

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

Ю.Я. ПУЗИН, С.Л. САФРОНОВ

ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА И ЭКСПЛУАТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для обучающихся по основной образовательной программе высшего образования по направлению подготовки 24.03.01 Ракетные комплексы и космонавтика и специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов

САМАРА
Издательство Самарского университета
2022

УДК 629.78(075)

ББК 39.62я7

П882

Рецензенты: д-р. техн. наук, проф. Г. П. Аншаков,
д-р техн. наук, проф. И. В. Белоконов

Пузин, Юрий Яковлевич

П882 **Основы устройства и эксплуатации космических комплексов** : учебное пособие / *Ю.Я. Пузин, С.Л. Сафронов.* – Самара : Издательство Самарского университета, 2022. – 236 с.: ил.

ISBN 978-5-7883-1768-7

В пособии представлено описание технических средств, входящих в космические комплексы, а также наземные средства, обеспечивающие этапы эксплуатации, связанные с наземными испытаниями, подготовки к запуску и вывода на орбиту полезной нагрузки, орбитальной эксплуатации космических средств и вывода из эксплуатации этих средств. Обзорно дается описание основных факторов космического пространства и их влияние на космические аппараты.

Предназначено для подготовки обучающихся по специальности 24.03.01 Ракетные комплексы и космонавтика и 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов. Учебное пособие может быть полезно аспирантам и преподавателям, занимающимся научно-исследовательской работой в данной предметной области.

Подготовлено на кафедре космического машиностроения Самарского университета.

УДК 629.78(075)

ББК 39.62я7

ISBN 978-5-7883-1768-7

© Самарский университет, 2022

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	6
Список использованных сокращений	7
Введение	10
1 Основные положения	12
1.1 Основные определения	12
1.2 Основные положения Федеральной космической программы России.....	14
1.3 Состав технических средств космического комплекса, общие сведения о космических аппаратах и условиях их эксплуатации.....	19
1.3.1 Состав космического комплекса.....	19
1.3.2 Классификация космических аппаратов	26
1.3.3 Факторы космического пространства	28
2 Космические аппараты и разгонные блоки	49
2.1 Космические аппараты	49
2.1.1 Состав космического аппарата и основные целевые показатели.....	49
2.1.2 Космический аппарат «Зенит-2».....	57
2.1.3 Космический аппарат «Янтарь-4К2».....	59
2.1.4 Космический аппарат «Янтарь-4КС1».....	62
2.1.5 Космический аппарат «Дон».....	65
2.1.6 Космический аппарат «Ресурс-ДК»	67
2.1.7 Космический аппарат «Ресурс-П»	69
2.1.8 Научно-исследовательский космический аппарат серии «Бион-М».....	74
2.1.9 Научно-исследовательский космический аппарат серии «Фотон-М»	76

2.1.10	Малый космический аппарат «АИСТ»	78
2.1.11	Малый космический аппарат «АИСТ-2Д»	80
2.1.12	Малый космический аппарат серии «Канопус-В»	83
2.1.13	Комплекс радиолокационного оперативного всепогодного круглосуточного наблюдения «Обзор-Р»	86
2.2	Разгонные блоки	88
2.2.1	Назначение разгонного блока	88
2.2.2	Разгонный блок «Фрегат»	88
2.2.3	Блок выведения «Волга»	93
2.2.4	Разгонный блок кислородно-водородный тяжелого класса	97
3	Ракеты-носители космического назначения	100
3.1	Назначение ракеты-носителя и его устройство	100
3.2	Основные и перспективные ракеты-носители	112
3.2.1	Ракета-носитель серии «Союз-2»	112
3.2.2	Двухступенчатая ракета-носитель легкого класса «Союз-2.1в»	116
3.2.3	Ракета-носитель «Союз-5»	118
3.2.4	Ракетно-космический комплекс «Ангара-1.2»	123
3.2.5	Перспективный ракетно-космический комплекс сверхтяжелого класса «Енисей»	127
3.2.6	Ракетно-космический комплекс Falcon	131
4	Основы эксплуатации космических комплексов	152
4.1	Общие сведения об эксплуатации ракетно-космических комплексов	152
4.2	Наземная экспериментальная отработка технических средств ракетно-космического комплекса	154
4.2.1	Стенды наземной экспериментальной отработки	154
4.2.2	Этап наземной эксплуатации	168
4.3	Этап наземной эксплуатации и подготовки к запуску ракеты-носителя космического назначения	171

4.3.1 Основные сведения о космодромах.....	171
4.3.2 Основные сведения о позиционном районе.....	178
4.3.3 Последовательность технологических операций на технологическом комплексе.....	185
4.3.4 Содержание основных работ, проводимых с ракетно- космической техникой на стартовом комплексе.....	194
4.4 Этап выведения полезной нагрузки на опорную орбиту в составе ракеты-носителя.....	201
4.4.1 Основные сведения о нагрузках и возмущениях, действующих на ракету.....	201
4.4.2 Этап выведения на орбиту.....	207
4.5 Этап орбитальной эксплуатации космических комплексов.....	208
4.5.1 Формирование рабочей орбиты.....	208
4.5.2 Штатная эксплуатация.....	212
4.6 Этап вывода из эксплуатации орбитальных средств космического комплекса.....	213
4.6.1 Вывод из эксплуатации.....	213
4.6.2 Спуск спускаемых аппаратов.....	215
4.6.3 Порядок проведения операции спуска транспортного пилотируемого корабля «Союз».....	219
4.6.4 Посадочный комплекс и поисково-спасательные силы и средства.....	223
Заключение.....	227
Список использованных источников.....	229

ПРЕДИСЛОВИЕ

Учебное пособие предназначено для студентов и магистрантов обучающихся по следующим специальностям: 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов. Специализации «Ракетные транспортные системы», «Пилотируемые и автоматические космические аппараты и системы», «Моделирование и информационные технологии проектирования ракетно-космических систем»; 24.03.01 Ракетные комплексы и космонавтика. Профиль бакалавриата «Ракетные транспортные системы».

Целью данного учебного пособия является необходимость изложить материал касающийся специальных дисциплин в рамках единого системного подхода, связанного с этапами жизненного цикла изделий ракетно-космической техники.

Подробные знания в области проектирования космических комплексов могут быть получены студентами из обширной специальной учебно-методической литературы, авторами которой являются непосредственные разработчики и участники программ создания образцов ракетно-космической техники. К ним относятся: Козлов Д.И., Челомей В.Н., Ширшаков А.Е., Аншаков Г.П., Кириллин А.Н. и многие другие.

Отдельно авторы выражают благодарность рецензентам – заместителю генерального конструктора АО «РКЦ «Прогресс», чл.-корр. РАН, доктору технических наук, профессору Г.П. Аншакову и доктору технических наук, профессору межвузовской кафедры космических исследований Самарского университета И.В. Белоконову за ценные замечания и рекомендации, которые были учтены при подготовке рукописи учебного пособия к изданию.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ СОКРАЩЕНИЙ

- АТ – азотный тетраоксид ингибированный;
- АФУ – антенно-фидерное устройство;
- АЦП – аналого-цифровое преобразование;
- БИК – бортовой измерительный комