запусков и управления полетом «объекта Д». Например, радиолокационная станция «Бинокль Д», фазовый пеленгатор «Иртыш Д» и т. д. Разработчиками и изготовителями техники для КИК были коллективы НИИ, КБ и заводов, руководимых в то время А.Ф. Богомоловым, А.С. Мнацаканяном, Е.С. Губенко, А.Н. Бегуном, М.А. Брежневым и другими учеными, конструкторами и организаторами науки и производства.

Измерительные пункты (ИП) на территории бывшего СССР были размещены по широте и долготе таким образом, чтобы максимально обеспечить глобальность управления, то есть «перекрыть» как можно большее пространство, в котором намечались полеты ИСЗ. В целях экономии времени и средств капитальных сооружений на пунктах решили пока не возводить. Измерительные станции прямо на заводах монтировали в автомобильных кузовах и прицепах, а аппаратуру связи и единого времени разместили в деревянных технических зданиях барачного типа. Кроме того, запуски первых спутников могли внести свои коррективы в первоначальное размещение командно-измерительных средств. Однако следует отметить, что авторы построения комплекса не ошиблись: вот уже более трех десятилетий измерительные пункты действуют и развиваются в тех самых местах, которые были предусмотрены проектом головного заказчика.

Первым начальником КИК был А.А. Витрук, его заместителями по научной части и измерениям — П.А. Агаджанов, по связи и СЕВ — Г.И. Чигогидзе.

К намеченному сроку командно-измерительный комплекс был введен в строй. Однако первыми были запущены простейшие спутники ПС-1 и ПС-2, а не «объект Д». Поэтому в связи с ограниченностью состава бортовой аппаратуры первых двух спутников в работе с ними применялись лишь пеленгаторные и оптические средства, некоторые измерительные пункты вообще не задействовали. Размещение КИК приведено на рис. 3.14.

Полностью все пункты и технические средства КИК приступили к работе 15 мая 1958 г., когда на околоземную орбиту был выведен третий ИСЗ — тот самый «объект Д», для обеспечения полета которого и был создан командно-измерительный комплекс.

На околоземной орбите стала действовать по существу первая в мире космическая лаборатория. На ее борту были установлены 12 научных приборов, многоканальная телеметрическая система с запоминающей аппаратурой, программно-временное устройство, радиоаппаратура для точного измерения параметров орбиты и другое бортовое оборудование. С помощью этого ИСЗ был получен большой объем сведений о тех параметрах околоземного пространства, знание которых было необходимо для на-

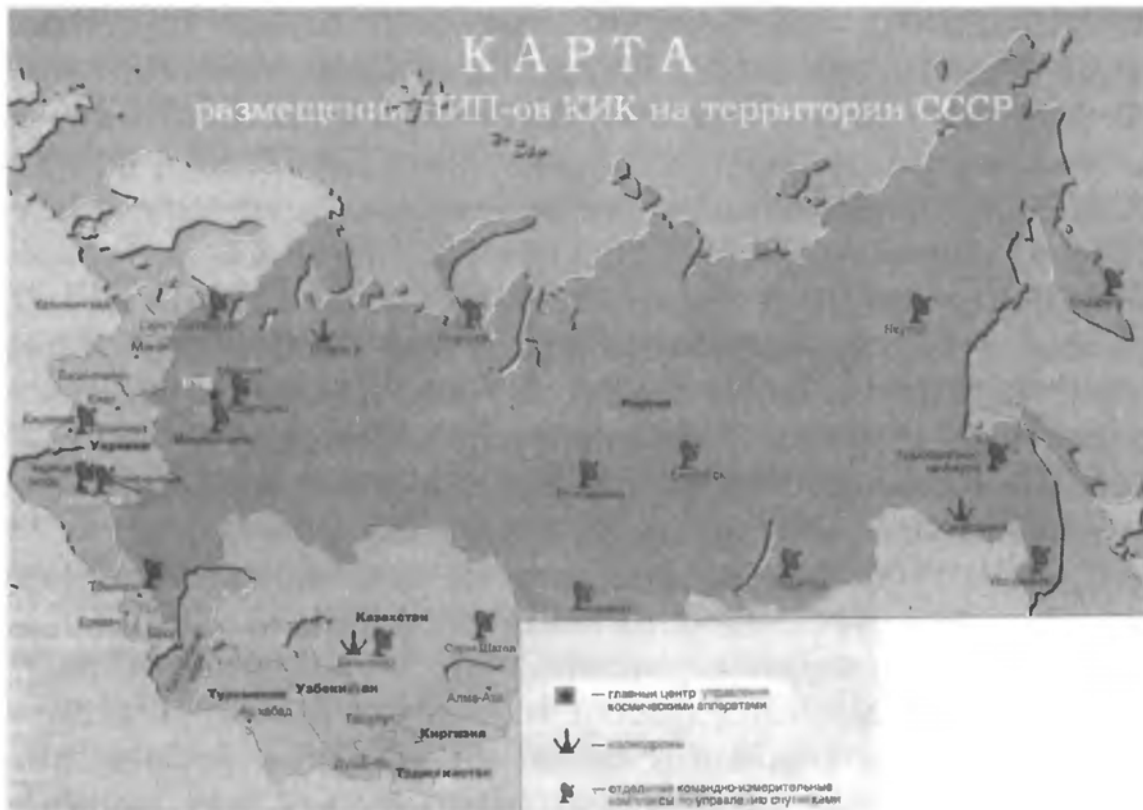


Рис. 3.14. Размещение КИК

учной разработки методов, средств и программ дальнейшего изучения космоса, в том числе и путей совершенствования существующих и создания новых наземных командно-измерительных средств.

Технические средства КИК и электронно-вычислительные машины конца 1950-х годов сами по себе вполне обеспечивали управление первыми спутниками и прием информации от них. Однако наземный комплекс, рассредоточенный практически по всей стране, имел свои «узкие места» в прямом и переносном смысле слова. Это прежде всего ввод измерительной информации в линии связи на наземных пунктах, передача ее с необходимой достоверностью на огромные расстояния в координационно-вычислительный центр и ввод там ее в ЭВМ. На «стыках» измерительных средств, каналов связи и ЭВМ действовали обычные телеграфные аппараты. Для ликвидации этих «узких мест» требовались принципиально новые устройства, с помощью которых сигналы радиолокаторов можно было бы преобразовывать в форму, например, цифровую, наиболее удобную для достоверной передачи по дальним линиям связи, ввода в ЭВМ и машинной обработки.

Необходимые технические требования для создания таких преобразующих устройств были разработаны О.В. Девятковым (ныне лауреатом Ленинской премии) и его коллегами по институту, в котором был создан проект КИК. Для воплощения этих требований в металле предстояло решить немало сложных научных, конструкторских и инженерных задач. С ними блестяще справились разработчики под руководством и при непосредственном участии талантливого конструктора Т.Н. Соколова (впоследствии лауреата Ленинской премии).

Ввод на дальних измерительных пунктах новых полуавтоматических, осредняющих и запоминающих устройств (ПОЗУ) и усовершенствования на московских вычислительных центрах означали создание первой у нас информационной автоматизированной системы огромной дальности действия. Она обеспечивала не только передачу практически в реальном масштабе времени параметров орбит ИСЗ, но и их регистрацию, запоминание, размножение и одновременный ввод в ЭВМ данных с нескольких измерительных станций.

Для обеспечения пилотируемых полетов в состав КИК были введены приемопередающие радиостанции для телефонной и телеграфной связи с космонавтами и приемные телевизионные станции для наблюдения с Земли за внешним видом экипажей и положением дел на борту.

К системе радиосвязи предъявлялись достаточно высокие по тому времени требования, которые успешно были выполнены разработчиками под руководством главного конструктора Ю.С. Быкова (удостоенного впоследствии Ленинской премии). Эти требования — немедленное, без подстройки вхождение в связь космонавтов с Землей, ведение переговоров так, чтобы руки космонавта были свободны для другой работы и чтобы сама аппаратура исправно действовала при перегрузках и в невесомости и обеспечивала при всем этом постоянную хорошую слышимость. Эта система радиосвязи получила наименование «Заря». У С.П. Королева был позывной «Заря-1». 12 апреля 1961 г., находясь на космодроме, он вел переговоры с Юрием Гагариным, совершавшим первый в мире пилотируемый космический полёт. В честь этих переговоров колумбов космоса позывной «Заря» сохраняется за Центром управления и поныне.

Во время полетов Ю.А. Гагарина и Г.С. Титова телевидение использовалось лишь для служебных целей. Прямые репортажи из космоса телезрители увидели в августе 1962 г. с борта кораблей-спутников «Восток-3» и «Восток-4» на которых А.Г. Николаев и П.Р. Попович совершили первый в истории групповой космический полет. 16 марта 1965 г. один из южных пунктов КИК принимал и сделал достоянием миллионов людей на Земле телевизионный репортаж с борта корабля «Восход-2» о первом выходе человека в открытый космос. Этап цветного космовидения начался в июне 1975 г., когда был осуществлен первый международный советско-американский космический полет по программе ЭПАС.

Принципиально новый этап в развитии советского и мирового космовидения начался в марте 1979 г., когда впервые в истории практической космонавтики с пилотируемым комплексом «Салют-6» — «Союз-32» была установлена двусторонняя телевизионная связь. Для этого были использованы штатные и вновь созданные технические средства КИК. Большой вклад в развитие советского космовидения внес коллектив разработчиков, руководимый И.А. Росселевичем (впоследствии ставшим лауреатом Ленинской премии).

Существенное влияние на дальнейшее совершенствование командно-измерительных средств оказала программа исследований околоземного пространства с помощью спутников серии «Космос». Она впечатляла долгосрочностью, обширностью и глубиной исследований, новизной, разнообразием, огромной информативностью бортовой научной аппаратуры спутников и количеством их запусков. Расчеты показали, что КИК не мог обеспечить имевшимися в 1957—1961 г. техническими средствами полеты «Космосов». В те годы комплекс работал одновременно с одним, максимум — двумя космическими аппаратами. А новой программой предусматривалось одновременное активное функционирование более сотни ИСЗ самого различного научного и народнохозяйственного назначения. Их запуски планировалось осуществлять с нескольких космодромов страны — космодромов «Байконур», «Капустин Яр», «Плесецк». Для наземного обеспечения обширной и долгосрочной программы космических исследований требовались принципиально новые команд-

но-измерительные системы, которые смогли бы существенно увеличить пропускную способность КИК, повысить оперативность, точность и дальность измерений, так как пространственный диапазон действия «Космосов» был весьма обширным: высота орбит от 200 до 60 000 км от поверхности Земли, наклонение к плоскости экватора от 0 до 90°.

На смену одиночным радиотехническим станциям первого поколения КИК пришли новые совмещенные командно-программные и траекторные системы. Командно-измерительные системы существенно повысили эксплуатационные возможности наземного комплекса: в несколько раз увеличилось количество каналов приёма информации со спутников, количество и разнообразие команд, подаваемых на борт, возросла точность измерений и оперативность их обработки. Эти системы, созданные под руководством А.С. Мнацакяна и М.И. Борисенко, оказались весьма эффективными и перспективными. Несмотря на то, что они были введены в эксплуатацию в 1962–1970 г., некоторые из них с незначительными доработками служат и поныне.

Составной частью НАКУ являлся Отдельный морской командно-измерительный комплекс (ОМ КИК). Задачей этих судов являлось обеспечение возможности круглосуточного вхождения в связь с КА, то есть требуемой глобальности, непрерывности и устойчивости управления, в связи с тем, что при периоде обращения около полутора часов из 15–16 суточных витков КА не менее шести проходят вне зоны радиовидимости с территории бывшего СССР.

«Морской космический флот» — большой отряд советских экспедиционных судов, морских измерительных и командно-измерительных пунктов (ИПов и КИПов), принимавших непосредственное участие в создании ракетно-ядерного щита СССР, управлении полётом и лётных испытаниях отечественных космических аппаратов, обитаемых (пилотируемых) космических кораблей и орбитальных станций, а также и ряде работ по международным космическим программам.

Первый морской измерительный комплекс был создан в 1959 году по проекту, разработанному в НИИ-4 под руководством Г.А. Тюлина, в составе кораблей ВМФ СССР:

«Сибирь», «Сахалин», «Сучан», «Чукотка». Его основное назначение — контроль точности падения и состояния головных частей советских межконтинентальных баллистических ракет при их испытательных запусках в центральную часть Тихого океана. Официальное его наименование в открытой печати — «Тихоокеанская гидрографическая экспедиция-4» (ТОГЭ-4).

Затем был создан Плавучий телеметрический комплекс (ПТК) в составе специально дооснащенных телеметрической радиоаппаратурой трёх торговых судов Министерства морского флота СССР: «Ворошилов», «Краснодар» и «Долинск» (рис. 3.15).

Экспедиции этих судов, укомплектованные инженерами и техниками НИИ-4 в августе 1960 г. вышли в свои первые рейсы в акваторию Атлантического океана. Их основной задачей являлся контроль работы разгонных блоков советских межпланетных космических станций «Марс» и «Венера» с промежуточной орбиты, а также контроль работы тормозных двигательных установок космических кораблей с целью спуска с орбиты на территорию СССР, телеконтроль состояния космонавтов во

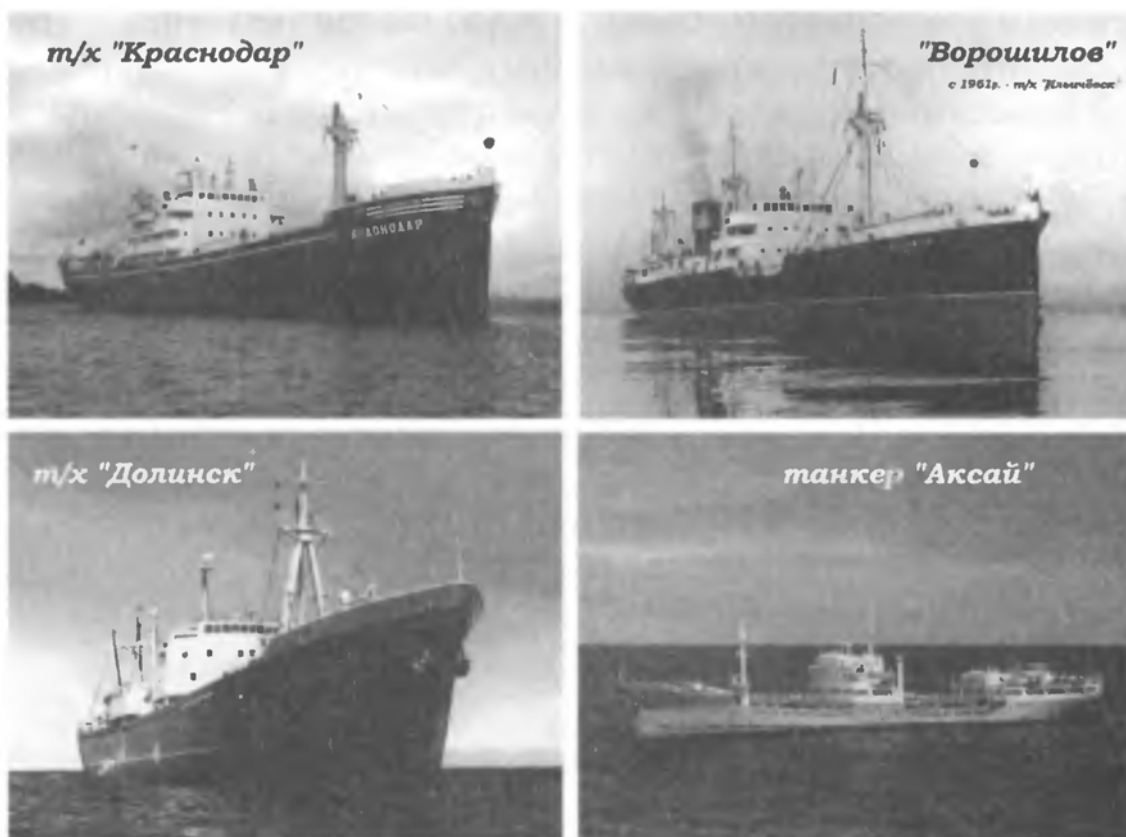


Рис. 3.15. Первые суда ОМ КИК (1960–1961)

12 апреля

1961 год



Рис. 3.16. Размещение судов ОМ КИК в точках работ по обеспечению полета Ю.А. Гагарина

время космического полёта и связи с космонавтами после выхода космического корабля из зон радиовидимости их с наземных КИПов Командно-измерительного комплекса. Эти суда обеспечили приём телеметрической информации при посадке космического корабля «Восток» с первым космонавтом планеты Ю.А. Гагариным (рис. 3.16). К работе по телеметрическому контролю за полётом космического корабля «Восток» над Тихим океаном были привлечены три корабля ТОГЭ-4.

В 1963 году на базе ПТК было оформлено создание Морского командно-измерительного комплекса как составной части единого Командно-измерительного комплекса Министерства обороны СССР. В связи с расширением программы исследований и освоения космического пространства и в частности под отечественную программу полёта человека на Луну были специально построены в 1967 г. хорошо оснащённые четыре телеметрических судна: «Боровичи», «Невель», «Кегостров», «Моржовец» (рис. 3.17) и первый морской командно-измерительный пункт «Космонавт Владимир Комаров» (рис. 3.18).

В 1970–1971 г. в строй космического флота вошли уникальные командно-измерительные суда «Академик Сергей Королёв» (рис. 3.19) и «Космонавт Юрий Гагарин» (рис. 3.20). Они воплотили в себе новейшие достижения отечественной науки и техники и были способны самостоя-



Рис. 3.17. Суда проекта «Селена»



*Рис. 3.18. Первый морской командно-измерительный пункт
«Космонавт Владимир Комаров»*



*Рис. 3.19. Морской командно-измерительный пункт
«Академик Сергей Королев»*



*Рис. 3.20. Морской командно-измерительный пункт
«Космонавт Юрий Гагарин»*

тельно выполнять все задачи, связанные с обеспечением полётов различных космических аппаратов, пилотируемых космических кораблей и орбитальных станций. Располагаясь в акватории Атлантического океана, они позволяли осуществлять контроль и управление космическими кораблями и орбитальными станциями практически на всех шести суточных витках, недоступных наземным КИПам, расположенным на территории СССР.

С 1977 по 1979 г. в состав «Морского космического флота» вошло ещё четыре телеметрических судна, на

бортах которых были начертаны имена героев-космонавтов: «Космонавт Владислав Волков», «Космонавт Георгий Добровольский», «Космонавт Павел Беляев» и «Космонавт Виктор Пацаев». Три морских КИПа были приписаны Черноморскому морскому пароходству СССР в Одессе, все телеметрические суда — Балтийскому морскому пароходству СССР в Ленинграде.

К началу 1979 г. Морской КИК состоял из 11 судов и обеспечивал полёты космических аппаратов различного назначения. К 2004 г. от «Морского космического флота» сохранилось только два судна в г. Калининграде: «Космонавт Георгий Добровольский» и «Космонавт Виктор Пацаев». Последний открыт в качестве музея на плаву у причала Музея мирового океана и периодически используется как стационарный измерительный пункт при работе с МКС. Владелец этих судов — Федеральное космическое агентство. В связи с намерениями списать эти корабли на утилизацию следует обратить внимание на крайнюю целесообразность сохранения их не только как памяти о наших космических делах, а и для использования по прямому назначению. Остальные девять судов «Морского космического флота» досрочно списаны и утилизированы (в т. ч. приватизированные Украиной НИС «Академик Сергей Королёв» и НИС «Космонавт Юрий Гагарин» проданы по цене металлолома в Индию в 1996 г.).

Тихоокеанский плавучий измерительный комплекс совершенствовался по мере развития советской ракетно-космической техники. Вслед за ТОГЭ-4 в 1963 г. появилась ТОГЭ-5. В 1984 г. и 1990 г. флот пополнился корабельными измерительными комплексами «Маршал Неделин» и «Маршал Крылов». В составе Тихоокеанского флота под флагом ВМФ СССР было восемь кораблей-измерителей, шесть из них списаны и утилизированы, один продан на переоборудование. В составе Тихоокеанского флота России продолжает нести службу измерительный пункт «Маршал Крылов».

Приведенные свидетельства очевидцев достаточно наглядно иллюстрируют тот факт, что при решении сложных технических задач, являющихся прорывными в области новых технологий и освоения новых сфер деятельности, важна политическая воля государственного руководства и наличие ресурсного потенциала.

До начала 1990-х г. единым генеральным заказчиком космической техники и средств управления КА являлось Министерство Обороны СССР. Наземные комплексы управления всех КА научного, социально-экономического (НСЭН) и военного назначения создавались в рамках наземного НАКУ Министерства Обороны РФ. Это позволяло применять многопунктную технологию управления КА, при которой расширялась зона радиовидимости КА с территории страны, обеспечивалось надежное выполнение технологического цикла управления (вероятность выполнения сеансов связи была не менее 0,99), появлялась возможность резервирования пунктов и сеансов связи и перераспределения средств при возникновении различных неисправностей как на борту КА, так и в наземном комплексе.

Однако наличие многопунктных наземных комплексов управления, обеспечивающих возможность проведения большого числа сеансов связи с КА в течение суток, в условиях, когда все расходы на эксплуатацию НАКУ несло Министерство Обороны, обусловило отсутствие у разработчиков КА экономических стимулов к качественному совершенствованию технологии управления КА, сокращению числа сеансов измерений и управления и переносу обеспечивающих функций (навигация, диагностика состояния) на борт КА. В результате в течение многих лет технология управления не менялась и была достаточно дорогостоящей.

Кроме того, использование многопунктных технологий с привлечением большого количества наземных средств приводит к большой инерционности в замене средств управления уже существующих КА на технические средства новых поколений. Этот процесс затянулся на длительное время в условиях снижения бюджетных ресурсов на поддержание технической готовности и модернизацию НАКУ.

Центры управления полетом КА также создавались на объектах НАКУ Министерства Обороны. Это объясняется рядом причин:

- 1) наличием в Минобороны достаточного числа квалифицированных операторов-управленцев;
- 2) необходимостью использования дорогостоящей и сложной по тем временам вычислительной техники, при-

меняемой в информационно-вычислительных комплексах для управления КА;

3) единством методов управления и программно-методического обеспечения, предлагаемых главными конструкторами как для КА оборонного назначения, так и для КА научного, социально-экономического назначения, разрабатываемых одной и той же фирмой, что позволяло создавать различные центры с использованием одного информационно-вычислительного комплекса.

Исключением являлся ЦУП-М ЦНИИмаш, обеспечивающий управление уникальными пилотируемыми комплексами, в том числе используемым по международным космическим программам. Сложные задачи управления КА пилотируемой программы, связанные с привлечением большого числа разработчиков пилотируемых орбитальных станций и космических кораблей, постановщиков научных экспериментов, доступом в ЦУП-М иностранных специалистов, не могли быть решены оптимальным способом на объектах Минобороны РФ с использованием привлекаемых стандартных средств автоматизации.

Все управляемые КА после окончания летных испытаний и принятия их в эксплуатацию передавались в ГИЦИУ КС Минобороны РФ, который нес за их эксплуатацию полную ответственность. В их числе КА системы ГЛОНАСС, являющейся одной из наиболее сложных информационных систем. Некоторые КА, например, пилотируемые космические комплексы, КА дальнего космоса, из-за их уникальности в штатную эксплуатацию не передавались.

В 1990-е г. начал действовать ряд факторов, приведших к изменению обстановки по созданию новых КС и управлению ими на различных этапах функционирования:

1. Образовано Российское космическое агентство (впоследствии Российское авиационно-космическое агентство — Росавиакосмос, а с 2004 г. — Федеральное космическое агентство (ФКА)), ставшее заказчиком космических систем научного, социально-экономического назначения и в соответствии с законом РФ «О космической деятельности» ответственным ведомством за их применение.

2. Политические и экономические преобразования в России привели к катастрофическому снижению ресур-

сов, выделяемых через Госбюджет на космические программы, и отбросили космическую отрасль на грань выживания. В результате многие КА и средства управления ими находятся за пределами гарантийного ресурса. Ряд ОКР по развитию НАКУ, открытых еще в 1980-е г., приостановлены либо продолжаются только формально. Эксплуатация НАКУ и поддержание его средств в технической готовности становятся все более дорогостоящими. Это не устраивает ФКА и главных конструкторов КС, вынужденных оплачивать услуги Минобороны РФ по управлению КА научного, социально-экономического назначения.

3. Значительная часть КА наблюдения, связи, навигации объявлена объектами двойного назначения и будет создаваться и эксплуатироваться Минобороны РФ и ФКА на долевой основе.

4. Созданы различные акционерные общества, способные выступать в качестве заказчиков или разработчиков космических систем. Результатом этого явилось создание первой очереди коммерческих космических систем связи и телевидения, поскольку именно такие системы имеют быструю экономическую окупаемость. К ним относятся системы «Экспресс», «Галс», «Банкир», «Гонец», «Бонум-1», «Ямал». Все указанные системы имеют специфические однопунктные или малопунктные (двухпунктные) наземные комплексы управления, не совмещенные с пунктами НАКУ Минобороны РФ. Создание таких наземных комплексов управления стало возможным благодаря использованию многолетнего опыта управления подобными КА и применению современной вычислительной техники (в основном иностранного производства) в ЦУП, а также благодаря стремлению к независимости от Минобороны РФ в управлении коммерческими КА и снижению расходов на эксплуатацию наземных комплексов управления.

В космических системах дистанционного зондирования Земли и некоторых других, создаваемых под эгидой Росавиакосмоса, проявляются другие тенденции. Эти системы характерны тем, что они не имеют полной экономической окупаемости и создаются в основном за счет Госбюджета. Разработчики этих систем и руководство ФКА пытаются сократить расходы на услуги Минобороны

РФ по управлению КА, стремятся перейти к однопунктной или малопунктной технологии с использованием средств из состава НАКУ и создать ЦУП нового поколения КА вне рамок НАКУ Минобороны, например, на своем собственном предприятии (ЦУП КА дальнего космоса при НПО им. С.А.Лавочкина) или на базе ЦУП-М ЦНИИ-Маш (ЦУП КА «Океан-О» и ЦУП КА «Метеор-ЗМ»). Здесь проявляются объективные обстоятельства, заключающиеся в том, что разработчики имеют возможность использовать опытные кадры для управления КА собственной разработки, которые в современных условиях зачастую оказываются невостребованными. Кроме того, новые ЦУПы могут сразу создаваться на основе новых технологий управления и на самой передовой технической базе.

Современные ЦУПы создаются на базе персональных ЭВМ и рабочих станций высокой производительности, включаемых в единую локальную вычислительную сеть ЦУПа, используют надежные серверы с большой оперативной и долговременной памятью для хранения баз данных и архивации информации. По такому принципу созданы переоснащенные техникой фирмы Hewlett Packard ЦУП-М ЦНИИМаш, ЦУП НПО ПМ, ЦУП системы «Банкир», ЦУП КА «Ямал-100» и другие созданные и создаваемые корпоративные ЦУПы.

Опыт создания наземных комплексов управления КА различного целевого назначения показывает, что, как правило, комплекс создается для управления КА конкретного типа. При этом заново создаются центр или сектор управления полетами КА, специальное программное обеспечение, общесистемное программное обеспечение и программное обеспечение обмена информацией. Взаимодействие ЦУПа со средствами и внешними организациями основывается на использовании существующих или вновь создаваемых систем связи и передачи данных. При этом возможна дополнительная разработка специальных элементов систем связи и передачи данных для обеспечения взаимодействия с вновь привлекаемыми к управлению КА внешними организациями.

В условиях резкого сокращения финансирования и жесткого дефицита всех видов ресурсов необходимо ориентироваться на максимальное уменьшение затрат при

создании и эксплуатации наземных комплексов управления КА, что предопределяет необходимость отказа от традиционных подходов при их создании. Решение такой задачи связано с переходом на однопунктные технологии управления с реализацией интеграции ЦУП КА с наземными станциями командно-измерительных систем, совмещением в едином регионе решения задач управления КА и обработки информации. При этом под однопунктной понимается технология, при которой все операции управления КА: передача на борт командно-программной информации, съем с борта телеметрии, проведение измерений текущих навигационных параметров, сверки и коррекции бортовой шкалы времени — осуществляются средствами одного пункта наземного комплекса управления. Необходимое резервирование с целью обеспечения требуемой надежности работы достигается установкой на пункте дополнительных комплектов технических средств.

Опыт показывает, что дальнейшее развитие НАКУ Министерства обороны РФ традиционным путем на основе замены устаревших средств новыми не может дать желаемого эффекта как по причине физической невозможности обновления всего парка существующих средств, так и в связи с появлением новых информационных технологий на основе использования космических систем связи, навигации и ретрансляции.

Перечисленные выше обстоятельства обуславливают необходимость поиска новых подходов к созданию НАКУ КА и критического пересмотра действующих технологий управления.

3.5.2. Перспективные технологии управления КА. Облик перспективного НАКУ, исходя из его предназначения, должен определяться в первую очередь технологией управления КА. Внедрение перспективных технологий управления КА является важнейшим направлением совершенствования НАКУ, улучшения его системных характеристик (оперативности, глобальности, непрерывности и надежности управления, точности прогноза движения), упрощения структуры, снижения загрузки и уменьшения затрат на эксплуатацию средств управления.

Основными элементами перспективной технологии

управления КА, внедрение которых будет реальным в начале XXI в., являются:

- использование для определения орбиты КА и автономного решения на борту КА задач навигационно-баллистического и временного обеспечения полета аппаратуры потребителей космической навигационной системы ГЛОНАСС/GPS;

- передача вектора положения КА и результатов решения задач навигационно-баллистического обеспечения, проводимого в бортовом комплексе управления, по радиоканалу телеизмерений в наземный комплекс;

- использование на КА высокоинтеллектуальных бортовых комплексов управления с развитым программно-математическим обеспечением для решения задач автоматической диагностики состояния, восстановления работоспособности служебных и целевых бортовых систем и управления ими;

- использование для массового обслуживания низкоорбитальных КА космической системы ретрансляции;

- внедрение для управления целевым применением КА из ЦУПа более эффективного координатно-временного метода вместо используемого в настоящее время программно-временного метода;

- использование на борту КА аппаратуры формирования сигнала «Вызов НКУ» и передача его в наземный комплекс управления по радиоканалу системы оповещения при возникновении на КА непредусмотренной в программно-математическом обеспечении бортового комплекса управления нештатной ситуации;

- реализация в системе связи и передачи данных НАКУ цифровой сети интегрального обслуживания на основе перспективной телекоммуникационной технологии;

- использование при создании и эксплуатации средств НАКУ международных стандартов, рекомендаций международного Консультативного комитета по системам передачи космических данных (CCSDS), протоколов информационного обмена и выделенных регламентом радиосвязи на первичной основе диапазонов частот с целью обеспечения совместимости и возможности интеграции отечественных средств управления КА с зарубежными при выполнении международных космических проектов.

Получаемый эффект от реализации новых технологий

Таблица 3.10

**Эффект от реализации новых технологий управления
действующими и перспективными КА**

Целевая направленность новой технологии	Схемотехнические решения и технологические операции	Ожидаемый эффект от внедрения новой технологии
Автономное поддержание работоспособности КА на заданном уровне	Автоматическая диагностика состояния и восстановление работоспособности систем КА с помощью БКУ	Увеличение срока автономного функционирования КА до 30 сут. Сокращение числа сеансов телеконтроля и решаемых задач ИТО в НКУ в 5...10 раз
Автономное (без участия НКУ) поддержание заданных параметров орбиты КА и обеспечение сверки и коррекции бортовой шкалы времени (БШВ)	Применение на борту КА НАП КНС ГЛОНАСС/GPS. Комплексование НАП с БКУ. Автономное решение в БКУ задач НБО	Увеличение срока автономного функционирования КА до 30 сут. Повышение точности НБО в 3... 6 раз. Сокращение числа сеансов ИТП КА, сверки и коррекции БШВ в 10...30 раз
Обеспечение непрерывности и глобальности управления КА и контроля запусков средств выведения при ограниченном числе КИПов	Использование ретрансляционных режимов обмена информацией НКУ с КА через СР, включенные в контур управления. Передача через СР ТМИ с РН и РБ	Сокращение числа КИПов в НКУ и измерительных пунктов в измерительном комплексе космодрома до двух (с учетом резерва). Повышение глобальности управления КА до единицы. Обеспечение практически реального масштаба времени управления КА и приема
Повышение автономности решения целевых задач КА ДЗЗ	Использование координатного метода управления целевым применением КА ДЗЗ. Закладка с Земли рабочих программ в виде «координаты-операции». Автономное формирование в БКУ программ работы БС КА во время съемки	Сокращение частоты сеансов связи с КА и объемов передаваемой КПИ в 5...10 раз. Уменьшение числа КИПов в НКУ до 1...2. Сокращение объема и времени проведения работ в ЦУПе по формированию РП целевого применения КА ДЗЗ
Обеспечение оперативного контроля состояния КА в ЦУПе без привлечения средств НКУ на этапе штатной эксплуатации	Совмещение в одном радиоканале передачи целевой и контрольной информации с КА	Сокращение числа сеансов телеконтроля КА, проводимых НС КИС НКУ на этапе штатной эксплуатации
Повышение автономности функционирования КА	Формирование на КА и передача в НКУ сигнала «Вызов НКУ» при возникновении на борту нештатной ситуации	Увеличение срока автономного функционирования КА. Сокращение числа сеансов телеконтроля и решаемых в НКУ задач ИТО в 5...15 раз

управления действующими и перспективными КА приведен в табл. 3.10.

Как предполагается, внедрение новых технологий позволит радикально изменить распределение задач по управлению КА между наземным и бортовыми комплексами управления в направлении повышения роли бортового комплекса, существенно снизить интенсивность информационного обмена канала «Борт-Земля», в 3...5 раз уменьшить загрузку средств наземного комплекса, в 2...5 раз увеличить эффективность решения целевых задач, в 5...10 раз (до одного-двух месяцев) повысить автономность функционирования КА.

Центральное место при реализации новых технологий отводится повышению интеллектуальности бортового комплекса управления. Работа по интеллектуализации бортового комплекса проводится в рамках развития семейств КА, таких, как «Союз» и «Прогресс» (серия БЦВМ «Аргон» НИИ «Аргон»), КА «Янтарь» (серия БЦВМ «Салют» НПО «Элас»), самолетные БЦВМ серии Ц101 (НИИ «Аргон») и «Орбита-20» (ОКБ «Электроавтоматика»).

Следует отметить, что интеллектуализация штатных бортовых устройств базируется в основном на традиционных информационных технологиях, что характерно и для бортовых комплексов управления зарубежных КА. Возможности интеллектуализации современных бортовых комплексов КА на отечественной элементной базе весьма ограничены, так как в результате распада СССР было потеряно 40% предприятий электронной промышленности, производившей 100% номенклатуры аналого-цифровых преобразователей, 92% цифро-аналоговых преобразователей, 88% операционных усилителей, 56% логических схем, 50% микропроцессоров, 48% запоминающих устройств. Это привело к тому, что состояние отечественных разработок (по сравнению с мировым уровнем) характеризуется следующими данными:

- в области создания элементной базы отставание не менее 10 лет;
- программное обеспечение — существуют разработки, соответствующие мировому уровню, однако отсутствует их внедрение;

— в области прецизионного машиностроения отставание не менее 10 лет;

— в области создания архитектур вычислительных сетей, прикладного программного обеспечения, сетевых технологий благодаря существующим заделам мировой уровень может быть достигнут в течение двух — трёх лет.

Поэтому подавляющее большинство российских разработчиков и производителей микропроцессорных систем в настоящее время ориентируется на использование продукции иностранного производства, обладающей широкой номенклатурой и относительной дешевизной.

В России разрабатываются микропроцессоры как с оригинальной, так и с клонированной архитектурой. К первым относятся, например, микропроцессоры серии «Квант». Примером второго подхода являются разработки НИИСИ РАН (микропроцессор 1B8f2 — архитектурный аналог микропроцессора MIPS R3000) и Московского центра SPARC-технологий, который разрабатывает SPARC-совместимые микропроцессоры семейства МЦСТ.

На сегодняшний день отечественными производителями выпущен микропроцессор МНСТ-R150, работающий на тактовой частоте 150 МГц, производимый по технологии 0,35 мкм с четырьмя слоями металла, содержащий 2,8 млн транзисторов. Ведутся работы по созданию опытного образца микропроцессора МНСТ-R500 с тактовой частотой 500 МГц и разрабатывается микропроцессор МЦСТ-R с тактовой частотой 1000 МГц.

Магистральным направлением развития бортового оборудования КА является его интеграция, заимствованная из авионики. Это прежде всего переход от «федеративных» систем к интегрированной модульной авионике. Системы с федеративной архитектурой содержат набор независимых подсистем, каждая из которых состоит из собственных аппаратных средств, программного обеспечения и вычислительных средств, программируемых для выполнения только своих, специфических для данной подсистемы функций.

В интегрированном бортовом оборудовании функциональные подсистемы не обособляются, а реализуют совокупность различных задач нескольких традиционных бортовых систем на едином комплексе аппаратуры. Целевые

подсистемы при таком построении перестают быть закрытыми автономными системами, визуализируются и становятся физически распределенными по компонентам архитектуры, совместно использующими ее интегральные ресурсы. По оценкам экспертов объединенного комитета по стандартизации архитектуры авиационных систем НАТО ASAAC (Allied Standard Avionics Architecture Council), подобная интеграция может на порядок снизить число конструктивно-функциональных модулей на борту летательного аппарата, что особенно важно для малых и сверхмалых КА.

Интегрированная модульная авионика является базовой концепцией для построения бортового оборудования перспективных КА. Она включает поля датчиков источников информации, поля исполнительных устройств, аналоговые подсистемы обработки сигналов, программируемую коммуникационную систему для высокоскоростных цифровых сигналов и интегрированную вычислительную систему цифровой обработки сигналов и данных (ISDS). Интегрированная архитектура перспективного бортового оборудования КА поддерживается созданием новых совместимых «сверху-вниз», системообразующих стандартов, которые обеспечивают большую технологическую независимость следующего поколения аэрокосмических комплексов. В комплексах бортового оборудования КА (например, в разработках по заказам Европейского космического агентства — ЕКА) требование снижения массогабаритных характеристик и повышения функциональной гибкости имеет еще большее значение, чем в авиационных системах.

Одной из перспективных форм сокращения избыточности бортового оборудования КА как целостной системы является распространение принципа интегрированности его архитектуры на служебное оборудование и на специальный комплекс. Например, в малых КА стала традицией интеграция служебных каналов связи для командно-программной информации, телеметрии, траекторных измерений и каналов связи для передачи специальной информации, интеграция средств обработки информации, энергоснабжения и термостатирования. Это позволяет эффективней использовать вычислительные и коммуникационные ресурсы КА. Для малых КА характерна

более глубокая интеграция служебных систем и оборудования полезной нагрузки, чем для КА других классов. В первую очередь этот процесс может охватить системы обработки и передачи данных на борту КА, объединение и совместное использование вычислительных ресурсов обработки сигналов и данных, коммуникационных каналов передачи данных, датчиков — источников диагностической информации. Такая единая вычислительная сеть решает как служебные, так и целевые задачи, что не отрицает распределенности системы параллельных вычислений.

Требование к интеграции бортовой аппаратуры предполагает, что разработчики бортового специального комплекса должны «приходить» на борт КА не со своими вычислительными средствами, встроенными в специальный комплекс, а со своими функциональными задачами для единой вычислительной сети КА.

Кроме того, интенсивно ведется разработка унифицированной архитектуры комплексов бортового оборудования по стандартизации уровней ее протоколов и интерфейсов, от уровня физических интерфейсов до уровней стандартизованных сервисов — разработка стандартизованных API (Application Program Interface) для каждого уровня, объекта и сервиса. При этом стандартизуются требования к соответствующим функциям и подсистемам, а не технические способы их реализации. Важная черта этих работ — создание единого набора стандартов по интерфейсам для КА всех классов, что позволяет фокусировать усилия проектировщиков на объединении современных технологий, в том числе НИТ. Уже сейчас проектировщики КА могут выбирать ту комбинацию из трех шин (IEEE 1394, MIL-STD-1553B, 12C-bus), которая лучше всего отвечает их приложениям. Глубокая интеграция оборудования распространяется и на программные системы (вне зависимости от функциональных подсистем разных разработчиков).

Обеспечение высокой производительности бортовых вычислительных систем достигается путем внедрения принципа параллелизма на устройства обработки информации. В традиционных бортовых интеллектуальных системах одному из вычислительных устройств отводится роль диспетчера, решающего свою частную задачу

параллельно с другими вычислительными устройствами. В перспективе данная проблема может быть решена за счет использования бортовых нейропроцессоров, для которых параллелизм является неотъемлемым свойством.

Бортовые вычислительные сети могут быть как многомашинными, так и многопроцессорными системами, однородными (однотипными) и неоднородными (разного типа с разной производительностью). В многомашинных и многопроцессорных системах с многоуровневой (иерархической) структурой обработка данных осуществляется на разных уровнях, причем на более низких уровнях используются более простые вычислительные устройства, осуществляющие первичную обработку информации. Тем самым разгружаются более мощные вычислительные устройства, находящиеся на других уровнях, от решения громоздких, но простых задач, что приводит к росту общей производительности сети.

Потери производительности вычислительных сетей можно снизить также и в том случае, если наряду с общей для всех модулей шиной использовать автономные шины и связи для подключения отдельных модулей памяти к каждому из процессоров. Наиболее перспективной является структура бортовой сети, содержащая несколько вычислительных устройств и общих шин, а связь между шинами осуществляется при помощи специальных переключателей шин и адаптеров межмашинных связей.

В вопросе реализации новых технологий управления КА значительное место занимает использование для навигационно-баллистического обеспечения полета КА навигационной аппаратуры потребителей (НАП) космической навигационной системы ГЛОНАСС/GPS. Космическая навигационная система ГЛОНАСС предназначена для непрерывного навигационно-временного обеспечения неограниченного числа потребителей, находящихся на Земле и в околоземном пространстве до высот около 2000 км. Точность определения своего местоположения указанными потребителями составляет около 30...50 м по координатам и 3...5 см/с по составляющим вектора скорости. Система ГЛОНАСС также обеспечивает определение потребителем поправки к своей шкале времени и ее

привязку к государственному эталону с погрешностью не более одной мкс.

Использование системы ГЛОНАСС для навигационного обеспечения КА позволит на порядок увеличить его точность и оперативность, сократить технологический цикл управления КА средствами наземного комплекса управления.

Наличие высокоточной информации о местоположении КА в любой момент времени позволит перейти от временных схем планирования работы КА и его бортовых систем к координатным методам. Это не только разгрузит наземный комплекс управления, поскольку основной объем задач планирования можно будет решать на борту, но и сократит затраты на решение специальных задач за счет включения целевой аппаратуры точно над заданными районами.

Использование навигационной аппаратуры потребителя на борту КА позволит отказаться от проведения периодических сверок со шкалой времени наземного комплекса и коррекций бортовой шкалы времени, снизить требования к стабильности бортового стандарта частоты и времени. Комплексование навигационной аппаратуры с высокоразвитой БЦВМ КА в перспективе позволит перенести на борт решение практически всех задач навигационно-баллистического обеспечения полета, включая расчет исходных данных для проведения коррекции орбиты с целью ее поддержания и маневров перехода на другую орбиту.

Несмотря на столь значительные перспективы перераспределения задач между наземным и бортовыми комплексами управления, роль НАКУ остается определяющей. Задачи командно-программного, информационно-телеметрического и навигационно-баллистического обеспечения претерпят определенные изменения, но тем не менее не исчезнут. Более того, можно утверждать, что в связи с сокращением технологических циклов управления КА возрастет роль каждого сеанса управления, особенно при возникновении нештатных ситуаций. Поэтому требования оперативности, глобальности, непрерывности и надежности управления КА, а также точности прогноза движения на момент решения целевых задач остаются основополагающими.

3.5.3. Единый Государственный НАКУ. Важными задачами, стоящими перед головными государственными ведомствами космической отрасли (ФКА и МО РФ), являются проведение единой технической политики и координация работ в области создания и эксплуатации средств управления КА, объединение и упорядочение создания новых наземных комплексов управления КА как государственной, так и коммерческой принадлежности, оптимизация развития технических средств наземного комплекса с целью соблюдения государственных интересов в космосе.

Для решения возникших проблем, обеспечения надежного выполнения задач управления КА военного, двойного (военного и гражданского), научного, социально-экономического назначения, управления КА в рамках международного сотрудничества и дальнейшей экономии государственных бюджетных средств руководством Минобороны РФ и Росавиакосмоса в 1999 г. принято решение о создании единого Государственного НАКУ КА и измерений.

Единый Государственный НАКУ должен обеспечить надежное и эффективное управление 130...140 находящимися одновременно на орбитах КА различного назначения, в том числе 25...30 КА военного, 70...80 КА двойного (военного и гражданского) и до 30 КА научного, социально-экономического назначения и международного сотрудничества. При этом средства ГосНАКУ должны обеспечивать управление и информационный обмен с 6...12 модулями МКС и КА пилотируемой программы, 40...60 низкоорбитальными КА и 65...70 КА на высокоэллиптических, высоких круговых и геостационарных орбитах.

В принятой концепции создания единого ГосНАКУ предлагается закрепить в нормативно-правовой базе требование о преимущественном управлении средствами ГосНАКУ коммерческими КА. В случае отсутствия таких возможностей должны быть созданы экономические условия, обеспечивающие заинтересованность коммерческих организаций в использовании и развитии Государственного НАКУ. ФКА с участием Минобороны России должен быть обеспечен контроль за созданием коммерческих наземных комплексов управления, в том числе путем лицензирования космической деятельности ком-

мерческих организаций и сертификации их средств управления КА.

В состав единого ГосНАКУ предлагается включить:

- все структурные элементы НАКУ Минобороны, измерительных комплексов космодромов и полигонов;
- ЦУП-М ЦНИИмаш, ЦУП НПО им С.А. Лавочкина, ЦУП КА космической системы «Банкир» со средствами управления, размещенными на объекте «Нудоль», ЦУП НПО ПМ со средствами управления КА, размещенными на объектах «Гусь-Хрустальный» и «Красноярск-26»;
- объекты ОКБ МЭИ «Медвежьи озера» и «Калязин» с размещенными на них радиотехническими комплексами;
- государственную сеть оптико-электронных и лазерных станций.

Взаимодействие комплексов и средств единого ГосНАКУ обеспечивается системой связи и передачи данных, которая также обеспечивает их взаимодействие и информационный обмен с внешними организациями и комплексами.

Для решения вопросов перспективного планирования развития и применения ГосНАКУ и его составных частей создан межведомственный координационный совет из представителей Минобороны РФ, ФКА и других заинтересованных государственных и негосударственных структур. Совет должен готовить предложения в Федеральную космическую программу России и Государственную программу вооружений в части средств и комплексов управления КА и измерений.

Распределение обязанностей и ответственности между ФКА и Минобороны РФ по управлению КА различного назначения в рамках ГосНАКУ регламентируется законом Российской Федерации «О космической деятельности».

Заказчиками средств и систем ГосНАКУ являются:

- для средств военного назначения — Минобороны РФ России;
- для средств двойного назначения — Минобороны РФ и ФКА на долевой основе;
- для средств научного, социально-экономического назначения и международного сотрудничества — ФКА.

Объемы долевого финансирования поддержания готовности эксплуатации, модернизации и развития ГосНАКУ

распределяются между ФКА и Минобороны пропорционально загрузке технических средств ГосНАКУ в интересах указанных ведомств. В долевым финансировании могут также участвовать другие заинтересованные государственные и коммерческие организации и муниципальные образования.

Представляется, что создание Единого ГосНАКУ позволит обеспечить надежное и качественное управление группировкой КА как в среднесрочной, так и в долгосрочной перспективе.

Глава 4

КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ГЛОНАСС

Представленные в предыдущих главах данные об отдельных космических системах представляют собой лишь набросок со сложной и многообразной картины существующей реальности. В рамках книги авторы сочли необходимым в качестве примера более полно отобразить особенности одной из упомянутых систем, чтобы предоставить читателю возможность получить представление о сложности каждой из них и подивиться изобретательности и мудрости наших соотечественников, создававших и эксплуатирующих эти системы.

В предыдущих главах было показано, что космическая система является совокупностью функционально связанных наземного и космического сегментов. При этом эффективность системы в целом определяется не только эффективностью её элементов, но и эффективностью их взаимодействия. В данной главе подробно, на уровне составляющих подсистем, рассмотрена космическая навигационная система ГЛОНАСС, являющаяся ярким примером для иллюстрации современного состояния отечественных орбитальных систем, систем выведения и наземного контура управления.

4.1. Общие сведения о системе

ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система является государственной системой, которая разрабатывалась как система военного назначения (с учетом возможности её гражданского применения) не только в качестве ответа на разработку в США КНС NAVSTAR (NAVigation Satellite providing Time And Range, т. е. навигационная

спутниковая система, обеспечивающая измерение времени и местоположения; впоследствии GPS — Global Positioning System, т. е. система глобального позиционирования), но и как естественный шаг в развитии существовавших отечественных КНС «Циклон-Б» (на базе КА «Парус») и «Цикада». Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР о начале работ по программе ГЛОНАСС в декабре 1976 г. было логичным следствием научно-исследовательских работ, проводимых с 1968 г.

В ходе испытаний системы «Циклон» было установлено, что погрешность местоопределения движущегося судна по навигационным сигналам этих спутников составляет 250-300 м. Выяснилось также, что основной вклад в погрешность навигационных определений вносят погрешности передаваемых спутникам собственных эфемерид, которые рассчитываются и закладываются на борт КА средствами НКУ. Необходимо было создать КНС второго поколения, которая должна была ликвидировать эти недостатки. Вместе с тем главным требованием при проектировании было обеспечение потребителю в любой момент времени возможности определения трех пространственных координат, вектора скорости и точного времени, что достигается путем одновременного приема сигналов от как минимум четырех КА.

В 1977–1978 г. в НПО ПМ проводилось эскизное проектирование системы, материалы которого были одобрены в сентябре 1978 г. межведомственной комиссией под председательством генерал-майора И.В. Мещерякова. Тактико-техническое задание (ТТЗ) на систему ГЛОНАСС было согласовано с главнокомандующими всех видов Вооруженных Сил и министерствами: Минобщемашем, Минрадиопромом, Минавиапромом, Миноборонпромом, Минморфлотом, Минрыбхозом, Минсудпромом и Министерством гражданской авиации. В ноябре 1978 г. ТТЗ было утверждено Министром обороны СССР.

В создании системы ГЛОНАСС принимали участие:

Министерство обороны Российской Федерации как головной заказчик системы, обеспечивающий контроль разработки и ее дальнейшее совершенствование, а также развертывание, поддержание и управление орбитальной группировкой ГЛОНАСС;

Научно-производственное объединение прикладной

механики им. академика М.Ф. Решетнева (НПО ПМ) как головной разработчик системы, спутника ГЛОНАСС (КА 11Ф654 «Ураган»), автоматизированной системы управления спутниками и её математического обеспечения;

Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения (РНИИ КП) как головной разработчик наземного комплекса управления и бортовой аппаратуры спутника ГЛОНАСС;

Российский институт радионавигации и времени (РИРВ) как головной разработчик спутниковой и наземной аппаратуры системы синхронизации и времени;

Производственное объединение «Полет» (ПО «Полет») как разработчик и изготовитель спутника ГЛОНАСС;

а также ряд других российских научных и производственных организаций.

Первый запуск спутника по программе ГЛОНАСС («Космос 1413») состоялся 12 октября 1982 г. (первый пуск по программе NAVSTAR (GPS) состоялся в феврале 1978 г.). Система ГЛОНАСС была официально принята в эксплуатацию 24 сентября 1993 г. распоряжением Президента Российской Федерации 658рпс с неполной комплектацией орбитальной структуры при условии развертывания штатной орбитальной структуры (24 спутника) в 1995 г. Постановлением Правительства РФ от 7 марта 1995 г. № 237 были организованы работы по полному развертыванию орбитальной структуры (24 спутника), обеспечению серийного производства навигационной аппаратуры и представлению ГЛОНАСС в качестве элемента международной глобальной навигационной системы для гражданских потребителей. Хотя КНС ГЛОНАСС и GPS были развернуты в полном составе почти одновременно (в 1995 г. и 1994 г. соответственно), развал советской космонавтики не позволил поддерживать отечественную систему в полном составе более года, что на целое десятилетие лишило потребителей в нашей стране необходимого комплекса навигационных услуг, а на мировом рынке избавило американцев от единственного конкурента. С тех пор задача восстановления и совершенствования ГЛОНАССа является одной из насущных и приоритетных задач отечественной космонавтики вне зависимости от того, насколько громко об этом рассуждают первые лица

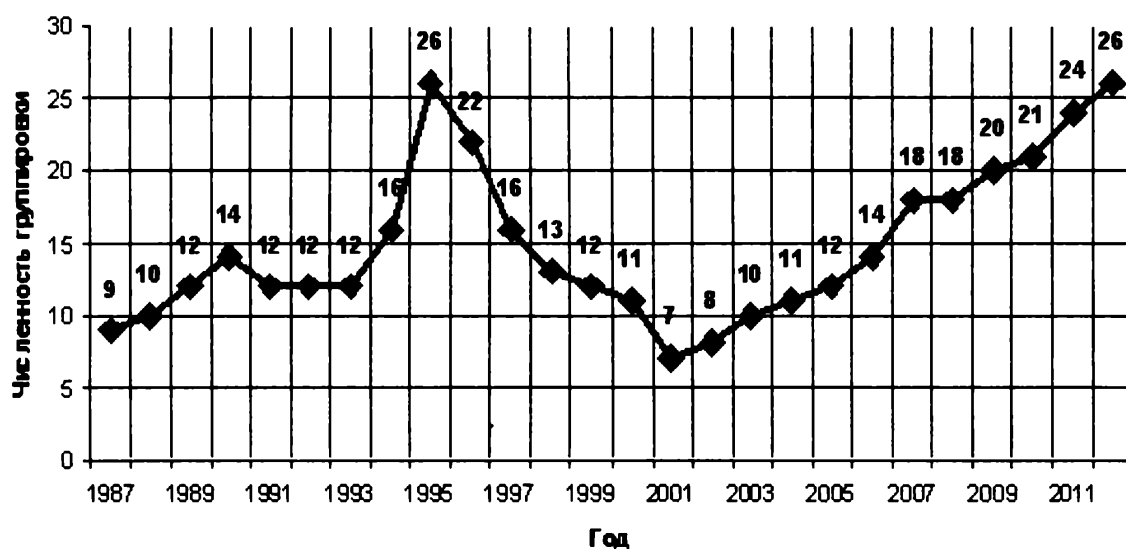


Рис. 4.1. Численность орбитальной группировки (работоспособных КА) КНС ГЛОНАСС

государства. Надеждами на осознание элитой нашего государства очевидной политической важности и экономической выгоды подпитываются ожидания, что замысловатая кривая численности орбитальной группировки ГЛОНАСС приобретет стабильный вид хотя бы после 2012 года (рис. 4.1.)

Программа развития космической навигации России базируется на следующих принципах:

модернизация КНС осуществляется поэтапно с учетом реальных возможностей промышленности и бюджетного финансирования;

государство гарантирует международному сообществу поддержание КНС с требуемыми характеристиками на период до 2010 г.;

разработка и эксплуатация системы учитывает возможность сотрудничества с другими странами в части координации использования КНС, внедрения передовых технологий, элементной базы;

Обязанности по управлению и эксплуатации системы ГЛОНАСС возложены на Министерство обороны Российской Федерации (Космические войска).

Принцип работы системы заключается в том, что при движении по орбите спутник излучает сигнал определённой частоты, номинал которой известен на приёмной стороне (потребителю). Положение ИСЗ в каждый момент времени известно, точнее, его можно вычислить на

основании информации, заложенной в сигнале спутника. Пользователь, измеряя частоту пришедшего к нему сигнала, сравнивает её с эталонной и таким образом вычисляет доплеровский сдвиг частоты, обусловленный движением спутника. Исходя из неизменности скорости света, эти данные позволяют определить расстояние от пользователя до известной по координатам точки расположения КА. Для определения пространственных координат и точного времени требуется принять и обработать навигационные сигналы не менее чем от четырёх спутников ГЛОНАСС. При приеме навигационных радиосигналов ГЛОНАСС-приемник, используя известные радиотехнические методы, измеряет дальности до видимых спутников и измеряет скорости их движения. Одновременно с проведением измерений в приемнике выполняется автоматическая обработка содержащихся в каждом навигационном радиосигнале меток времени и цифровой информации. Цифровая информация описывает положение данного спутника в пространстве и времени (эфемериды) относительно единой для системы шкалы времени и в геоцентрической связанной декартовой системе координат. Кроме того, цифровая информация описывает положение других спутников системы (альманах) в виде кеплеровских элементов их орбит и содержит некоторые другие параметры. Результаты измерений и принятая цифровая информация являются исходными данными для решения навигационной задачи по определению координат и параметров движения. Навигационная задача решается автоматически в вычислительном устройстве приемника, при этом используется известный метод наименьших квадратов. В результате решения определяются три координаты местоположения потребителя, скорость его движения и осуществляется привязка шкалы времени потребителя к высокоточной шкале Координированного всемирного времени (UTC).

Спутники системы ГЛОНАСС непрерывно излучают навигационные сигналы двух типов: навигационный сигнал стандартной точности (СТ) в диапазоне L1 (1,6 ГГц) и навигационный сигнал высокой точности (ВТ) в диапазонах L1 и L2 (1,2 ГГц). Сигнал ВТ предназначен в основном для потребителей МО РФ, и его несанкционированное использование не рекомендуется. Решение вопроса

о предоставлении сигнала ВТ гражданским потребителям относится к прерогативе высшего руководства государством и зависит от политической ситуации (аналогично поступает руководство США при определении доступа потребителей к GPS. Известно, что в разгар боевых действий на Кавказе имеющиеся на вооружении российской армии GPS-приемники внезапно теряли интерес к точности местоопределения, выдавая невероятную ошибку до 800 м). Навигационный сигнал КНС ГЛОНАСС сертифицирован на соответствие международным стандартам. Информация, предоставляемая навигационным сигналом СТ, доступна всем потребителям на постоянной и глобальной основе и обеспечивает при использовании приемников ГЛОНАСС возможность определения:

- горизонтальных координат с точностью 50–70 м (вероятность 99,7%);
- вертикальных координат с точностью 70 м (вероятность 99,7%);
- составляющих вектора скорости с точностью 15 см/сек. (вероятность 99,7%)
- точного времени с точностью 0,7 мкс (вероятность 99,7%).

Эти точности можно значительно улучшить, если использовать дифференциальный метод навигации и/или дополнительные специальные методы измерений. Режим дифференциальной навигации основан на том, что большинство погрешностей КНС во времени и в пространстве относительно постоянны. Следовательно, если одновременно с обработкой навигационных сигналов потребитель будет получать поправки к ним, характеризующие точность навигации в данном районе, то это, как показывает опыт, позволяет снизить погрешности определения координат и высоты до единиц метров. Для обеспечения работы в таком режиме создаются дифференциальные подсистемы КНС, которые подразделяются на широкозонные, региональные и локальные. В России наиболее активно развивается последний тип дифференциальных подсистем.

Система ГЛОНАСС обеспечивает глобальность (то есть возможность осуществлять навигационные определения в любой точке Земного шара и околоземного космического пространства (до высот 2000 км) в любое время

суток и независимо от погоды), оперативность (проведение навигационных определений за минимальное время, практически в реальном масштабе времени) и независимость навигационных определений, проводимых для различных потребителей.

Основными областями применения системы ГЛОНАСС являются:

1. Вооруженная борьба и управление оружием.

2. Транспорт:

- космический;
- воздушный;
- морской;
- речной;
- наземный.

3. Прикладные задачи:

- геодезия;
- картография;
- океанография;
- геофизика;
- землеустройство;
- геология;
- добыча полезных ископаемых;
- рыболовство;
- экология.

4. Научные задачи:

- фундаментальные исследования;
- научно-экспериментальные исследования.

Отличительной особенностью системы является то, что её наземный специальный комплекс представлен пространственно распределенной, практически неограниченной по числу потребителей системой. Любой пользователь, обладающий навигационным приёмником КНС ГЛОНАСС, может смело быть причислен к её НСК. Пример использования (в том числе коммерческого) КНС GPS показывает бурный рост численности разнообразных по набору функций навигационных приемников в авиации (рис. 4.2), судовождении (рис. 4.3), автомобилеводении (рис. 4.4) и индивидуальном пользовании (рис. 4.5).

Способность ГЛОНАССа и GPS обеспечивать местоопределение объектов, в том числе и на низкой околоземной орбите. Позволяет кардинально упростить констру-



Прибор имеет LCD экран (240 x 320 пикселей), съемную антенну, питается от четырёх AA батареек и поддерживает загрузку дополнительных карт с помощью стандартных картриджей. Снабжен авиационной базой данных Jerresen, имеет встроенную карту и содержит информацию об основных городах, дорогах и водоемах Европы, Азии или Америки.

Рис. 4.2. Многофункциональный портативный авиационный GPS-навигатор GARMIN GPSMAP 196



Примеры изображений на экране

Оборудован 256-цветным дисплеем с разрешением 480 x 320 точек, имеет возможность подключения к компьютеру через USB-порт, функцию автоматической прокладки маршрута (по базовой карте) и голосовые подсказки (с дополнительным динамиком). Предусмотрена возможность подключения датчика глубины, температуры воды или датчика скорости воды.

Рис. 4.3. Многофункциональный портативный морской GPS-навигатор GARMIN GPSMAP 276C



Характерной особенностью прибора является дисплей с управляемым подвижным плоттером путей, символы и комментарии для которых выбирает сам пользователь, а также специальные кнопки изменения масштаба изображения, помогающие наблюдать за перемещением и вносить свои коррективы. Выбираемые пользователем маршруты движения по прямому пути или по компасу обеспечивают графическое управление до места назначения.

Рис. 4.4. Портативный автомобильный GPS-навигатор GARMIN GPS 128



Страница указателя



Обозначение
путевых
точек



Карта



Высота
над
уровнем
моря

Снабжен электронным компасом, высотомером, указателем атмосферного давления. Корпус прибора полностью водонепроницаем и способен находиться на метровой глубине в течении 30 минут. Сохраняет в памяти до 20 маршрутов из 50 точек каждый.

Рис. 4.5. Портативный индивидуальный GPS-навигатор GARMIN ETREX SUMMIT

цию КА, наземного сегмента управления и снизить эксплуатационные расходы на управление прежде всего малыми КА (особенно малобюджетными КА «университетского» класса).

4.2. Подсистема выведения

4.2.1. Средство выведения. В качестве средства выведения в космической системе ГЛОНАСС используется РН 8К82К «Протон-К» с РБ 11С861-01 «ДМ», которая позволяет в ходе одного запуска выводить на орбиту три КА «Ураган». Данное решение было весьма экономичным для условий советского времени, когда (вне зависимости от технического состояния конкретного КА) в плоскости орбитальной системы в заранее оговоренные сроки производилась плановая замена выработавших ресурс спутников при использовании минимального числа носителей. Развал СССР и подорожание всего материального привели к необходимости использования любого КА на орбите до крайнего предела его возможностей. Для такой стратегии эксплуатации более подходящим является способ замены вышедшего из строя КА в ходе одиночного запуска. Поэтому в перспективе предполагается для выведения одиночного КА системы ГЛОНАСС использовать РН 14А14 «Союз-2» (рис. 1.9) с РБ «Фрегат» (рис. 1.18), но это потребует существенного снижения массы КА и будет реализовано лишь после создания следующего поколения КА ГЛОНАСС – «Ураган-К». Поэтому ниже будет описана существующая система средств выведения на базе РН «Протон-К», которая, судя по всему, в таком виде будет существовать ещё долго.

Краткая историческая справка. Ракета-носитель «Протон-К» была разработана на базе межконтинентальной баллистической ракеты 8К82 УР-500, с 1962 г. создававшейся в Конструкторском бюро «Салют» (г. Москва). КБ долгое время было известно как «Первый филиал» ОКБ-52 (г. Реутов Московской области), которое в те годы возглавлял Генеральный конструктор академик В.Н. Челомей. Ныне КБ «Салют» входит в состав ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

Изначально ракету предполагалось использовать в качестве носителя сверхмощных ядерных боеприпасов мощностью свыше 100 мегатонн, однако в данном качестве она к моменту начала летных испытаний оказалась не нужна. По иронии судьбы основным конкурентом создававшегося гиганта в решении задач боевого применения оказались небольшие МБР УР-100, созданные под

руководством того же В.Н. Челомея. Дополнительным (и на тот момент даже более веским) аргументом против ракеты к началу её летных испытаний стала близость Генерального конструктора к свергнутому в те дни Н.С. Хрущеву, сына которого В.Н. Челомей не без умысла держал в своем КБ. Спасительной для будущего «Протона» стала не только дальновидность таких руководителей, как М.В. Келдыш (в то время — президент Академии наук СССР), но и жесткая потребность в носителе тяжелого класса для развертываемой лунной программы, где ракете была определена роль в программе пилотируемого облета Луны, ввиду явного запаздывания работ по РН 11А52 Н-1 конструкции С.П. Королева.

Эффектное начало биографии 8К82 в качестве ракеты-носителя было обеспечено нестандартным ходом В.М. Челомея. На первых испытательных пусках, где вероятность аварии высока, в качестве полезного груза вместо дорогостоящего КА традиционно используют макеты — эквивалент полезной нагрузки (ЭПН) или габаритно-грузовой макет (ГВМ). Для тяжелых ракет это правило почти не имеет исключений, так как обычно вес КА пропорционален его стоимости. В.М. Челомей в первый же полет 16 июля 1965 г. отправил на орбиту тяжелый (на тот момент — самый тяжелый в мире) не макет, а действующий КА «НЗ Протон». Проблема создания тяжелого (12,2 т) и одновременно предельно дешевого для такой массы КА была решена весьма остроумно — КА представлял собой гениально примитивный набор стандартных астрофизических приборов, окруженный тяжелым многослойным «коконом», поглощающим в своей толще все частицы, кроме высокоэнергетических. От столь неожиданного способа поразить страну, а прежде всего — её руководство, ракете-носителю досталось имя «Протон».

После четырех испытательных пусков РН конструкторы существенно увеличили её грузоподъемность, добавив третью ступень, после чего «Протон» приобрел свой классический вид и наименование — 8К82К «Протон-К». Тогда же, в рамках пилотируемой лунной программы, был отработан вариант носителя с разгонным блоком 11С86 «Д».

К счастью, период «детских болезней» у «Протона» пришелся на этап гонки к Луне, когда не особенно считались с неудачами, — а ведь с 1967 г. по 1970 г. из 25 произ-

веденных пусков 12 закончились авариями. Однако излечение ракетных «болезней» стоило здоровья немалоу числу конструкторов и испытателей — достаточно сказать, что рекордный по уровню нервотрёпки пост Главного конструктора РН в те годы последовательно занимали трое: П.А. Ивенсен, Ю.Н. Труфанов и Д.А. Полухин. Но в результате страна получила уникальный по возможностям ракетно-космический комплекс. «Протон-К» оказался настолько удачным для запусков КА на межпланетные траектории, что стал широко использоваться для выведения автоматических станций нового поколения к Луне (КА серии Е-8: «Луна-15»...-24», 1969–1976 г.), Венере (4В «Венера-9»...-16», 1975–1983 г.) и Марсу (М-71 «Марс-2», «-3», М-73 «Марс-4»...-7», 1971–1973 г.) (при этом использовался вариант РБ «Д» — 11С824). Использование разгонного блока, двигатель которого мог многократно включаться в космосе, позволило «Протону-К» к тому же стать единственным национальным средством выведения КА на геостационарную орбиту. Первый такой запуск был осуществлен 26 марта 1974 г. («Космос-637»). С тех пор большинство пусков данной РН производится именно с этой целью. Причем блок «Д» был модернизирован за счет установки на нем специального приборного отсека, и с 1976 г. РН «Протон-К» с РБ «ДМ» постоянно осуществляет запуски КА «Радуга», «Экран», «Горизонт», «Экспресс», а также иностранных КА. Масса этих спутников составляет более 2300 кг.

Трехступенчатый вариант носителя «Протон-К» обеспечил вывод на орбиту тяжелых долговременных орбитальных станций ДОС 17К («Салют-1», «-4», «-6»... 7», 1971–1982 г.) и ОПС «Алмаз» («Салют-2», «-3», «-5», 1973–1976 г.), КА РЛР «Алмаз 1 Меч К» (1987 и 1991 г.), транспортных кораблей снабжения ТКС («Космос-929», «-1267», «-1443», «-1686», 1977–1986 гг.). Все модули орбитального комплекса «Мир» и модули российского сегмента Международной космической станции также выведены на орбиту «Протоном-К».

Основными участниками широкой кооперации предприятий, создававших «Протон», являлись:

КБ Энергетического машиностроения (Генеральный конструктор В.П. Глушко), где были разработаны двигатели I ступени РН;

КБ Химавтоматики (Главный конструктор С.А. Косберг, а затем А.Д. Конопатов), где были разработаны двигатели II, а затем и III ступени РН;

НИИ Автоматики и приборостроения (Генеральный конструктор Н.А. Пилюгин) и ОКБ завода «Коммунар» (Главный конструктор Л.Л. Балашов), где проектировалась система управления и электроавтоматики;

КБ «Рубин» (Главный конструктор И.И. Зверев) и КБ «Восход» (Главный конструктор Ф.Ф. Куприянов), где разрабатывались рулевые приводы, управляющие отклонением двигателей I, II и III ступеней;

НИИ Приборостроения (Директор А.С. Абрамов), разработавший систему опорожнения баков;

НИИ Точной механики (Главный конструктор С.Е. Петров), разработавший систему безопасности носителя;

КБ Киевского завода «Арсенал» (Главный конструктор С.П. Парняков), где разрабатывалась система прицеливания.

Разработку стартового комплекса для УР-500 выполняла кооперация во главе с КБ Общего машиностроения (Генеральный конструктор В.П. Бармин).

Технический комплекс разработан кооперацией во главе с Филиалом №2 ЦКБ Машиностроения, руководимым Главным конструктором В.М. Барышевым (ныне это ГНИП «ОКБ Вымпел»).

В программе ГЛОНАСС используется вариант РН 8К82К «Протон-К» (или 8К82КМ «Протон-М») с РБ 11С861-01 «ДМ» и СЗБ 11Ф639.М0000-0-01. Одним носителем одновременно выводятся три КА 11Ф654 «Ураган».

Летные испытания системы ГЛОНАСС были начаты 12 октября 1982 г. запуском первого КА «Ураган» и двух габаритно-весовых макетов (ГВМ). Затем в последующих шести запусках на орбиту выводились по два штатных КА и одному ГВМ, что было связано с неготовностью электронной аппаратуры КА. Лишь с восьмого запуска (16 сентября 1986 г.) на орбиту были выведены сразу три штатных КА. Дважды — 10 января и 31 мая 1989 г. — вместе с двумя КА «Ураган» на орбиту выводились пассивные геодезические КА «Эталон», используемые для уточнения параметров гравитационного поля и его влияния на орбиты КА «Ураган».

Особенности конструкции РН. В базовом варианте «Протон-К» — трехступенчатая РН (рис. 4.6). Все ступени соединены последовательно (схема «тандем»). Разделение первой и второй ступеней осуществляется по горячей схеме, а второй и третьей — по полугорячей. На всех трёх ступенях используются двигательные установки на компонентах АТ/НДМГ. Выбор этих компонентов, дающих повод обвинять РН в неэкологичности, был обусловлен не только боевым прошлым ракеты (для длительного нахождения на боевом дежурстве выгодны именно высококипящие компоненты ракетного топлива), но и нерешенной в то время в отечественном ракетном двигателестроении проблемой высокочастотных колебаний в камере сгорания двигателей большой тяги на компонентах «кислород/керосин», более подходящих для космических РН в силу больших энергетических возможностей.

Невозможность транспортировки ступеней РН в условиях СССР иначе, чем по железной дороге (а значит — наличия жесткого ограничения по диаметру и длине ступени), привела к оригинальной компоновке первой ступени РН, что и придает «Протону-К» неповторимость внешнего облика.

Первая ступень состоит из центрального блока и шести боковых блоков, расположенных симметрично вокруг центрального. Такая компоновка никогда не вызывала радости у эксплуатационников (для монтажа боковых блоков пришлось создавать специальный стапель «револьверного» типа), однако она позволяла существенно сократить общую длину РН и габариты сооружений технического и стартового комплексов. Центральный блок, представляющий собой бак окислителя с



Рис. 4.6.
РН 8К82К
«Протон К»
с РБ 11С861-01
«ДМ»

переходниками, имеет цилиндрическую форму. Его диаметр — 4,1 м (предельный размер при транспортировке по железной дороге). Каждый из боковых блоков диаметром 1,6 м представляет собой бак горючего и имеет хвостовой отсек, в котором закреплен маршевый ЖРД РД-275 (модификация изначального ЖРД РД-253, ОКБ-456 — ныне НПО «Энергомаш», Главный конструктор В.П. Глушко). Каждый ЖРД установлен на двух траверсах хвостового отсека бокового блока. Для управления вектором тяги двигатель с помощью гидропривода может отклоняться на угол до 7 градусов 30 минут. К моменту своего создания «Протон» был первой в мире РН, имеющей маршевые ЖРД, выполненные по схеме с дожиганием газогенераторного газа, что даже при «плохом» с точки зрения энергетических возможностей топливе обеспечило «Протону» лучшие удельные характеристики, чем многие РН того времени на компонентах «О₂/керосин».

В центре торца хвостового отсека центрального блока смонтирован автостык, через который осуществляется автоматическая подстыковка заправочных коммуникаций всех трех ступеней, а также пневмо- и электроразъемов. При старте РН после расстыковки соединений ходом ракеты автостык закрывается специальными крышками. Такое конструктивное решение утяжелило РН (за счет большей длины кабелей и заправочных трубопроводов), зато существенно упростило конструкцию пусковой установки, избавив её от традиционной кабель-мачты.

Вторая ступень, опять же для уменьшения общей длины, имеет топливные баки, выполненные по схеме с промежуточным днищем. Традиционно для схемы «тандем» внутри бака горючего проходит расходный магистральный трубопровод окислителя, который приварен к промежуточному днищу непосредственно, а к нижнему днищу бака горючего — через сильфонный компенсатор. Двигательная установка второй ступени состоит из четырех однотипных автономных маршевых ЖРД: трех РД-0210 (рис. 4.8) и одного РД-0211. ЖРД разработаны в КБХА под руководством С.А. Косберга. На двигателе РД-0211, в отличие от РД-0210, установлены агрегаты наддува баков. Все ЖРД с помощью цапф закреплены в ферме таким образом, что допускают отклонение с помощью гидравлического привода любого из них на углы до 3 градусов



Рис. 4.7. Жидкостный ракетный двигатель РД-253 первой ступени РН 8К82К



Рис. 4.8. Жидкостный ракетный двигатель РД-0210 второй ступени РН 8К82 К

15 минут. Усилия тяги маршевых ЖРД к топливному отсеку передаются через силовой конус клепаной конструкции.

Особенностями конструкции третьей ступени являются: отсутствие у бака окислителя обечайки (он образован средним и верхним днищем топливного отсека и имеет чечевицеобразную форму) и использование нижнего днища топливного отсека в качестве опоры для двигательной установки, из-за чего пришлось придать днищу форму конуса. Двигательная установка третьей ступени состоит из маршевого ЖРД РД-0212 и четырехкамерного рулевого двигателя РД-0214. Маршевый ЖРД по устройству и работе аналогичен двигателю второй ступени РД-0210 и является его модификацией: с целью размещения элементов рулевого двигателя на нем изменена компоновка подводных магистралей и ряда агрегатов. Рулевой двигатель РД-0214 разработан в КБХА под руководством С.А. Косберга и А.Д. Конопатова. Двигатель выполнен по схеме без дожигания генераторного газа с турбонасосной системой подачи топлива на базе одного турбонасосного агрегата (ТНА). Его важной отличительной особенностью является привод ТНА от двух одновременно работающих

газовых турбин. Их питание осуществляется различными генераторами, один из которых вырабатывает окислительный (с избытком окислителя в продуктах сгорания), а другой — восстановительный (с избытком горючего в продуктах сгорания) газы, которые затем используются для наддува баков ступени. На остальных ступенях каждый из баков горючего наддувается восстановительным газом, вырабатываемым в газогенераторе наддува соответствующего двигателя. Бак окислителя наддувается окислительным газом, получение части которого на каждом двигателе производится путем смешения горячего генераторного газа, отбираемого за турбиной ТНА, с жидким окислителем в смесителе для снижения температуры. Камеры рулевого ЖРД максимально разнесены по диаметру ступени и подвешены шарнирно на цапфах. Для управления полетом ступени камеры могут отклоняться с помощью электроприводов на углы до 45 градусов. На третьей ступени располагается приборный отсек, в котором размещены основные приборы системы управления РН.

Вторая и третья ступени после отделения осаживаются тормозными пороховыми ракетными двигателями, расположенными на небаковых отсеках клепаной конструкции.

Головной блок РН «Протон-К» включает в себя полезный груз и головной аэродинамический обтекатель. В варианте РН «Протон-К» с РБ в состав головного блока входит также разгонный блок.

Полезный груз на РН устанавливается на верхний шпангоут приборного отсека третьей ступени посредством проставки (шасси). Отделение КА осуществляется по его стыку с проставкой за счет срабатывания разрывных болтов.

Для каждого типа полезного груза используется соответствующий головной обтекатель. Обтекатель сбрасывается в начальный период работы второй ступени.

Основные характеристики РН приведены в таблице 4.1.

В великом всегда можно заметить малое, в котором сокрыто ещё одно великое. Небольшой и забавной деталью, отличающей РН «Протон-К», является конструкция гаргров, в которых по внешней поверхности ступеней

Таблица 4.1.

Технические характеристики РН 8К82К «Протон-К»

Характеристика	Значение
Стартовая масса, т	698
Сухая масса (с головным обтекателем), т	53,65
Масса полезного груза, выводимая на круговую орбиту высотой 200 км с наклоном 51 град., т	20,9
Масса полезного груза, выводимая на геостационарную орбиту ($h = 36\,000$ км, $i = 0 \pm 0,25^\circ$), т	3,0–3,2
Масса полезного груза, выводимая на переходную траекторию ($h_a = 36\,000$ км, $h_p = 5500$ км, $i = 7...25^\circ$), т	4,8–5,5
Масса полезного груза, выводимая на отлетные траектории, т:	
к Луне	до 6,2
к Марсу	до 5,0
к Венере	до 5,4
Длина (без головного блока), м	42,33
Наибольший поперечный размер, м	7,4
Количество ступеней	3
Компоненты топлива:	
окислитель	АТ
горючее	НДМГ
Первая ступень	
Стартовая масса, т	449,9
Сухая масса, т	32,5
Длина, м	21,18
Наибольший поперечный размер, м	7,4
Диаметр центрального блока, м	4,1
Диаметр бокового блока, м	1,6
Двигатели: РД-253 (шесть штук)	
Тяга на Земле, кН	1474 (x6)
Тяга в пустоте, кН	1635 (x6)
Удельный импульс на Земле, Нс/кг	2795
Удельный импульс в пустоте, Нс/кг	3100
Продолжительность работы, сек.	130
Вторая ступень	
Стартовая масса, т	172,1
Сухая масса, т	12,1
Длина, м	17,05
Наибольший поперечный размер, м	4,1
Диаметр топливных баков, м	4,1
Двигатели: РД-0210 (три штуки), РД-0211 (одна штука)	
Тяга в пустоте, кН	582 (x4)
Удельный импульс в пустоте, Нс/кг	3203
Продолжительность работы, сек.	230
Третья ступень	
Стартовая масса, т	50,7
Сухая масса, т	4,35
Длина, м	6,86
Наибольший поперечный размер, м	4,1
Диаметр топливных баков, м	4,1

Продолжение таблицы 4.1

Характеристика	Значение
Маршевый двигатель: РД-0212	
Тяга в пустоте, кН	582
Удельный импульс в пустоте, Нс/кг	3203
Продолжительность работы, сек.	до 250
Рулевой двигатель: РД-0214	
Тяга в пустоте, кН	32
Удельный импульс в пустоте, Нс/кг	2930
Продолжительность работы, сек.	до 270
Точность выведения	
По высоте, км	до 15
По периоду обращения, сек.	до 8
По углу наклона орбиты, угловых минут	до 1,5

проложены коммуникации систем управления. У большинства отечественных РН гаргроты имеют коробчатое сечение, так как это технологически проще, а повышенное аэродинамическое сопротивление такой конструкции для ракет не играет особой роли. На «Протоне» гаргроты имеют технологически более сложную, зато наивыгоднейшую с точки зрения аэродинамики оживальную форму, поскольку в отличие от остальных отечественных РН, производство которых развертывалось на бывших артиллерийских или машиностроительных предприятиях, основу ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, где производится «Протон», составляет бывший авиационный завод, а значительная часть тогдашнего КБ «Салют» была создана из сотрудников авиационного ОКБ-23 В.М. Мясищева, для которых было кощунством цеплять на борт РН нечто неудобнообтекаемое.

С 1992 года ГКНПЦ им. М.В. Хруничева вело работы по модернизации ракеты «Протон-К», результатом которых стало создание носителя 8К82КМ «Протон-М». К основным отличиям нового средства выведения относятся:

- усиление конструкции хвостового отсека третьей ступени и переходного отсека второй ступени;
- использование современной элементной базы;
- облегчение РН за счет применения новых конструкционных материалов и уменьшения массы телеметрической аппаратуры;

— использование новых негерметичных приборных отсеков РН из легких углепластиковых композиционных материалов;

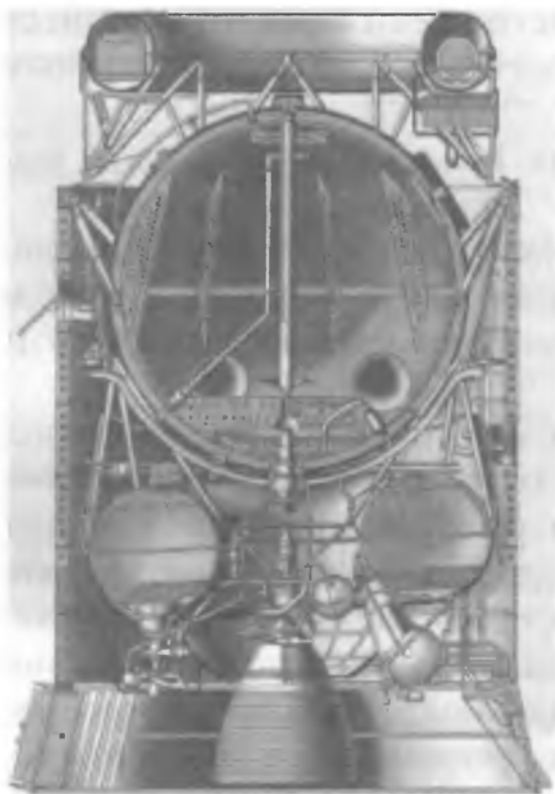
— новая система управления РН на базе бортовой вычислительной машины;

— новая система измерения уровня компонентов ракетного топлива, которая совместно с новой СУ сокращает остатки компонентов ракетного топлива на 40% и повышает экологичность РН.

В составе ракеты-носителя «Протон М» предусмотрено применение увеличенных головных обтекателей, что позволило практически в два раза увеличить объем для размещения полезной нагрузки. Увеличенный объем головного обтекателя позволяет комплектовать космическую головную часть (КГЧ) различными разгонными блоками, в том числе кислородно-водородным разгонным блоком (КВРБ), что заметно увеличивает энергетические возможности нового носителя по выведению тяжелых полезных грузов на высокоэнергетические орбиты. Другим разгонным блоком, которым может комплектоваться ракета-носитель «Протон-М», является РБ «Бриз-М», работающий на компонентах топлива азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин.

В ходе летных испытаний нового носителя, которые начаты в 2001 г., ракета «Протон-М» успешно вывела на орбиты ряд отечественных (телекоммуникационный спутник «Экран-М») и иностранных космических аппаратов коммерческого назначения (Nimiq-2, W3A).

Особенности конструкции РБ. При запусках КА «Ураган» используется РБ 11С861-01 «ДМ» (рис. 4.9) — представитель славного семейства разгонных блоков, созданных в ОКБ-1 (РКК «Энергия»). Прообразом семейства явился разгонный блок «Д» комплекса Н1-Л3, который разрабатывался в рамках лунной пилотируемой программы в соответствии с Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 3 августа 1964 г. В начале 1969 г. была разработана модификация блока «Д» для выведения на геостационарную орбиту спутников связи и телевидения, которые разрабатывало КБ ПМ (Главный конструктор М.Ф. Решетнёв). Спутники связи не имели аппаратуры управления ракетным блоком, поэтому блок «Д» был оснащен самостоятельной системой управления, располо-



*Рис. 4.9. Разгонный блок
11C861-01 «ДМ»*

женной в герметичном приборном отсеке торовой формы, в котором также размещалась аппаратура телеметрии и командной радиолнии. Приборный отсек был установлен на специальной ферме над баком окислителя и имел систему терморегулирования. На блоке «Д» был установлен двигатель 11Д58М. Эта модификация блока получила обозначение «ДМ», или 11C86. В марте 1969 г. блок «ДМ» был внедрен в программу спутников связи и уже 25 лет успешно выводит их на геостационарную орбиту, причём за счёт дальнейшего усовершенствования

своих характеристик в настоящее время он способен выводить на геостационарные орбиты спутники массой до 2600 кг. Блок «ДМ» может использоваться с приборным отсеком (11C86) и без него (11C824М). Высокая степень его унификации достигается выделением модульной части блока, представляющей собой топливный отсек с двигателем и основной частью аппаратуры управления двигательной установкой, расположенной на баке горючего. Эта модульная часть является единой для обеих разновидностей блока «ДМ». В 1982 г. разгонный блок с модифицированной системой управления получил индекс 11C861. РБ предназначен для применения на РН «Протон-К», «Протон-М» и «Зенит-3». С 1974 г. по 1993 г. работы по блокам «ДМ» типа 11C824М и 11C861 проводились под руководством заместителя Главного конструктора Б.В. Чернятьева.

Конструктивно РБ представляет собой приборный и два топливных отсека, соединенные ферменной конструкцией.

Для уменьшения теплового притока к окислителю (переохлажденный кислород с температурой до -193°C) бак

окислителя имеет сферическую форму и покрыт экранно-вакуумной теплоизоляцией. Для уменьшения длины РБ бак горючего (керосин) выполнен в форме тора, внутри которого на кардановом подвесе расположен ЖРД 11Д58 разработки ОКБ-1 многократного (до семи раз) включения. Такая установка двигателя позволяет производить управление по каналам тангажа и рыскания. Для управления по крену используется поворотное сопло, работающее на горячем генераторном газе. Оригинальной особенностью конструкции РБ является расположение торового бака горючего под углом 30° , что существенно упростило конструкцию заборного устройства, обеспечивающего надежный запуск ДУ в условиях малой перегрузки. Для создания перегрузки перед включением основного двигателя используется автономная двигательная установка системы обеспечения запуска (ДУ СОЗ) с вытеснительной подачей высококипящих самовоспламеняющихся компонентов топлива, которую разработало КБТМ «Союз». На блоке установлены две ДУ СОЗ, прикрепленные к нижнему днищу бака горючего симметрично относительно продольной оси, которые сбрасываются после запуска основного двигателя блока при его последнем включении. На РБ впервые в мире применено ставшее потом классическим расположение баллонов гелия внутри бака жидкого кислорода, что за счет использования эффекта низкотемпературного упрочнения металла баллонов позволило снизить массу системы наддува баков РБ.

Приборный отсек выполнен в виде герметичного торообразного контейнера и закреплен на внутреннем и внешнем ярусах верхней фермы. Контейнер изготовлен разъемным и содержит приборы системы управления, а также воздушно-жидкостную систему терморегулирования.

Разгонный блок «ДМ» комплектуется коническим и цилиндрическим переходниками, которые связывают его с РН. При отделении РБ от третьей ступени РН конический переходник отделяется вместе со ступенью, а через некоторое время сбрасывается и цилиндрический переходник.

Разгонный блок «ДМ» имеет сухую массу 3420 кг, в том числе массу отделяемых в полёте элементов — 1090 кг;

массу КА, выводимых на ГСО, — до 2600 кг; заправляемый запас компонентов топлива — 15 050 кг; тягу двигателя 11Д58М в пустоте — 8550 кгс и удельную тягу (в пустоте) — 361 с.

4.2.2. Особенности технического и стартового комплексов.
Особенности СК. Пуски РН «Протон» производятся с четырех ПУ из состава двух СК, расположенных на космодроме Байконур (5 ГИК) (площадки 81 и 200).

Разработка стартового комплекса 8П882К (ПУ № 23 и № 24, площадка 81, рис. 4.10) велась с 1962 г. в Конструкторском бюро общего машиностроения КБОМ (в то время ГСКБ «СПЕЦМАШ») под руководством В.П. Бармина. Первый пуск двухступенчатого варианта РКН «Протон» осуществлен 16 июля 1965 г. С 1965 г. велись доработки устройств и агрегатов, обеспечивающих обслуживание носителя при подготовке к пуску, с целью возможности



Рис. 4.10. Стартовый комплекс 8П882К
(ПУ № 23 и № 24, площадка 81, космодром Байконур)

проведения работ с модернизированной ракетой 8К82К «Протон-К». К началу 1967 г. доработки агрегатов на месте эксплуатации комплексов на космодроме Байконур были завершены. И с марта 1967 г. началась эксплуатация РКН «Протон-К» в трехступенчатом варианте. В 1969–1972 г. был проведен ещё ряд доработок агрегатов для обеспечения проведения работ с головными блоками с орбитальными станциями ОПС «Алмаз» и ДОС 17К. В дальнейшем по мере развития головных блоков постоянно дорабатывались агрегаты обслуживания и транспортно-установочные агрегаты. С учетом накопленного опыта в семидесятые годы прошлого века был спроектирован, построен и введен в эксплуатацию ещё один стартовый комплекс 8П882К-4Ф (ПУ № 39, № 40, площадка 200, рис. 4.11). Первый пуск состоялся 24 июля 1977 г. (ПУ № 40).

Каждый из СК предназначен для подготовки к пускам и проведения пусков ракет-носителей «Протон» с различ-



*Рис. 4.11. Стартовый комплекс 8П882К-4Ф
(ПУ № 39 и № 40, площадка 200, космодром Байконур)*

ными космическими головными частями (КГЧ). Оба СК соединены сетью коммуникаций и общим для обеих площадок комплексом сооружений, обеспечивающих каждую из них сжатыми газами, водой, электроэнергией, хладагентами для термостатирования компонентов топлива и космических аппаратов. Технологическое оборудование СК обеспечивает доставку РН с КГЧ с технического на стартовый комплекс, установку ее на пусковое устройство (ПУ), проведение электрических проверок РН и КГЧ, заправку РН и разгонного блока (РБ) компонентами топлива и сжатыми газами, набор готовности двигательной установки (ДУ) РН и пуск РН с КГЧ. Агрегаты и системы СК, все технологические процессы подготовки к пуску и пуску РН созданы с учетом максимальной безопасности обслуживающего персонала и высокой экологичности при эксплуатации (несмотря на токсичность используемых компонентов ракетного топлива). В состав технологического оборудования СК входят следующие системы и средства:

- транспортно-установочное и пусковое оборудование;
- средства обслуживания ракеты-носителя и космической головной части;
- заправочные средства;
- автоматизированная система управления технологическим наземным оборудованием (НО);
- средства термостатирования;
- средства нейтрализации паров и проливов КРТ;
- система измерений;
- система газоснабжения;
- системы газового контроля;
- системы противопожарной технологической защиты;
- система наземного электроснабжения спецтоками.

Транспортно-установочное и пусковое оборудование обеспечивают транспортировку РН с КГЧ на СК, установку ракеты на ПУ и ее вертикализацию, подстыковку к ракете заправочных и дренажных коммуникаций, электрических, гидравлических и газовых разъемов, проведение вспомогательных работ, подготовку к пуску и пуск ракеты (рис. 4.12). В состав оборудования входят следующие основные агрегаты:

- транспортно-установочная тележка;
- подъемно-установочное устройство;
- пусковое устройство.



Рис. 4.12. Этапы установки РН 8К82К на пусковое устройство

Средства обслуживания ракеты-носителя и космической головной части обеспечивают доступ обслуживающего персонала к различным зонам обслуживания РН и КГЧ. В состав средств обслуживания входят:

- агрегат обслуживания КГЧ в горизонтальном положении;

- башня обслуживания.

Заправочные средства состоят из комплекса систем, обеспечивающих прием, хранение и подготовку компонентов ракетного топлива (КРТ) и сжатых газов к заправке и заправку РН и разгонного блока (РБ), а также слив КРТ из баков РН и РБ при несостоявшемся пуске и их повторную заправку (в случае необходимости). Заправочные средства позволяют осуществлять как последовательную, так и параллельную заправку баков РН КРТ. В состав комплекса заправочных средств входят:

- системы заправки РН окислителем и горючим;

- система слива остатков КРТ из двигательных установок РН;

- система заправки сжатыми газами;

- система обеспечения сжатыми газами;

- станция газоснабжения;

- система заправки разгонного блока жидким кислородом;

- автоматизированная система управления.

Автоматизированная система управления технологи-

ческим наземным оборудованием предназначена для управления агрегатами и системами СК, участвующими в подготовке к пуску и пуске ракеты. Система построена по двухуровневой структуре. В нижний уровень входят системы прямого управления, а в верхний — система централизованной подготовки технологического оборудования СК, обеспечивающая координацию работ всех систем прямого управления.

Средства термостатирования предназначены для термостатирования КРТ, элементов РН, разгонного блока, КА и состоят из системы термостатирования КРТ РН и воздушно-жидкостной системы обеспечения температурного режима.

Средства нейтрализации паров и проливов КРТ предназначены для исключения вредного воздействия на обслуживающий персонал и окружающую среду паров и случайных проливов КРТ при проведении работ, связанных с заправкой (сливом) ракеты-носителя КРТ, а также со всеми технологическими и подготовительными операциями на системах заправки. Предусмотрены две системы нейтрализации: система нейтрализации паров КРТ, система сбора и нейтрализации случайных проливов КРТ.

Система измерений предназначена для сбора, преобразования, автоматической обработки, регистрации и предоставления информации о работе агрегатов и систем стартового комплекса, а также для измерения и регистрации некоторых параметров наземного контрольно-проверочного оборудования РН в период проведения технологических операций по подготовке к пуску и пуску РН. Система обеспечивает сбор и обработку информации от датчиков по основным параметрам (давление, температура, угловые перемещения, вибрация, нагрузки).

Система газоснабжения предназначена для приема (производства), хранения, контроля кондиционности и выдачи сжатых газов (воздуха, азота и гелия) с целью обеспечения работы наземного оборудования и бортовых систем РН и КА. В состав системы газоснабжения входят:

- компрессорные станции;
- хранилища сжатых газов;
- коммуникации газоснабжения;
- подвижные железнодорожные и автомобильные агрегаты газоснабжения.

Системы газового контроля предназначены для контроля воздушной среды в помещениях, где возможны утечки паров КРТ, азота, гелия и кислорода и своевременной выдачи электрических, световых и звуковых сигналов о состоянии воздушной среды в указанных помещениях для предупреждения обслуживающего персонала об опасности. Системы газового контроля функционируют непрерывно на протяжении всего технологического цикла подготовки РН к пуску.

Система противопожарной технологической защиты предназначена для защиты РН, находящейся на пусковом устройстве, и технологического оборудования системы заправки горючим от случайно возникших возгораний. Система обеспечивает тушение пожара на стартовом сооружении и в хранилище горючего.

Система наземного электроснабжения спецтоками предназначена для обеспечения электропитанием постоянным током технологических систем СК, а также комплектов контрольно-проверочного оборудования РН и разгонного блока. Оборудование системы дублированное и обеспечивает потребителей бесперебойным электроснабжением.

К основным сооружениям СК относятся:

- стартовые сооружения;
- командный пункт;
- хранилища КРТ и сжатых газов;
- сооружение термостатирования;
- сооружение нейтрализации паров и проливов КРТ;
- сооружение системы электроснабжения;
- насосная станция системы пожаротушения;
- станция газоснабжения.

Основные характеристики СК представлены в таблице 4.2.

Особенности ТК. Технический комплекс предназначен для подготовки ракеты-носителя и космического аппарата к вывозу на стартовый комплекс, а также сборки, хранения, проверки и приведения в определенные готовности, технического обслуживания космического аппарата и ракеты-носителя. Комплекс сооружений ТК РН «Протон-К» расположен на площадке 92 космодрома Байконур (рис. 4.13).

Основными сооружениями ТК являются:

Таблица 4.2

Основные характеристики СК 8П882К

Характеристика	Значение
Количество технологических систем на одном СК (агрегатов)	46
Количество ПУ	2
Расстояние между ПУ, м	600
Управление предстартовыми операциями	дистанционное; автоматическое (при отсутствии обслужива- ющего персонала в других сооружениях)
Стыковка гидравлических, пневматических и электрических коммуникаций к ракете	дистанционная, авто- матическая
Отстыковка коммуникаций от борта ракеты- носителя	ходом ракеты
Время подготовки РН «Протон» с КГЧ, дни	3—4
Минимальный интервал между пусками с одной пусковой установки, сут.	не более 20



*Рис. 4.13. Технический комплекс РН 8К82К «Протон К»
(площадка 92, космодром Байконур)*

монтажно-испытательный корпус (МИК) РН;
монтажно-испытательный корпус КА (монтажно-испытательный корпус объектов – МИКО);
сооружения энергообеспечения;
компрессорная станция;
заправочная станция ДУ КА;
хранилище РН и КА.

В состав технологического оборудования ТК входят следующие системы и средства:

монтажно-стыковочное оборудование;
средства обслуживания ракеты-носителя и космической головной части;
заправочные средства ДУ КА;
наземный проверочный комплекс;
средства термостатирования;
средства нейтрализации паров и проливов КРТ;
система измерений;
системы газового контроля;
системы противопожарной технологической защиты;
система наземного электроснабжения спецтоками.

Монтажно-стыковочное оборудование обеспечивает перегрузку и стыковку ступеней РН, установку КА в стенд, стыковку с РН КА и ГО, перегрузку РКН на транспортно-установочную тележку или тележки обслуживания (хранения), а также монтажные операции по разборке РКН в случае отмены пуска. В состав монтажно-стыковочного оборудования входят комплекты тележек обслуживания (хранения), комплекты траверс, мостовые краны, стенды подготовки КА.

Средства обслуживания ракеты-носителя и космической головной части обеспечивают проведение сборки, пневмо- и электроиспытаний РН и КГЧ. В состав средств обслуживания входят комплекты проверочного оборудования (инструмент, кабели, трубопроводы, стойки обслуживания, пневмоагрегаты и т. п.):

Наземный проверочный комплекс предназначен для управления агрегатами и системами ТК, участвующими в проведении автономных и комплексных электроиспытаний РН и КА.

Назначение, а нередко и состав остальных систем соответствует описаниям, приведенным выше для СК.

Типовые операции подготовки РН и КА к пуску. Под-

готовка ракеты-носителя «Протон-К» к пуску осуществляется на техническом и стартовом комплексах космодрома Байконур.

Ступени и блоки РН поступают в монтажно-испытательный корпус (МИК) технического комплекса с завода на специальных железнодорожных платформах и в вагонах.

Типичный технологический график подготовки РН на ТК включает:

- подготовку наземного технологического оборудования к приему РН;
- прием РН и комплектующих элементов;
- выгрузку ступеней РН из железнодорожных платформ (специальных вагонов) и их перегрузку на комплект тележек рабочего места подготовки;
- снятие со ступеней съемных элементов, устанавливаемых для обеспечения транспортировки РН;
- монтаж и стыковку ступеней;
- проведение пневмоиспытаний;
- проведение электроиспытаний (осуществляемых в два этапа: проведение автономных электроиспытаний с целью проверки систем и агрегатов РН по специальным программам, затем проведение комплексных электроиспытаний, в ходе которых проверяется согласованная работа систем и агрегатов РН в режиме, наиболее близком к полетному);
- стыковка РН с КГЧ и проверка взаимосвязей между ними;
- перегрузка РКН на транспортно-установочную тележку.

Все операции выполняются на горизонтально лежащей ракете. Специфической особенностью подготовки РН «Протон-К» в МИКе является монтаж боковых блоков первой ступени на центральном блоке, осуществляемый на специальном стапеле «револьверного» типа (рис. 4.14). Космическая головная часть готовится отдельно.

Подготовка РБ и КА производится примерно в том же порядке. Для подготовки имеются специальные стенды, где КА проверяется в вертикальном положении. Особенностью подготовки КА является его гораздо большая длительность, по сравнению с циклом подготовки РН (сотни часов по сравнению с десятками).

На транспортно-установочной тележке РКН перево-



Рис. 4.14. Станель «револьверного» типа, на котором производится сборка блоков первой ступени

зится на стартовый комплекс.

На стартовом комплексе РН «Протон-К» устанавливается в вертикальное положение подъемно-установочным агрегатом стационарного типа, с ней проводится цикл предстартовых проверок (по программе, которая, как правило, по объему и содержанию близка к программе комплексных испытаний на ТК). Затем носитель заправляется компонентами ракетного топлива и осуществляется его прицеливание.

Пуск РН. Пуск РН «Протон-К» (рис. 4.15) производится дистанционно с пускового устройства стационарного типа. При сходе РН с него стартовые опоры автоматически убираются в специальные ниши, которые закрываются броневыми крышками. Отстыковка коммуникаций от борта РН «Протон-К» при ее пуске осуществляется ходом ракеты. Оборудование центра пускового устройства, где расположены электро- и пневмостыки, также закрывается двухстворчатым колпаком.

Разделение первой и второй ступеней РН «Протон-К» осуществляется по «горячей» схеме. Запуск двигателей второй ступени производится до разрыва механических связей между ступенями и до полного выключения двигателей первой ступени. При этом торможение первой ступени происходит за счет воздействия газов, истекающих из двигателей верхней ступени, на специальный теп-



лозащитный экран, установленный на переднем днище бака окислителя.

Сброс головного обтекателя осуществляется на участке полета второй ступени. При этом обтекатель делится на две полустворки путем раскрытия замков продольного и поперечного стыков. Сброс створок осуществляется специальными толкателями.

Разделение второй и третьей ступеней происходит за счет тяги рулевого ЖРД третьей ступени, запускаемого до выключения маршевых ЖРД второй ступени. Торможение второй ступени осуществляется установленными на ней шестью пороховыми двигателями. После расхождения ступеней запускается маршевый двигатель третьей ступени.

В конце активного участка траектории маршевый ЖРД выключается и работает только рулевой двигатель. Это позволяет более точно обеспечить достижение требуемой конечной скорости.

Отделение полезного груза осуществляется после выключения рулевого двигателя. При этом третья ступень тормозится четырьмя пороховыми двигателями.

Дальнейшее выведение осуществляется с помощью РБ «ДМ». Перевод орбитального блока с опорной орбиты на целевую осуществляется по двухимпульсной схеме (два включения маршевого двигателя разгонного блока) с использованием переходной орбиты.

После отделения третьей ступени начинается работа управляющих реактивных микродвигателей разгонного блока, которые вначале обеспечивают демпфирование угловых скоростей орбитального блока после отделения, а

Рис. 4.15. Пуск
РН 8K82K

затем его ориентацию и стабилизацию на всех участках свободного полета (когда маршевый двигатель не работает).

В процессе свободного полета орбитального блока система управления выполняет маневры (развороты) ориентации корпуса орбитального блока для обеспечения необходимых углов засветки КА. Кроме этого система управления разгонного блока выполняет программные развороты для обеспечения необходимой ориентации вектора тяги маршевого двигателя перед выдачей импульсов для изменения параметров орбиты, а также перед отделением КА.

Схема выведения блока из трёх КА «Ураган» включает: выведение космической головной части на промежуточную круговую орбиту с высотой ~200 км;

переход на эллиптическую орбиту с перигеем ~200 км, апогеем ~19 100 км и наклоном 64,9 град.;

переход на целевую круговую орбиту (19 100 × 19 100 км, наклоном 64,9 град.);

Перевод каждого спутника в заданную точку орбитальной плоскости проводится с помощью спутниковой двигательной установки.

Точность приведения в рабочую точку орбиты:

по периоду обращения — 0,5 сек.;

по аргументу широты — 1°;

по эксцентриситету — ~0,01;

по наклону орбиты — ~0,3°.

Типичная циклограмма выведения блока КА «Ураган» с помощью РН «Протон К» приведена в таблице 4.2.

Пуск — это венец усилий тысяч людей; это захватывающее зрелище, на десятки секунд превращающее самых прожженных циников в романтиков (а для такого даже секунда — много!); это концентрированное и зримое воплощение могущества обычных людей; это редкий в обычной жизни момент величия и торжества честности и ответственности по отношению к своему делу; это ожидаемая, выстраданная — и все равно неожиданная и готовая до последнего момента ускользнуть удача; это праздник, который не испортить никаким официозом (потому что все равно потом сами соберутся и отметят безо всяких формальностей); наконец, это предвестник желанной

Таблица 4.2

Циклограмма запуска

Операция	Расчетное время от старта, час.мин.сек.
Контакт подъема (КП)	0:00:00
Сброс первой ступени, выход ДУ второй ступени на режим	0:02:07,13
Сброс головного обтекателя	0:03:20
Отделение второй ступени, выход ДУ третьей ступени на режим	0:05:38,02
Раскрытие антенн РБ	0:06:09,9
Наддув системы обеспечения запуска (СОЗ) двигателя РБ	0:06:10,2
Предварительная команда на отделение РБ	0:09:40,35
Главная команда, Отделение РБ с КА от РН	0:09:52,81
Сброс среднего переходника	0:10:47,8
первое включение СОЗ РБ	0:56:59,1
первое включение маршевой ДУ РБ	1:01:58,15
Выключение СОЗ РБ	1:01:59,1
Выключение ДУ РБ	1:07:50,98
второе включение СОЗ РБ	3:49:49,0
второе включение маршевой ДУ РБ	3:54:48,94
Выключение СОЗ РБ	3:54:49,0
Выключение ДУ РБ	3:57:13,16
Отделение блока КА от РБ (КО)	3:57:28,16

возможности выспаться — при условии, что в зале МИКа уже не лежит следующая ракета.

Хотя хуже некуда, если в МИКе давно ничего не лежит...

4.3. Орбитальная подсистема

4.3.1. Баллистическое построение орбитальной системы. В качестве орбит для новой системы первоначально были выбраны средневысокие (20 000 км) полусуточные орбиты, которые обеспечивали оптимальное соотношение между количеством КА в системе и величиной зоны радиовидимости. Однако впоследствии высота рабочей орбиты была уменьшена до 19 100 км. Это было сделано исходя из того, что для КА, имеющих период обращения равный половине суток, проявляется резонансный эффект влияния определенных гармоник геопотенциала, приводящий к достаточно быстрому «разрушению» заданного относительного положения НКА и конфигурации системы в целом. Очевидно, что в этом случае для под-

держания системы пришлось бы чаще проводить коррекции орбиты каждого КА.

При выбранной высоте орбиты для гарантированной видимости потребителем не менее четырех спутников их количество в системе должно составлять 18, однако оно было увеличено до 24-х с целью повышения точности определения собственных координат и скорости потребителя путем предоставления ему возможности выбора из числа видимых спутников четверки, обеспечивающей наивысшую точность. Следует отметить, что в настоящее время это требование потеряло актуальность, поскольку современная стандартная навигационная аппаратура потребителя имеет возможность принимать сигналы от 8 до 12 КА в зоне радиовидимости одновременно, что позволяет не заботиться о выборе оптимальной четверки, а просто обрабатывать все принимаемые измерения.

В окончательном варианте была принята следующий вариант баллистического построения (рис. 4.16): три плоскости по шесть (восемь) КА на орбитах $i = 64,8 \pm 0,3$ град, высота круговой орбиты — 19 100 км (18 840...19 440 км), эксцентриситет — $0 \pm 0,01$.

Орбитальные плоскости разнесены относительно друг друга на 120° (по абсолютной долготе восходящего узла). Плоскостям присвоены номера 1, 2, 3 с возрастанием в направлении вращения Земли. Номинальные значения абсолютных долгот восходящих узлов идеальных плоскостей, зафиксированных на 00 часов Московского времени 1 января 1983 г., равны: $215^\circ 15' 00'' + 120^\circ(j - 1)$, где j — номер плоскости ($j = 1, 2, 3$). Номинальные расстояния между соседними КА в орбитальной плоскости по аргументу широты составляют 45° . Средняя скорость прецессии орбитальных плоскостей равна $-0,00059251$ радиан/сутки. Спутникам первой плоскости присвоены номе-

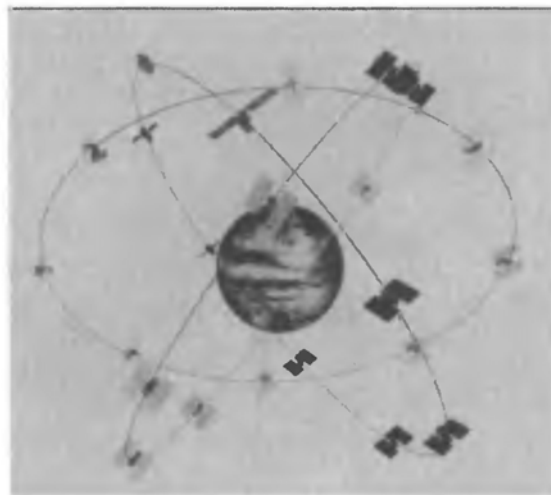


Рис. 4.16. Орбитальное построение группировки КСН «ГЛОНАСС»

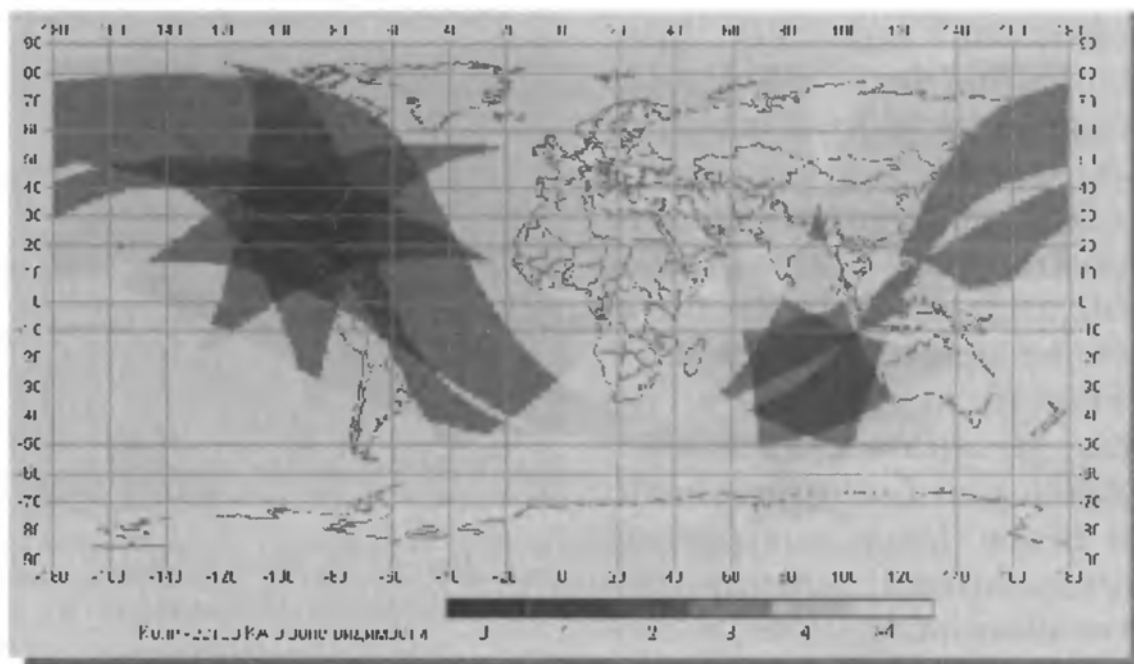


Рис. 4.17. Количество видимых КА системы «ГЛОНАСС» на текущий момент времени по земной поверхности при минимальном угле места 5° (22:40:21 26.10.2005)

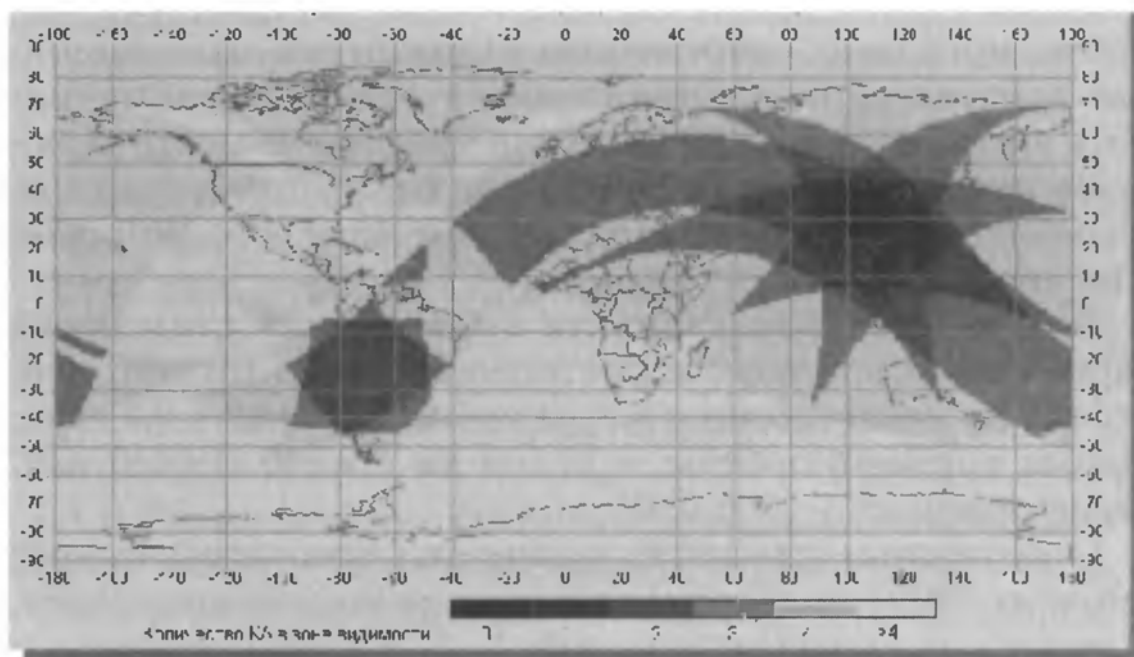


Рис. 4.18. Количество видимых КА системы «ГЛОНАСС» на текущий момент времени по земной поверхности при минимальном угле места 5° (9:08:18 27.10.2005)

ра 1–8, второй плоскости – 9–16, третьей плоскости – 17–24, с возрастанием против направления движения КА. Аргументы широты спутников с номерами $n = N + 8$ и $n = N + 16$ отличаются от аргументов широты спутников

с номерами $n = N$ и $n = N + 8$ на $+15^\circ$ соответственно (где $N = 1...8$) и составляют на 00 часов Московского времени 1 января 1983 г.: $145^\circ 26' 37'' + 15^\circ (27 - 3n + 25n^*)$, где

$n = (1...24)$ – номер спутника; $n^* = \left[\frac{n-1}{8} \right]$ – т. е. целая часть числа $\frac{n-1}{8}$. Другими словами, орбитальные плоскости

сдвинуты относительно друг друга по аргументу широты на 15° . Максимальные уходы спутников относительно идеального положения в орбитальной плоскости не превышают пяти градусов на интервале пять лет. Интервал повторяемости трасс движения спутников и зон радиовидимости для наземных средств – 17 витков (7 суток, 23 часа 27 минут 27 секунд). Драконический период обращения спутника ГЛОНАСС – 11 часов 15 минут 44 секунды.

Такая конфигурация орбитальной структуры позволяет обеспечивать глобальную и непрерывную зону действия системы, а также оптимальную геометрию взаимного расположения спутников для повышения точности определения координат.

Пока же отсутствие на орбите хотя бы минимально необходимого количества спутников (18 КА) приводит к периодическому ухудшению возможностей пользователя по определению своих навигационных параметров (рис. 4.17–4.18).

4.3.2. Космический аппарат. Космические аппараты семейства «ГЛОНАСС» (11Ф654 «Ураган», рис. 4.19) для отечественной глобальной навигационной спутниковой системы были спроектированы в конструкторском бюро НПО прикладной механики (НПО ПМ имени М.Ф. Решетнева) в г. Красноярск-26 (Железногорск). До начала 1990-х г. изготовление КА «ГЛОНАСС» велось производственным объединением «Полет» (г. Омск) по конструкторской документации и под авторским наблюдением НПО ПМ. Затем в силу экономических причин головное предприятие вернулось к практике самостоятельного изготовления своих аппаратов, и все модернизированные спутники системы ГЛОНАСС отныне производятся только на НПО ПМ.

КА «Ураган» конструктивно состоит из цилиндриче-



*Рис. 4.19. Космический аппарат
«Ураган»*

ского гермоконтейнера, в котором размещаются служебные системы и специальная аппаратура. С двух сторон контейнер закрыт эллиптическими днищами. На «нижнем» (в положении штатной ориентации) днище КА смонтирована платформа с антенно-фидерными устройствами и панелью угловых отражателей, на «верхнем» — топливные баки и штанга магнитометра.

На боковой поверхности гермоотсека закреплены два привода системы одноосной ориентации панелей СБ, два раскрывающихся на орбите радиатора системы терморегулирования, два блока двигателей ориентации и датчики ориентации. Оптические угловые отражатели, предназначенные для калибровки радиосигналов измерительной системы с помощью измерений дальности до спутника в оптическом диапазоне, а также для уточнения геодинамических параметров модели движения спутника. Конструктивно угловые отражатели формируются в виде блока, постоянно отслеживающего направление на центр Земли. Масса первых КА составляла 1415 кг, нынешние аппараты имеют массу около 1450 кг, при этом масса конструкции составляет всего 237 кг (масса блока из трех КА — около 4350 кг). Диаметр гермоконтейнера равен 2350 мм, длина КА с раскрытой штангой магнитометра — 7840 мм, а размах панелей солнечных батарей (СБ) — 7230 мм. Гарантийный срок активного функционирования КА составляет три года.

В состав бортовой аппаратуры входят: специальная аппаратура (навигационный комплекс); бортовой комплекс управления; система ориентации и стабилизации; система коррекции; система терморегулирования; система электроснабжения.

Специальная аппаратура (навигационный комплекс) обеспечивает функционирование спутника как элемента системы ГЛОНАСС. В состав аппаратуры входят: хронизатор, формирователь навигационных радиосигналов,

бортовой компьютер, приемник навигационной информации и передатчик навигационных радиосигналов. Бортовой *хронизатор* предназначен для непрерывной выдачи высокостабильных синхрочастот в системы спутника, а также для формирования, хранения и выдачи бортовой шкалы времени. В состав хронизатора входят атомный стандарт частоты (три комплекта) и устройство формирования синхрочастот и шкал времени. *Формирователь навигационных радиосигналов* обеспечивает формирование псевдослучайных фазоманипулированных навигационных радиосигналов, содержащих дальномерный код и навигационное сообщение в полосе частот L2 (1246,4375...1256,5 МГц) и L1 (1602,5625 ...1615,5 МГц). Первоначально прорабатывался вариант размещения двух передатчиков навигационного сигнала, излучающих в надир (для наземных пользователей и КА на низких орбитах) и в зенит (для КА на геостационарных орбитах). Однако в итоге остался лишь один «нижний» навигационно-временной комплекс. Это позволило снизить затраты на изготовление и без того дорогостоящей аппаратуры КА. Формирователь навигационных радиосигналов включает в свой состав аппаратуру формирования навигационных сигналов, основная часть которой расположена в гермоконтейнере, и антенно-фидерную систему, конструктивно представляющую собой решетку, состоящую из двух групп спиральных излучателей: центральной (четыре излучателя) и периферийной кольцевой (восемь излучателей на кольце диаметром 850 мм).

Для каждого КА предусмотрено два режима применения: номинальный (штатный) и профилактический. В номинальном режиме НКА находится в составе орбитальной группировки и излучает навигационные сигналы. В профилактическом режиме НКА выводится из группировки для проведения профилактических работ по обслуживанию бортовых систем.

Бортовой комплекс управления обеспечивает управление системами спутника и контролирует правильность их функционирования. В состав бортового комплекса управления входят следующие системы и приборы: бортовая аппаратура командной системы, бортовой вычислительный комплекс (БВК), блок управления и система телеметрического контроля. Бортовая *аппаратура коман-*

дной системы обеспечивает решение следующих задач: измерение параметров орбиты КА в радиодиапазоне (погрешность измерений дальности — три метра) и оптическом диапазоне (погрешность измерений — 0,3 м); исполнение разовых команд для управления системами спутника; обработку временных программ; прием, формирование и передачу сигналов бортовой шкалы времени; выдачу навигационной информации; передачу телеметрической информации; ретрансляцию информации обмена между наземными средствами. *Бортовой вычислительный комплекс* предназначен для запоминания и обработки навигационной информации; формирования навигационных кадров и выдачи их в формирователь навигационных радиосигналов; контроля состояния формирователя навигационных радиосигналов и переключения его комплектов; запоминания и выдачи кодов временных программ и скачков в командно-измерительную систему; формирования и выдачи сигнала «Вызов НКУ»; автономного тестового контроля работоспособности аппаратуры БВК с выдачей сообщения по телеметрическим каналам; формирования и выдачи «отчета БВК» по навигационному каналу при аварийной ситуации в БВК и выведения КА из режима эксплуатации (для анализа ситуации на наземных станциях); пересчета информации об изменении задержки дальномерного сигнала и переключения комплектов формирователя навигационных радиосигналов; формирования в навигационном кадре признака непригодности спутника к использованию потребителями при отказе блока управления. *Блок управления* обеспечивает включение спутника после выведения на орбиту, подачу питания на пиропатроны для расчеховки механических систем после отделения КА от РБ. Блок управления распределяет питание между всеми электроприборами, координирует совместную работу подсистем при проведении режимов коррекции, разгрузки управляющих маховиков, а также осуществляет управление системами КА в аварийных ситуациях при потере ориентации или отказах системы электропитания. *Система телеметрического контроля* обеспечивает получение данных о техническом состоянии систем и агрегатов КА.

Система ориентации и стабилизации обеспечивает успокоение спутника после отделения от ракеты-носителя.

ля, начальную ориентацию солнечных батарей на Солнце и продольной оси спутника на Землю, затем ориентацию продольной оси спутника на центр Земли и нацеливание солнечных батарей на Солнце, а также стабилизацию спутника в процессе коррекции орбиты. КА «Ураган» используют активную трехосную систему ориентации с управляющими маховиками и реактивной системой разгрузки. В состав системы ориентации входят чувствительные (блок измерения угловых скоростей, приборы ориентации на Землю и Солнце, приборы солнечной ориентации по каналу рыскания, магнитометры) и исполнительные (электромеханический исполнительный орган, привод вращения панелей солнечных батарей, электромагнитные устройства, стабилизирующий маховик, двигательная установка, блок управления) элементы. Система ориентации и стабилизации работает в следующих режимах: успокоения; начальной ориентации на Солнце; закрутки вокруг поперечной оси; начальной ориентации на Землю; ориентации на Землю; ориентации при проведении коррекции. Для ориентации на центр Земли в системе используются прибор на основе инфракрасного построения местной вертикали. Погрешность ориентации на центр Земли не хуже трёх градусов, а отклонение нормали к поверхности солнечной батареи от направления на Солнце — не более пяти градусов. Для минимизации возмущений на движение центра масс спутника разгрузка двигателей маховиков производится с помощью магнитопровода. В качестве исполнительного органа при осуществлении успокоения и стабилизации спутника во время выдачи импульса коррекции используется двигательная установка. Режим успокоения, в результате которого происходит гашение угловых скоростей, включается в зоне радиовидимости отдельных командно-измерительных комплексов. В режиме начальной ориентации на Солнце осуществляется разворот спутника относительно продольной оси с помощью управляющих двигателей-маховиков до появления Солнца в поле зрения прибора ориентации на Солнце, который установлен на панели солнечных батарей. Режим ориентации на Землю начинается из положения ориентации на Солнце путем разворота спутника с помощью двигателей-маховиков вдоль оси, ориентированной на Солнце, до появления Земли в поле зрения

прибора ориентации на центр Земли. В штатном режиме обеспечивается ориентация оси спутника вместе с антеннами на центр Земли с помощью управляющих двигателей-маховиков по сигналам с приборов ориентации на центр Земли, ориентация солнечных батарей на Солнце путем разворота спутника вместе с солнечными батареями с помощью управляющего двигателя-маховика по одному каналу и разворотов панелей батарей относительно корпуса спутника с помощью привода вращения солнечных батарей по другому каналу по сигналам приборов ориентации на Солнце. В режиме ориентации перед проведением коррекции и стабилизации спутника во время выдачи импульса коррекции отслеживание ориентации на Солнце не производится.

Система коррекции обеспечивает приведение спутника в заданное положение в плоскости орбиты и его удержание в данных пределах по аргументу широты. Система включает двигательную установку и блок управления ей. Двигательная установка состоит из 24 двигателей ориентации с тягой 10 г (в двух симметричных блоках) и двух двигателей коррекции с тягой 500 г.

Система терморегулирования обеспечивает необходимый тепловой режим спутника. Регулирование тепла, отводимого из гермоконтейнера, осуществляется жалюзи, которые открывают или закрывают радиационную поверхность в зависимости от температуры газа. Отвод тепла от приборов осуществляется циркулирующим газом с помощью вентилятора.

Система электроснабжения включает солнечные батареи, аккумуляторные батареи, блок автоматики и стабилизации напряжения. Начальная мощность солнечных батарей — 1600 Вт, площадь — 17,5 м². При прохождении спутником теневых участков Земли и Луны питание бортовых систем осуществляется за счет никель-кадмиевых аккумуляторных батарей. Их разрядная емкость составляет 70 ампер-часов.

Для обеспечения надежности на спутнике устанавливаются по два или по три комплекта основных бортовых систем. Таким образом, на КА «ГЛОНАСС» возложено выполнение следующих функций:

— излучения высокостабильных навигационных радиосигналов двух типов — стандартной точности (СТ или CSA)

без преднамеренного ухудшения характеристик и высокой точности (ВТ) в дециметровом диапазоне волн;

- приема, хранения, формирования и передачи навигационной информации (данных);

- формирования, оцифровки, хранения и передачи сигналов времени;

- ретрансляции или излучения сигналов для радиоконтроля орбиты спутника и определения поправок к бортовой шкале времени;

- приема, квитирования, дешифровки и отработки разовых команд;

- приема, запоминания и отработки программ управления режимами функционирования спутника на орбите;

- формирования телеметрических данных о состоянии бортовой аппаратуры и передачи их в подсистему контроля и управления (ПКУ);

- приема и обработки кодов коррекции и фазирования бортовой шкалы времени;

- выработки и передачи сигналов «Вызов НКУ» при сбое или выходе важных контролируемых параметров за пределы нормы;

- анализа состояния бортовой аппаратуры (совместно с ПКУ) и выработки управляющих команд.

В процессе функционирования КА последовательно находится в следующих режимах работы: ожидания после выведения на орбиту; начальной ориентации; приведения в расчетную точку; штатного функционирования.

КА запускаются по три штуки одним носителем. Длительность выведения на начальную орбиту составляет обычно около 4 час. 10 мин. После выведения по команде, выдаваемой разгонным блоком непосредственно после выключения ДУ, включается электропитание некоммутируемых шин питания и дежурные схемы спутников. Через 15 сек. после этого система управления РБ выдает команду на отделение спутников. Эта операция осуществляется для трех КА синхронно с их закруткой с угловой скоростью не более $27^\circ/\text{сек}$. Процесс отделения спутников контролируется с помощью телеметрической системы РБ. На каждом спутнике при его отделении формируется команда «Контакт отделения», по которой он переводится в режим ожидания. В этом режиме при прохождении КА в зоне радиовидимости средств наземного ком-

плекса управления обеспечивается прием команд управления и передачи телеметрических данных. Длительность функционирования КА в режиме ожидания составляет до трех суток.

Перевод спутника в режим начальной ориентации происходит в зоне радиовидимости наземных средств в следующей последовательности: раскрытие панелей СБ и штанги магнитометра; успокоение спутника; начальная ориентация СБ на Солнце и КА — на Землю. В процессе успокоения осуществляется торможение вращательного движения КА с помощью ДУ и разворот панелей СБ для установки их в плоскости, совпадающей с продольной осью КА, и выставки их активной поверхностью в одну сторону. В режиме начальной солнечной ориентации осуществляется разворот вокруг продольной оси с помощью маховиков до попадания Солнца в поле зрения приборов солнечной ориентации с последующим переводом в закрутку вокруг оси, ориентированной на Солнце. Режим начальной ориентации на Землю проводится в ЗРВ НКУ на участках орбиты, где угол «Солнце-НКА-Земля» составляет $90 \pm 18^\circ$. При этом обеспечивается торможение вращения КА и его разворот с помощью управляющих двигателей-маховиков вокруг направления, ориентированного на Солнце до попадания Земли в поле зрения прибора ориентации на Землю. После этого включается режим поддержания ориентации на Солнце и Землю одновременно. Начальная фаза функционирования, во время которой осуществляется проверка работоспособности всех бортовых систем и построение необходимой ориентации, может иметь продолжительность от 5 до 12 витков.

Приведение КА в заданную орбитальную позицию осуществляется в несколько этапов: определение параметров орбиты выведения и формирование программы приведения; выдача импульсов коррекции для обеспечения требуемой скорости смещения спутника относительно исходной орбиты; пассивное движение КА по орбите со смещением по аргументу широты в заданном направлении; выдача импульсов, обеспечивающих торможение движения спутника, и приведение его в заданную позицию; проведение измерений параметров рабочей орбиты. Время, затрачиваемое на приведение, составляет от

одной недели до одного месяца и определяется начальным угловым положением в точке выведения относительно рабочей точки. После завершения всей программы приведения КА в заданное положение с требуемой точностью производится окончательное уточнение параметров орбиты, высокоточная синхронизация бортовой шкалы времени, расчет временных поправок и закладка их на борт. После этого КА может использоваться по целевому назначению.

Запуск новой тройки КА всегда осуществляется в одну из рабочих позиций, в которой остается один из новых спутников. Два других разводятся в соседние рабочие точки. При этом предварительно возможен перевод уже функционирующих КА в новую рабочую точку.

При работе КА «Ураган» были отмечены помехи, создаваемые ими при проведении наземных радиоастрономических наблюдений в полосе частот 1610,6...1613,8 МГц. Кроме того, полоса частот 1610,6...1626,5 МГц распределена на первичной основе спутниковой службе распределения и службе мобильной космической связи при работе в направлении «Земля-борт», а полоса частот 1613,8...1626,5 МГц распределена службе мобильной космической связи в направлении «борт-Земля» на вторичной основе. В связи с этим, начиная с сентября 1993 г. проводится поэтапное смещение и сокращение занимаемого системой диапазона частот. При этом принцип частотного разделения навигационных радиосигналов сохраняется, но общее число частот будет сокращено до двенадцати. Чтобы исключить возможность возникновения помех внутри системы ГЛОНАСС, в модернизированной системе навигационные радиосигналы, излучаемые на одной и той же частоте, будут формироваться спутниками, находящимися в противоположных точках орбиты.

В настоящий момент эксплуатируются спутники «ГЛОНАСС» двух модификаций — собственно «Ураган ГЛОНАСС» и КА модифицированной серии «Ураган-М ГЛОНАСС-М» (рис. 4.20), первый из которых был запущен в декабре 2003 г. Эти два аппарата основаны на сходных проектно-конструкторских решениях и на общей космической платформе герметичного исполнения. Основные изменения свелись прежде всего к модификации ан-



Рис. 4.20. Космический аппарат «Ураган-М»

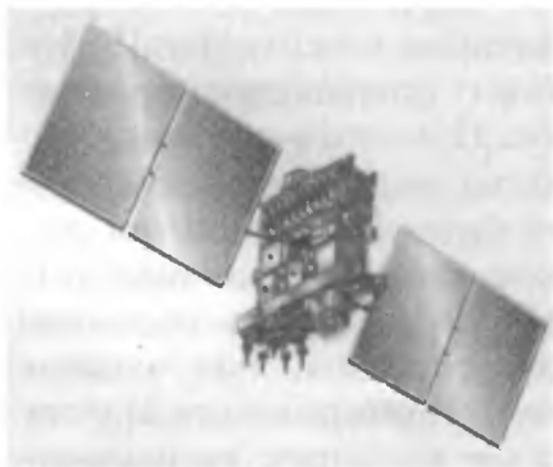


Рис. 4.21. Космический аппарат «Ураган-К»

тенно-фидерного устройства, компоновки солнечных батарей, увеличению проектного срока активного существования до семи лет и введению второй навигационной частоты для гражданских пользователей.

Перспективный КА «ГЛОНАСС-К» (рис. 4.21) — аппарат принципиально новой конструкции, основанный на негерметичной платформе, унифицированной по основным узлам с платформой НПО ПМ «Экспресс-1000», и относящийся к классу малых космических аппаратов. Аппараты «ГЛОНАСС-К» существенно легче своих предшественников, что обеспечивает значительную экономию затрат на их доставку на орбиту и расширяет диапазон используемых средств выведения (это можно рассматривать как один из системных эффектов взаимовлияния облика одного из элементов системы на облик другого). Расчетный срок активного существования увеличен до 10–12 лет. Введена также третья

«гражданская» частота L-диапазона.

Таким образом, налицо тенденция повышения возможностей единичного КА по обеспечению потребностей все более широкого круга потребителей, снижения стоимости эксплуатации и повышения автономности функционирования КА.

С недавних пор полезность этих КА проявилась еще с одной неожиданной стороны. Дело в том, что центровка конструкции КА производится путем установки балансировочных пластин (обычных железок), которые за умеренную плату могут быть сделаны именными и даже полированными. Способность растрясти толстосума, обуянного манией величия, должна быть признана замечательной особенностью ГЛОНАССов как честный способ отъема денег на благо страны без содействия прокуратуры. Тем более что на дальности орбитального полета все рекламные выверты мельчают до исчезновения и в космической выси маленькая звездочка космического аппарата все равно зримо несет лишь одно имя — имя своей страны. Нашей страны.

4.4. Наземный комплекс управления системы ГЛОНАСС

4.4.1. Подсистема контроля и управления. Наземный комплекс управления системы ГЛОНАСС принято называть подсистемой контроля и управления (ПКУ). ПКУ предназначена для контроля правильности функционирования, управления и информационного обеспечения сети спутников системы ГЛОНАСС и состоит из следующих взаимосвязанных стационарных элементов: центра управления системой ГЛОНАСС (ЦУС), центрального синхронизатора (ЦС), контрольных станций (КС), системы контроля фаз (СКФ), квантово-оптических станций (КОС), аппаратуры контроля навигационного поля (АКНП) (рис. 4.22).

Наземный сегмент выполняет следующие функции:

- проведение траекторных измерений для определения и прогнозирования и непрерывного уточнения параметров орбит всех спутников;

- временные измерения для определения расхождения бортовых шкал времени всех спутников с системной шкалой времени ГЛОНАСС, синхронизация спутниковой шкалы времени с временной шкалой центрального синхронизатора и системы единого времени путем фазирования и коррекции бортовых шкал времени спутников;

- формирование массива служебной информации (навигационных сообщений), содержащего спрогнозирован-



Рис. 4.22. Наземный комплекс управления системы ГЛОНАСС

ные эфемериды, альманах и поправки к бортовой шкале времени каждого спутника и другие данные, необходимые для формирования навигационных кадров;

передача (закладка) массива служебной информации в память ЭВМ каждого спутника и контроль за его прохождением;

контроль по телеметрическим каналам за работой бортовых систем спутников и диагностика их состояния;

контроль информации в навигационных сообщениях спутника, прием сигнала «Вызов НКУ»;

управление полетом спутников и работой их бортовых систем путем выдачи на спутники временных программ и команд управления, контроль прохождения этих данных, контроль характеристик навигационного поля;

определение сдвига фазы дальномерного навигационного сигнала спутника по отношению к фазе сигнала центрального синхронизатора;

планирование работы всех технических средств ПКУ, автоматизированная обработка и передача данных между элементами ПКУ.

В автоматизированном режиме решаются практически все основные этапы управления навигационным спутником и контроля навигационного поля.

С использованием специального математического обеспечения в сетях ЭВМ решаются следующие задачи: планирование работы ПКУ с навигационным спутником и формирование программы работы для средств ЦУС и других элементов, расчет баллистической информации для планирования и управления спутником, командно-программной информации, обработка телеметрической информации, контроль навигационного поля, обработка траекторных измерений и прогнозирование пространственного положения спутника и расхождение их шкал времени с временной шкалой системы.

Рассмотрим основные функции элементов ПКУ.

Центр управления системой

Центр управления системой, соединенный каналами автоматизированной и неавтоматизированной связи, а также линиями передачи данных с элементами ПКУ, планирует и координирует работу всех средств ПКУ на основании принятого для ГЛОНАСС ежесуточного режима управления спутниками в рамках технологического цикла управления. При этом ЦУС собирает и обрабатывает данные для прогноза эфемерид и частотно-временных поправок, осуществляет с помощью так называемого баллистического центра расчет и анализ пространственных характеристик системы, анализ баллистической структуры и расчет исходных данных для планирования работы элементов ПКУ.

Информацию, необходимую для запуска спутников, расчета параметров их орбитального движения, управления ими в полете, ЦУС получает от системы единого времени и эталонных частот, системы определения параметров вращения Земли, системы мониторинга гелио- и геофизической обстановки. Центральный синхронизатор, взаимодействуя с ЦУС, формирует шкалу времени ГЛОНАСС, которая используется для синхронизации процессов в системе, например, в системе контроля фаз. Он

включает в свой состав группу водородных стандартов и представляет собой групповой эталон времени и частоты. Для поддержания требуемых характеристик шкалы времени системы ГЛОНАСС центральный синхронизатор периодически проверяется по Государственному эталону времени и частоты.

Контрольные станции

Контрольные станции (станции управления, измерения и контроля) входят в состав отдельных командно-измерительных комплексов. Они осуществляют сеансы траекторных и временных измерений, необходимых для определения и прогнозирования пространственного положения спутников и расхождения их шкал времени с временной шкалой ГЛОНАСС, а также собирают телеметрическую информацию о состоянии бортовых систем спутников. С их помощью происходит закладка в бортовые ЭВМ спутников массивов служебной информации (альманах, эфемериды, частотно временные поправки и др.), временных программ и оперативных команд для управления бортовыми системами

Траекторные измерения осуществляются с помощью радиолокационных станций, которые определяют запросным способом дальность до спутников и радиальную скорость. Дальномерный канал характеризуется максимальной ошибкой около двух — трех метров. Процесс измерения дальности до спутника совмещается по времени с процессом закладки служебной информации, выдачи временных программ и команд управления, а также со съемом телеметрических данных со спутника.

Для эфемеридного обеспечения с контрольной станции в ЦУС ежедневно выдается по каждому спутнику по 10—12 наборов (сеансов) измеренных текущих навигационных параметров объемом примерно один килобайт каждый.

В настоящее время для обеспечения работ ГЛОНАСС могут использоваться контрольные станции, рассредоточенные по всей территории России. Часть контрольных станций и других элементов наземного сегмента ГЛОНАСС осталась вне территории России (в странах СНГ) и может быть использована лишь при наличии соответствующей инфраструктуры управления на-

вигационной системой и из условий надежного решения задач траекторных измерений для всей орбитальной группировки.

Такая сеть контрольных станций обеспечивает закладку на спутники системы один раз в сутки высокоточных эфемерид и временных поправок (возможна закладка два раза в сутки).

В случае выхода из строя одной из станций возможна ее равноценная замена другой, так как сеть контрольных станций обладает достаточной избыточностью, и в худшей ситуации работу системы может обеспечивать ЦУС и одна станция, однако интенсивность ее работы будет очень высокой.

При планировании работы контрольных станций на сутки определяются основные и резервные станции для проведения сеансов измерений с необходимой избыточностью. Контрольные станции имеют тройное резервирование по аппаратуре (один комплект рабочий, второй — в резерве, третий — профилактические работы). Коэффициент готовности средств ПКУ в сеансе измерений и закладки информации на борт спутника близок к единице.

Описанная сеть контрольных станций отличается от аналогичной структуры СРНС GPS тем, что обеспечивает высокое качество управления орбитальной группировкой только с национальной территории. Следует отметить, что контрольные станции ГЛОНАСС могут использоваться и для обеспечения функционирования других космических средств.

Квантово-оптические станции

Квантово-оптические станции (КОС) предназначены для периодической юстировки радиотехнических каналов измерения дальности контрольных станций с помощью лазерного дальномера. В этих целях на каждом спутнике размещены специальные лазерные отражатели. Применение КОС обеспечивает высокоточное измерение параметров движения спутников ГЛОНАСС. За последние 20 лет разработаны три отечественные лазерные станции слежения, или КОС: лазерная дальномерная система «Гео-ИК», КОС «Эталон», КОС «Майданак» (Узбекистан).



Рис. 4.23. Квантово-оптическая станция системы «Майданак»

Всего в России было сооружено 20 таких комплексов. Станции «Гео-ИК» являются частью геодезической системы «Гео-ИК», которая используется для определения земных координатных систем и моделей гравитационного поля Земли. Эти модели являются основой для высокоточных определений орбит спутников ГЛОНАСС.

Квантово-оптические станции типа «Эталон» и «Майданак» используются для корректировки радиолокационных измерений и в процессе определения

орбит в ГЛОНАСС. Второе поколение КОС «Эталон» позволяет определять положение спутников, видимых по отраженному вниз солнечному свету (со звездной величиной менее чем 13) на максимальной высоте около 20 000 км. Погрешность измерения дальности при интервале усреднения в 15 сек. составляет около 1,5–2 см и углового положения 2–3'.

Квантово-оптическая система «Майданак» представляет собой многофункциональный комплекс, который позволяет измерять дальность до космических объектов на высотах до 40 000 км (со звездной величиной 16). Максимальная угловая ошибка определения положения спутника имеет порядок от 0,5 до 1–2", а погрешность измерения дальности — не более 1,5–1,8 см.

Наиболее эффективно лазерные станции работают в ночное время при хорошей видимости.

Система контроля фаз

Система контроля фаз (СКФ) обеспечивает контроль (сверку) сигнала, излучаемого спутником с целью измерения фазового и частотного сдвига бортовых эталонов времени и частоты относительно эталона ЦС. Эта инфор-

мация необходима для синхронизации фаз навигационных сигналов, излучаемых всеми спутниками ГЛОНАСС. Такая процедура производится с помощью контрольного навигационного приемника СКФ. В процессе сверки (для определения сдвига бортовой шкалы времени) принятые дальномерные сигналы спутника сравниваются с опорными сигналами, полученными от высокостабильного (относительная нестабильность порядка 10^{-13}) эталона частоты ЦС.

В результате сравнения измеряется псевдодальность $PR(t) = R(t) + A(t)$, где $R(t)$ – дальность от СКФ до спутника, $A(t)$ – погрешность ее измерения, обусловленная в частности рассогласованием фаз между бортовым стандартом времени и частоты и ЦС. В связи с тем, что псевдодальность является измеряемой величиной, и учитывая максимальную ошибку $R(t)$, значение $A(t)$ можно определить с точностью три – четыре метра. В дальнейшем $A(t)$ можно усреднить на длительном интервале, экстраполировать на заданный момент времени ($t + T$) и привести к соответствующей размерности для коррекции, например, шкалы времени и частоты бортового эталона.

Результаты измерений, проводимых в СКФ, автоматизировано передаются в ЦУС для расчета поправок к фазе и частоте бортового эталона, входящих в навигационные сообщения соответствующего спутника. Сверка фаз дальномерных сигналов выполняется один раз в сутки. для каждого спутника. Параметры для синхронизации бортовой шкалы времени обновляются два раза в сутки поэтому вклад погрешности из-за сдвига фаз дальномерного сигнала спутника в результирующую погрешность измерения псевдодальности может составить не более пяти – шести метров.

Аппаратура контроля навигационного поля

Аппаратура контроля поля представляет собой высокоточную аппаратуру потребителей, располагаемую на контрольных станциях и имеющую высокоточную геодезическую привязку, и обеспечивает непрерывный контроль характеристик навигационного обеспечения (в частности точностных характеристик координатно-временного обеспечения, которые должны поддерживаться с

достаточно высокой достоверностью — с вероятностью не хуже 0,997, а так же характеристик целостности) с помощью системы ГЛОНАСС на территории России.

Для оценки качества работы ГЛОНАСС предусматривается диагностика работы основных бортовых систем спутников, контроль точности решения навигационной задачи и качества информации, содержащейся в навигационных сообщениях спутников.

Диагностику бортовых систем спутника можно осуществлять на АКНП, например, по результатам его самоконтроля, которые передаются в навигационном кадре. В случае обнаружения неисправности, влияющей на качество навигационного сигнала, признак непригодности данного спутника для навигационных определений потребителей (соответствующее значение параметра «Д» навигационного кадра) автоматически включается в состав навигационного сообщения спутника не позднее, чем через одну минуту после обнаружения неисправности. Это позволяет потребителям исключить неисправный спутник из процедуры навигационных определений.

Контроль качества навигационного обеспечения системой ГЛОНАСС ведется аппаратурой АКП в основном в двух режимах: контроля навигационной системы и контроля поля.

Режим контроля навигационной системы предусматривает непрерывное сравнение измеренных значений псевдодальностей и псевдоскоростей с их прогнозируемыми значениями для всех видимых спутников ГЛОНАСС (одновременно в зоне радиовидимости АКНП может находиться до 8—11 спутников). За время сеанса связи от каждого спутника принимаются и контролируются данные, содержащиеся в навигационных кадрах, а также осуществляется измерение с помощью его сигналов первичных навигационных параметров (псевдодальности и псевдоскорости). После окончания сеанса связи в АКНП выполняется автономный анализ полученной информации и контролируется отсутствие сигнала «Вызов НКУ».

При отрицательном результате проверки спутника об этом автоматически сообщается в ЦУС с указанием конкретных причин, где принимаются необходимые меры по устранению неисправностей, ограничивающие или временно исключающие использование спутника по целево-

му назначению. Выход из строя отдельных спутников ГЛОНАСС не приводит к заметному ухудшению точностных характеристик навигационного поля системы, так как группировка спутников имеет необходимую избыточность по числу навигационных спутников.

Режим контроля навигационного поля предусматривает решение навигационной задачи по каждому оптимальному созвездию спутников над соответствующим АКНП. Эта процедура включает также сравнение эталонных координат с текущими результатами местоопределения по данному созвездию и выполняется непрерывно по автономному плану. Результаты навигационных определений (а при отрицательных данных контроля и измерительная информация, используемая в этом сеансе) передаются в ЦУС для оценки текущих характеристик навигационного обеспечения, анализа причин аномальных характеристик и принятия решения по дальнейшему варианту функционирования системы.

В такой ситуации могут быть предприняты следующие меры:

- передача на борт спутника команды, формирующей в составе кадра навигационной информации признака непригодности навигационного спутника для использования его сигналов потребителями системы ГЛОНАСС;

- проведение с использованием телеметрического канала работ с аппаратурой спутника по отысканию в ней неисправностей;

- пересчет и перезакладка на борт спутника навигационной информации;

- выполнение сеанса навигационных измерений с данным спутником с помощью другой аппаратуры АКНП.

Перечисленных видов контроля с учетом избыточности орбитальной группировки обычно достаточно для поддержания требуемых характеристик

В СРНС ГЛОНАСС в отличие от GPS осуществляется раздельное решение задач эфемеридного и частотно-временного обеспечения.

Эфемеридное обеспечение

Эфемеридное обеспечение поддерживается комплексом технических и программных средств, выполняющих радиоконтроль орбит спутников с нескольких наземных

контрольных станций, обработку результатов траекторных измерений и расчет эфемеридной информации (ЭИ), передаваемой далее с помощью командно-измерительных систем на спутник.

Высокая точность расчета эфемерид обеспечивается соответствующей точностью измерительных средств, внесением поправок на выявленные методические погрешности, применением в процессе расчета эфемерид не только текущих траекторных измерений, но и накапливаемых за недельный срок. При этом дальномерные данные, получаемые от станций слежения за спутниками, периодически калибруются, что обеспечивает высокое качество траекторных измерений в системе ГЛОНАСС.

Ранее предполагалось, что такие традиционные методы управления будут использоваться до 2000 г. В дальнейшем планировался переход на новые технологии, включающие межспутниковые угломерно-дальномерные измерения, что обеспечит качественный скачок в координатно-временном обеспечении потребителей. Однако внедрение новых технологий и сегодня остаётся делом будущего.

Система ГЛОНАСС создавалась в условиях, когда уровень фундаментальных исследований в области геодезии, геодинамики и геофизики не обеспечивал требуемую точность эфемеридного обеспечения системы. В этих условиях был проведен комплекс работ по обоснованию путей решения этой проблемы через построение согласующих моделей движения спутников, параметры которых определяют в процессе решения самой задачи баллистико-навигационного обеспечения системы.

Исследования показали, что необходимо отказаться от типовых острорезонансных (например, с периодом обращения спутника, равным 12 час., как в американской СНС GPS, когда период вращения Земли вокруг своей оси равен двум периодам обращения спутника) орбит спутников, так как в процессе моделирования уравнений траекторного движения спутников это повышает устойчивость их решений и ослабляет корреляции между параметрами отдельных уравнений (моделирующих, например, изменение геопотенциала, координат измерительных средств, радиационного давления). Кроме того, оказалось, что

наивысшая точность баллистико-эфемеридного обеспечения системы при решении многомерной навигационной задачи с расширенным вектором состояния обеспечивается при обработке измеренных текущих навигационных параметров на интервале восемь суток. Переход от орбит резонансных орбит был осуществлен путем увеличения числа витков спутника (по сравнению с GPS) на интервале восемь суток до 16–17. Число спутников в системе взято равным 24 сек. равномерным распределением по трем орбитальным плоскостям. Все спутники системы фазируются таким образом, что на больших временных интервалах они имеют один след на поверхности Земли. Это обеспечивает высокую баллистическую устойчивость системы и относительно высокую точность и простоту расчетов траекторий. Опыт эксплуатации системы показал, что при обеспечении начального периода обращения спутника с точностью не хуже 0,1 сек. на протяжении заданного срока активного существования спутника его положение в системе корректировать не нужно.

В настоящее время в системе ГЛОНАСС используется запросная технология эфемеридного обеспечения, когда исходной информацией эфемерид служат данные измерений текущих навигационных параметров спутников, поступающие в ЦУС от контрольных станций по программам межмашинного обмена через вычислительную сеть. Ежедневно осуществляется 10–12 сеансов передачи информации по каждому спутнику.

4.4.2. Типовые операции управления. Процесс эфемеридного обеспечения реализуется в ходе отработки типовых операции управления ПКУ, который предполагает решение следующих задач: предварительная обработка измерений текущих навигационных параметров, расчет начальных условий на начало каждого интервала работы, определение параметров движения, расчет и формирование эфемеридной информации и альманаха системы, апостериорная оценка точности формирования эфемеридной информации, оперативная и камеральная оценка возможности использования измерений контрольными станциями и временной информации в интересах эфемеридного обеспечения системы, обработка и прогнозирование параметров вращения Земли (ПВЗ).

Рассмотрим подробнее отдельные операции управления.

Предварительная обработка измерений текущих навигационных параметров. Цикл управления ЦУС начинается с запроса сеансов связи с контрольных станций для получения наборов измерений навигационных параметров и предварительной обработки этой информации. При этом выполняются следующие операции: дешифровка и анализ ключевых технологических, калибровочных и информационных посылок наборов (массива) данных; расчет априорных навигационных функций; преобразование информационных параметров, полученных в результате дешифровки массивов в значения навигационных параметров; коррекция массивов измерений текущих навигационных параметров с учетом поправок на распространение измерительного сигнала в ионосфере и тропосфере Земли; формирование и запись массивов измерений текущих навигационных параметров в базу данных.

Время решения задачи предварительной обработки информации для первого сеанса составляет 1,5 мин.

Расчет начальных условий. Для расчета начальных условий спутника на начало мерного интервала осуществляется считывание из базы данных исходных начальных условий, настройка математической модели движения спутника, расчет параметров движения спутника на заданное время численным методом интегрирования и запись полученных кинематических параметров движения в базу данных. В типовой операции управления интервал прогнозирования составляет около двух витков.

Определение параметров движения. После подготовки начальных условий, проведения измерений и решения задачи определения параметров движения спутника на восьмисуточном интервале производится уточнение расширенных начальных условий, включающих кинематические параметры движения, коэффициенты модели движения и измерений. В задаче определения параметров движения реализован итерационный метод Ньютона, при этом число итераций равно трём — четырём.

Формирование эфемерид. Полученные в ходе предыдущей операции условия используют для расчета эфемеридной информации (кинематические параметры движения спутника и составляющие действующего возмущаю-

щего ускорения), которая записывается в базу выходных данных. Из нее формируется служебная информация в заданном виде (форме) и передается на контрольные станции для закладки на борт спутника. Высокая точность расчета траектории движения спутника достигается в основном за счет разработки адекватной модели движения спутников, описываемой системой дифференциальных уравнений и учитывающей следующую совокупность сил: притяжения Земли (с учетом аномалий), Луны и Солнца, воздействия лунно-солнечных приливных вариаций геопотенциала, давления солнечного излучения. Основным фактором, определяющим характер движения спутника, является геопотенциал, возмущающая часть которого задаст общую эволюцию орбиты. Действие остальных возмущающих факторов примерно в 1000 раз меньше воздействия геопотенциала. Задача определения начальных условий движения спутника, а также расширенного вектора состояния решается на основе математической обработки измерений, полученных на восьми-суточном интервале наблюдений методом наименьших квадратов, который в настоящее время является основным методом оценивания траектории движения спутника.

Формирование альманаха системы. Альманах системы включает в себя: данные о состоянии всех навигационных спутников (альманах состояния), оценки сдвига бортовой шкалы времени каждого спутника относительно спутниковой шкалы времени (альманах фаз), грубые параметры орбит сети навигационных спутников (альманах орбит), сдвиг шкал времени относительно шкалы UTC (RF). Расчет альманаха системы ГЛОНАСС осуществляется на заданном интервале с шагом расчета одни сутки. Информация альманаха системы предназначена в частности для выбора потребителем созвездия спутников, по которым определяется местоположение. Результаты расчетов записываются в базу выходных данных. Из них формируется служебная информация и передается на контрольные станции для закладки на борт спутника.

Оценка точности эфемерид. В процессе проведения типовых операций управления производится неоперативное оценивание точностных характеристик эфемерид, ежесуточно уточняемых для каждого спутника. С учетом

уточненных на данных технологических сутках опорных эфемерид рассчитывают эталонные (осредненные на интервале измерения) кинематические параметры движения и вычисляют максимальные отклонения оцениваемых опорных эфемерид, прогнозируемые на 30 час., относительно эталонных. Вектор максимальных отклонений записывается в базу данных и используется при вычислении выборочных оценок точности эфемеридного обеспечения за определенный интервал времени для отдельных спутников или всей системы в целом.

Оценка возможности применения контрольных станций. Контроль возможности использования контрольных станций в интересах эфемеридного обеспечения осуществляется в два этапа. На первом этапе оперативно (ежедневно) после окончания выполнения типовых операций управления оценивается качество работы контрольных станций как по составу всей орбитальной группировки, так и в течение десятисуточного интервала предыстории.

На втором этапе — неоперативно (ежемесячно) в конце каждого месяца.

На этом этапе более углубленно оценивается качество работы контрольных станций, так как оцениваемый интервал берется равным не менее одного месяца и принимается решение о дальнейшем использовании данной контрольной станции в ПКУ ГЛОНАСС.

Определение параметров вращения Земли. Для обеспечения ГЛОНАСС параметрами вращения Земли в системе организовано оперативное определение координат полюса Земли, эксцесса длительности суток по данным измерений контрольных станций на основе совместного уточнения ПВЗ и вектора состояния системы. Специально разработанные методики позволяют определить и всемирное время в процессе эфемеридного обеспечения системы. Точность получаемых результатов оценивается для координат полюса на уровне 15–20 см, для длительности земных суток — 0,5 мс и для всемирного времени — один мс. Регулярное определение ПВЗ по данным наблюдений навигационных спутников в режиме оперативной службы осуществляется наемным комплексом ГЛОНАСС с 1984 г.

Получение этих данных методически и организационно тесно связано с технологией информационного обес-

печения спутников ГЛОНАСС, что определяет высокую надежность и оперативность определений, однородность и равномерность распределения данных, а также приемлемую для практических применений точность получаемых значений ПВЗ. Однако это привносит некоторую специфику в технологию определения ПВЗ. В первую очередь это региональное размещение контрольных станций исключительно на территории России и особенности орбитального построения системы.

Определение ПВЗ проводится в процессе технологического цикла управления спутниками ГЛОНАСС, предусматривающего проведение ежесуточных вычислений орбит спутников и ПВЗ по данным наблюдений каждого спутника за предшествующие восемь суток. В каждом таком решении получают оценки трех значений ПВЗ – двух координат полюса X_p , Y_p и скорости вращения Земли (экссесса длительности суток D .) Текущие значения координат полюса и скорости вращения Земли уточняются в процессе обработки наблюдений методом наименьших квадратов на восьмисуточном интервале. Этот интервал обеспечивает наилучшее усреднение и компенсацию неучтенных возмущений.

Всемирное время определяют при сопоставлении результатов текущих определений орбит спутников с их эфемеридами, вычисленными с использованием данных ПВЗ, согласованных на некоторую начальную эпоху с данными Международной службы вращения Земли. Таким образом, при выполнении каждого суточного технологического цикла получают n реализаций оценок всех четырех параметров: X_p , Y_p , D и разности шкал времени (поправки) (UT1-UTC), где n – число спутников. Усреднение этих данных с исключением аномальных значений дает возможность получить более точные оценки суточных значений ПВЗ, которые и составляют ряды данных ПВЗ, определяемых в ПКУ. Обработка результатов ежесуточных определений ПВЗ осуществляется в ЦУС еженедельно. Полученные результаты передают в вычислительный центр Государственных определений ПВЗ, где используют для вывода срочных и окончательных значений ПВЗ и публикуют в «Бюллетене серии Е» Госстандарта РФ.

Рассмотренные задачи эфемеридного обеспечения решают в автоматизированном режиме. Требуемая досто-

верность служебной информации и значительное снижение нагрузки по анализу результатов и нештатных ситуаций достигается включением в пакет помимо основных указанных задач по обработке измерений текущих навигационных параметров программных модулей по контролю входной и выходной информации, а также промежуточных расчетов.

Технология определения траектории движения спутника

Технология обработки измерений текущих навигационных параметров и определения траектории движения спутников ГЛОНАСС включает несколько вариантов в соответствии с требованиями к точности нахождения и прогнозирования эфемерид спутника, предъявляемым и на различных этапах полета, и составом измерений.

К таким этапам можно отнести: выведение и постановку спутника в системную точку с заданными значениями периода обращения и угловым положением в системной плоскости.

В типовых операциях управления ПКУ ГЛОНАСС предусмотрено использование измерений контрольных станций в запросном режиме с двумя разновидностями диаграмм направленности бортовой антенной системы — все-направленной и узкой. В первом случае точностные характеристики измерений запросной дальности находятся в пределах от сотен метров до десятков километров. Такие измерения выполняют только на первом этапе полета навигационного спутника.

Проведение измерений во втором случае определяет начало операций по приведению и постановке спутника в заданную системную точку. Требования к точности определяются исходя из необходимой точности коррекции орбит по периоду обращения или точности постановки в системную точку с заданными периодом обращения и угловым положением (0,1 сек. по периоду обращения и $0,1^\circ$ — по угловому положению).

Определение параметров движения спутника производится по запросным измерениям дальности и радиальной скорости в два этапа. На первом этапе определяют параметры движения спутника по измерениям радиальной скорости с последующей переработкой этих измерений с

использованием уточненных по ним начальных условий движения. На втором этапе вычисляют параметры движения спутника по измерениям дальности и радиальной скорости.

Параметры движения спутника на участках приведения и постановки спутника в системную точку находят на мерных интервалах продолжительностью 14 витков. Технология эфемеридного обеспечения на этапе штатной эксплуатации основана на использовании высокоточных измерений дальности КС и включает предварительную обработку измерений (расшифровка данных измерений КС с последующим устранением неоднозначности измерений дальности, калибровкой, приведением измерений к центру масс спутника для компенсации выноса бортовой антенны, учетом ионосферной и тропосферной рефракции).

Поправка, учитывающая влияние условий распространения сигнала в тропосфере, рассчитывается по данным метеоусловий в районе контрольных станций.

Решение проблемы высокоточных определений орбит возможно при создании высокоточных математических моделей движения и измерений, на точность которых влияют следующие факторы: геофизические, определяемые погрешностью задания системы координат и гравитационного поля Земли, геодинамические, связанные с нахождением координат полюса и неравномерности вращения Земли, а также факторы, обусловленные учетом негравитационных возмущений в модели движения.

В основе этих методов лежит понятие согласующих моделей, которые представляют собой системы геофизических параметров и параметров, определяющих математическую модель движения спутника по данным обработки навигационных измерений. Такие модели не являются фундаментальными, они пригодны только для конкретных орбит и позволяют при наличии высокоточных измерений параметров движения спутника и достаточно полном описании действующих на них сил уменьшить влияние погрешностей определения геофизических и геодинамических факторов на точность определения эфемерид конкретного спутника за счет уточнения координат измерительных пунктов, параметров гравитационного поля Земли, параметров вращения Земли и включе-

ния координат контрольных станций и других параметров согласующей модели в состав расширенного вектора состояния спутника.

При решении задач определения и прогнозирования движения спутника эфемериды рассчитывают путем численного интегрирования дифференциальных уравнений движения комбинированным методом Рунге-Кутты и Адамса в координатной системе, заданной средним экватором и равноденствием эпохи начала Бесселева года (в 1975 г.) В правых частях дифференциальных уравнений учитываются основные возмущающие силы. Гравитационное поле Земли представлено разложением в ряд по сферическим функциям до гармоник степени и порядка восьми включительно. При моделировании расчетных аналогов измерений учитываются уходы полюса и поправки ко времени за счет неравномерности вращения Земли.

При выводе спутника из системы требования к точности нахождения параметров движения определяются исходя из необходимости надежного вхождения в связь со спутником. В этом случае параметры движения спутника определяют на мерных интервалах длительностью не менее четырех витков не реже одного раза в месяц. В состав уточняемых параметров при этом включаются только кинематические.

4.4.3. Особенности комбинированного использования ГЛОНАСС и GPS. Между системами ГЛОНАСС и GPS существует ряд принципиальных различий в навигационных сигналах и навигационных сообщениях, которые необходимо учитывать при комбинированном использовании. Эти различия отражены в таблицах 4.3 и 4.4. Частотный метод разделения каналов, используемый в ГЛОНАСС, обуславливает усложнение радиотехнической части аппаратуры потребителя. Тактовая частота кода стандартной точности ГЛОНАСС в половину меньше тактовой частоты кода C/A GPS, что удваивает тепловые шумы приемника и потенциальную задержку многолучевости для аппаратуры потребителя ГЛОНАСС по сравнению с GPS.

Согласование систем отсчета координат и времени при комбинированном использовании информации, содержащейся в навигационных сигналах спутников ГЛОНАСС и GPS, реализуется в приемной аппаратуре потребителя

Таблица 4.3.

Различия в навигационных сигналах ГЛОНАСС и GPS

Характеристика	GPS	ГЛОНАСС
Метод разделения каналов	Кодовый (CDMA)	Частотный (FDMA)
Частота несущей L1 (МГц)	1575,42	1598,0625 — 1605,375*
Частота несущей L2 (МГц)	1227,60	1246,4375 — 1256,6
Тактовая частота кода C/A	1,023 МГц	0,511 МГц
Тактовая частота кода P	10,23 МГц	5,11 МГц
Длина кода C/A (символ)	1023	511
Длина кода P (символ)	6187104*1012	5,11*106
Тип кода C/A	Код Голда	ПСП
Тип кода P	PRN (ПСП)	ПСП
Модуляция	BPSK (биполярная фазовая манипуляция)	BPSK (биполярная фазовая манипуляция)
Скорость передачи данных	50 бит/сек.	50 бит/сек.
Селективный доступ (SA)	Выключен 01.05.2000	Нет
Криптозащита (A-S)	Есть	Нет

*Примечание: До 2005 г. ГЛОНАСС в диапазоне L1 использовал несущие частоты в полосе (1602,00—1608,75) МГц. После 2005 г. ГЛОНАСС в диапазоне L1 использует несущие частоты в полосе (1598,0625—1605,375) МГц. При этом несущие частоты 1604,8125 МГц и 1605,375 МГц в L1 используются в качестве технологических и только над территорией Российской Федерации.

Таблица 4.4

Различия в навигационных сообщениях ГЛОНАСС и GPS

Характеристика	GPS	ГЛОНАСС
Длительность суперкадра	12,5 мин.	2,5 мин.
Емкость суперкадра	37 500 бит (25 кадров)	7500 бит (5 кадров)
Резерв в суперкадре	~ 2700 бит	~ 620 бит
Длительность кадра	30 сек.	30 сек.
Количество строк в кадре	5	15
Длительность строки	6 сек.	2 сек.
Емкость строки	300 бит	100 бит
Эфемериды	Кеплеровы элементы орбиты	Геоцентрические координаты и их производные первого и второго порядков
Координаты	WGS-84	ПЗ-90
Время	UTC(USNO)	UTC(SU)
ЧВП	Полином второго порядка	Полином первого порядка
Параметры ионосферы	восемь сферических гармоник	Нет

путем введения соответствующих поправок и параметров преобразования.

Согласование шкал времени ГЛОНАСС и GPS. Системное время GPS (GPST) привязано к шкале времени Военно-морской обсерватории США UTC(USNO), расхождение GPST-UTC (где UTC – Coordinated Universal Time/Координированное Всемирное время) не должно превышать 1 мкс (по модулю одной секунды). Точная величина расхождения передается в навигационном сообщении. Наземный сегмент управления в течение последних нескольких лет удерживает величину расхождения между системным временем GPS и UTC на уровне до 30 нс (по модулю одной секунды). Это позволяет потребителям GPS получать UTC практически с такой же точностью. Система отсчета времени, используемая в ГЛОНАСС, отличается от UTC. Шкала UTC(SU) (Национального российского эталона Координированного Всемирного времени) смещена относительно UTC на +3 целых часа. С учетом этого смещения расхождение между системным временем ГЛОНАСС и UTC(SU) составляет примерно 200 нс.

Секундная коррекция UTC и системное время ГЛОНАСС. Коррекция UTC на величину ± 1 сек. проводится Международным Бюро Времени (BIPM) по рекомендации Международной службы вращения Земли (IERS) 1-го января или 1-го июля в 0 часов UTC и осуществляется одновременно всеми пользователями, воспроизводящими или использующими шкалу UTC. Предупреждение о моменте и величине коррекции UTC заблаговременно (не менее чем за три месяца) сообщается пользователям в соответствующих бюллетенях, извещениях и другими способами. Наземный сегмент управления спутниками GPS обеспечивает своевременную передачу потребителям данных о моменте коррекции и величине расхождения системного времени GPS и UTC, помещая соответствующие данные в навигационные сообщения спутников. Спутники ГЛОНАСС не содержат в навигационных сообщениях данных о коррекции UTC. Однако при проведении коррекции UTC проводится одновременная коррекция бортовых часов всех спутников ГЛОНАСС. Коррекция системного времени спутников ГЛОНАСС осуществляется путем соответствующего изменения оцифровки

последовательности секундных импульсов бортовых часов всех спутников ГЛОНАСС. В настоящее время практически все известные навигационные приемники, использующие сигналы спутников ГЛОНАСС, одновременно принимают сигналы спутников GPS, то есть являются комбинированными. В этих приемниках данные о моменте и величине коррекции UTC можно получить из навигационных сообщений спутников GPS. В навигационном кадре КА «ГЛОНАСС-М» предусмотрено заблаговременное уведомление потребителей о факте, величине и знаке секундной коррекции UTC. Кроме этого, в навигационное сообщение ГЛОНАСС-М введено слово tGPS, позволяющее определить расхождение шкал времени систем GPS (TGPS) и ГЛОНАСС (ТГЛ). Упомянутые выше величины определяются выражением: $TGPS - ТГЛ = DT + tGPS$, где DT — целая часть, а tGPS — дробная часть расхождения шкал времени, выраженного в секундах. Целая часть расхождения DT определяется потребителем из навигационного сообщения системы GPS. Расчет поправки будет выполняться средствами наземного комплекса управления ГЛОНАСС по измерениям ГЛОНАСС и GPS.

Согласование систем координат ПЗ-90 и WGS-84. Эфемериды спутников GPS, передаваемые в составе навигационного сообщения, заданы в земной связанной (ECEF) системе координат WGS84 (World Geodetic System 1984), созданной бывшим Картографическим управлением Министерства обороны США (DMA) (ныне NIMA) в 1984 г. Проведенный анализ подтверждает, что существуют некоторые различия между WGS-84 и ITRF, которое, однако, практически не оказывают влияния на точность навигационных определений при использовании кодовых измерений дальности до спутников. Система отсчета координат, используемая в системе ГЛОНАСС, реализуется набором координат станций слежения наземного комплекса управления ГЛОНАСС. Эти координаты были получены при разработке Топографической службой ВС РФ геодезических параметров Земли 1990 г. (ПЗ-90). В настоящее время принята нижеследующая матрица параметров преобразования между системами координат WGS-84 и ПЗ-90, которая в дальнейшем может быть уточнена:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z_{WGS-84} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & -1,0 \cdot 10^{-6} & 0 \\ 0 & 1,0 \cdot 10^{-6} & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z_{Z-90} \end{pmatrix}$$

Комбинированное использование сигналов ГЛОНАСС и GPS обеспечивает существенные преимущества по сравнению с автономным использованием какой-либо одной из этих систем. Главным из преимуществ является робастность комбинированной орбитальной группировки в том смысле, что возникновение отказов отдельных спутников в ГЛОНАСС или GPS не создаст серьезных проблем потребителю. Причина этого заключается в увеличении количества спутников в зоне видимости. Даже если допустить, что орбитальные группировки ГЛОНАСС и GPS будут состоять из 21 спутников каждая, все потребители будут гарантированно иметь как минимум восемь спутников при углах закрытия 7,5 град., 99% потребителей будут гарантированно иметь 10 спутников в зоне видимости и половина потребителей будут видеть 14 и более спутников. Две системы, передавая сигналы на разных частотах, обладают большей устойчивостью к радиопомехам (преднамеренным или непреднамеренным). Такая устойчивость еще более повышается за счет использования в ГЛОНАСС частотного разделения каналов. Соображения робастности системы приобретают важность в случае ее регулярного, продолжительного использования, особенно если это затрагивает проблему безопасности. Характеристики робастности могут выражаться в форме целостности оценок определения местоположения и непрерывности обслуживания с учетом возникновения отказов в функционировании элементов системы. Повышение точности обусловлено также лучшими возможностями комбинированной орбитальной группировки по обеспечению оптимальной геометрии созвездий. Частотное разделение каналов в ГЛОНАСС вносит дополнительные проблемы в калибровку приемника для учета межканальных сдвигов в измерениях.

* * *

В сказках источником захватывающих и опасных приключений часто выступает желание сделать что-то банальное: что-то узнать, что-то увидеть, куда-то сходить, жениться по любви или просто набить морду какому-нибудь супостату. Источником создания уникальных систем глобальной навигации также было желание получить ответ на банальный вопрос «где это я?», который может возникнуть у самых разных людей не только утром после праздника. Столетия поисков, невероятной изобретательности, дерзновенного созидания, административного хамства и талантливой учености были потрачены на решение задачи определения собственных координат и вектора скорости, которая ныне решается в секунды заурядным обывателем методом тыкания пальцем в кнопки приборчика, созданного и работающего неведомым для этого обывателя образом. Несомненно, что тем, кто уверен, что знает свое место и знает, куда идет, вовсе не обязательно знать, как это всё работает. Но всё же жизнь меняют к лучшему те, кто мучается древним вопросом «камо грядеши?», и пусть нынешние космические системы навигации не предназначены для ответа на этот вопрос — они создавались именно теми людьми, которым было интересно узнавать в подробностях сотворенный до них мир, чтобы прибавить к нему что-нибудь свое. Большая удача — идти с такими людьми одной дорогой. Тем более когда эта дорога — путь к звёздам.

Космонавтика тем и замечательна, что в ней можно встретить много хороших людей.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Безбородов В.Г.* Об истории морского космического флота / «Материалы XXIX академических чтений по космонавтике». — М.: Война и мир, 2005. — С.102—103.
2. *Васильев В.В., Жданов С.Г., Потюпкин А.Ю.* Особенности управления бортовыми системами летательных аппаратов: Учеб. пособие. М.: ВА РВСН, 1998.
3. *Васильев В.В., Потюпкин А.Ю.* Особенности оценивания состояния сложных систем: Учеб. пособие. М.: ВА РВСН, 2005.
4. *Владимиров А.* В полете — тройка «Ураганов» // Новости космонавтики. 1999. № 02.
5. *Волков А.Е.* Информационные комплексы космического мониторинга: Учебно-методическое пособие. М.: РВСН, 1992.
6. *Гудилин В.Е., Слабкий Л.И.* Ракетно-космические системы: история, развитие, перспективы. — М.: 1996. (<http://www.buran.ru/htm/gudilin2.htm>).
7. *Гусев В.И.* Ракета-носитель «Протон-К»: прошлое, настоящее и будущее / «Космос, время, энергия». Сборник статей, посвящённых 100-летию Д.Д. Иваненко. — М.: Белка, 2004.
8. Зарубежные средства выведения космических аппаратов / Под ред. Ю.В. Шакина. — М.: ВА РВСН, 2000.
9. Информационные бюллетени КНИЦ ГЛОНАСС (электронный вариант): <http://www.rssi.ru/SFCSIC>.
10. *Лебедев А.А., Нестеренко О.П.* Космические системы наблюдения. Синтез и моделирование. — М.: Машиностроение, 1991.
11. *Кириллов С.Н., Кузьмин В.А., Мальцев В.В., Стрельников А.Т., Шакин Ю.В.* От Р-1 до «Энергии»: Учебно-методическое пособие. — М.: ВА РВСН, 1999.
12. *Киселев А.И., Медведев А.А., Меньшиков В.А.* Космонавтика на рубеже тысячелетий. — М.: Машиностроение, 2001.
13. Конструирование автоматических космических аппаратов / Под ред. Д.И. Козлова. — М.: Машиностроение, 1996.
14. Космические аппараты / Под ред. К.П. Феоктистова. — М.: Воениздат, 1983.
15. Космодром / Под ред. А.П. Вольского. — М.: Воениздат, 1977.

16. Космонавтика. Энциклопедия / Гл. ред. В.П. Глушко. — М.: Советская энциклопедия, 1985.
17. *Мещеряков И.В.* Введение в космонавтику: Краткие тексты лекций. — М.: ВАД, 1993.
18. *Мещеряков И.В., Фаворский В.В.* Военно-космические силы: военно-исторический труд. Кн. 1. Космонавтика и Вооруженные Силы. — СПб.: Наука, 1997.
19. *Мещеряков И.В., Фаворский В.В.* Военно-космические силы: военно-исторический труд. Кн. 2. Становление Военно-космических сил. — СПб.: Наука, 1998.
20. *Михайлов С.Н., Мячин А.В.* Навигационное обеспечение управления объектами ракетно-космического вооружения. Ч. 2. Космические навигационные системы: Учебно-методическое пособие / Под ред. С.Н. Михайлова. — М.: ВА РВСН, 2001.
21. Основы теории полета КА / Под ред. Г.С. Нариманова. — М.: Машиностроение, 1972.
22. От простейшего спутника ПС-1 до «Бурана». Из истории разработки и создания космических аппаратов / Под ред. А.Т. Стрельникова. — М.: РВСН, 2001.
23. *Павлов В.М.* Методические основы системных исследований военнo-космических средств. — М.: РВСН, 1998.
24. *Павутницкий Ю.В., Мазарченков В.А., Шиленьков М.В., Герасимов А.Б.* Отечественные ракеты-носители. — СПб.: Питер, 1996.
25. *Павутницкий Ю.В., Андреев В.В., Кулинич А.И., Мазарченков В.А., Поспишенко В.И., Смирнов Д.С., Трофимов В.А., Шиленьков М.В.* Отечественные ракеты-носители. Электронный справочник. — СПб., 1996.
26. *Петраков В., Афанасьев И.* Страсти по «Протону» // Авиация и космонавтика. 1993. № 4.
27. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» / Под ред. С.Н. Конюхова. — Донецк: ГKB «Южное» им. М.К. Янгеля, 2000.
28. Ракеты-носители / Под ред. С.О. Осипова. — М.: Воениздат, 1981.
29. *Рахманин В.* 75 лет НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко — лидеру ракетного двигателестроения // Двигатель. 2004. № 5 (35).
30. Справочное пособие по космической технике / Под ред. А.Т. Стрельникова. — М.: МО СССР, 1990.
31. Системный анализ измерительных комплексов / В.В. Васильев, Н.Б. Резвцов, А.В. Аношкин и др. — М.: РВСН, 1994.
32. *Тарасенко М.В.* Военные аспекты советской космонавтики. — М.: АРП ТОО «Николь», 1992.
33. Тексты лекций по космической тематике / Под ред. А.Т. Стрельникова. — М.: ВА РВСН, 1998.
34. Технические средства видовой разведки: Учеб. пособие / Под ред. А.А. Хорева. — М.: РВСН, 1997.

35. Технические средства разведки: Учеб. пособие / Под ред. В.И. Мухина. — М.: РВСН, 1992.

36. Управление космическими аппаратами зондирования Земли. Компьютерные технологии / Под ред. Д.И. Козлова. — М.: Машиностроение, 1998.

При написании книги авторы использовали журналы «Военный парад», «Новости космонавтики», «Двигатель», письма читателей, рекламные проспекты предприятий разработчиков и производителей ракетно-космической техники, экспозиции выставок и музеев.

Научно-популярное издание

**Демьян Михайлович Макаренко,
Александр Юрьевич Потюпкин**

НА ОРБИТАЛЬНЫХ РУБЕЖАХ

Издательство «Academia»
совместно с редакцией журнала
«Вестник Российской академии наук»
119991, Москва, Мароновский пер., 26
Тел. 238-21-23, 238-21-44, 238-25-10, факс 502-08-90
Эл. почта: info@academpress.net; academia@mail.cnt.ru
<http://www.academpress.net>
Наши книги можно заказать он-лайн

Генеральный директор
и главный редактор издательства
В. А. Попов

Редактор
Н.К. Лошкарева

Арт-директор
Е.Ю. Салтыкова

Художник
Е.С. Скворцова

Верстка
Т.Н. Гризунова

Корректор
Т.Н. Пальгунова

Редактор-организатор
Н.В. Капустина

Подписано к печати 18.02.2008. Формат 60 × 90^{1/16}.
Гарнитура NewBaskerville. Уч.-изд. л. 20,5.
Тираж 2000 экз. Заказ № 4751.

Отпечатано в ОАО «Можайский полиграфический комбинат»
143200, г. Можайск, ул. Мира, 93.

**Региональные
и зарубежные представительства
Издательства «Academia»**

Архангельская область

АНДРЕЙ ИВАНОВ

164504 Северодвинск,
ул. Гагарина, 28, кв. 25.

Тел. 58-05-26

Email: holzmann@atnet.ru

Волгоградская область

ЛЮДМИЛА ДЗЮБА

400131, Волгоград,
ул. Советская, 8.

Тел. 33-94-35

Email: vit@tele-kom.ru

Иркутская область

ОЛЕГ КАРМАДОНОВ

664003, Иркутск,
ул. Карла Маркса, 1.

Тел.: (3952)526-137, факс 7(3952)200-205

Email: karmado@yandex.ru

Краснодарский край

ВЛАДИМИР ПАТОКА

354000, г. Сочи,
ул. Вишневая, 20, кв. 49
Тел.: 98-38-90; 8-918-402-98-90

Республика Саха (Якутия)

НИКОЛАЙ БЕКЕТОВ

677013, Якутск,
ул. Ойунского, 20/1, кв. 30.
Тел. 35-30-63

Email: beket-nik@mail.ru

Республика Татарстан

МАКСИМ РУДНЕВ

423810, Республика Татарстан,
г. Набережные Челны, пр-т Мира, 13.
Тел. 39-66-27

Email: ic@kampi.ru

Санкт-Петербург
МАРГАРИТА ХАРТАНОВИЧ
196128, С.-Петербург,
Московский проспект, 57, кв. 7-Б.
Тел. 388-38-38
Email: mHart2002@mail.ru

Саратовская область
ВАЛЕНТИНА Н. УЛЬЯНОВА
410009, Саратов,
ул. Новополянская, 10.
Тел. 78-67-30; 77-65-68

Тамбовская область
ЕЛЕНА МЯГКОВА
392027, г. Тамбов,
ул. Магистральная, д. 29, кв. 13.
Тел. 8(4752) 51-32-84
Email: elena_miagkova@mail.ru

Хабаровский край
ЮРИЙ М. СЕРДЮКОВ
680038 Хабаровск а/я 55/25.
Тел.: 64-74-16; 64-73-92
Email: serd@mail.kht.ru

Армения
ГЕВОРК А. ПОГОСЯН
Тел. 8-10-3741-53-05-21
375010, Ереван, ул. Арами 44.
Email: gevork@aci.am
<http://www.asa.am>

Великобритания
O. GOODWIN
9 Marley Way Rochester
Kent ME1 2LJ T.: 01634-323-156
Email: ovgl@blueyonder.co.uk

Германия
HELMUT STEINER
Greifswalder Str. 2
10405 Berlin
T/f (030)4-42-54-75
Email: hsteiner@wz-berlin.de

Израиль
INNA LEVIN
Beer Sheva

Shmuel Rodensky 130 84641
Tel. 056-381-037
Email: InnaLe@clalit.org.il

Канада
MARINA SOROKA
205 Grand St. Brantford
Ontario N3R 4 C2 Canada
Email: wsoroka@sympatico.ca

США
IGOR KISELEV
232 Glendale Rd Havertown, PA 19083
Tel. 610.446.5505
Email: vera.igor@verizon.net
[http:// igorkiselev.tripod.com](http://igorkiselev.tripod.com)

Украина
В.Б. ЧЕРНИЧУК
Автономная республика Крым,
г. Ялта, наб. Ленина, 25/4, кв. 10
Email: rivierajlta@mail.ru

Р.В. ГОРДАЯ
400007, г. Сумы,
ул. Харьковская, 7, кв. 62
Тел. 33-48-13

Швейцария
K. SWASSJN
Adlerstr., 21
CH-4052 Basel
Email: swassjn@kulturforum.net
T/fax 0041-61312-8676

Япония
CHIHARU SANO
1462 Isshiki, HAYAMA
Miura-gun, Kanagawa-ken
240-01
alai@yk.netlaputa.ne.jp
T/fax (81) 46 875 9456



ПОТЮПКИН Александр Юрьевич

(род. в 1963) – начальник кафедры Военной академии Ракетных войск стратегического назначения им. Петра Великого, доктор технических наук, доцент. Закончил Харьковское высшее военное командно-инженерное училище Ракетных войск имени маршала Советского Союза Н.И. Крылова (1985). Проходил службу в частях командно-измерительного комплекса. Имеет опыт управления космическими аппаратами. С 1993 на преподавательской работе.



МАКАРЕНКО Демьян Михайлович

(род. в 1965) – доцент кафедры Военной академии Ракетных войск стратегического назначения им. Петра Великого, кандидат технических наук. Закончил Военный инженерный Краснознаменный институт имени А.Ф. Можайского в Ленинграде (1987). Проходил службу в частях запуска на космодроме Байконур. Имеет опыт подготовки и пуска ракет космического назначения. С 1998 на преподавательской работе.

Наши книги можно приобрести непосредственно в издательстве "Academia".
Звонить по тел. 238-21-23 (Галина Николаевна).
Можно заказать книги он-лайн:
<http://www.academpres.net>
(см. интернет-магазин на сайте)
Эл. почта: info@academpres.net;
academia@mail.cnt.ru

ISBN 978-5-87444-298-9



9 785874 442989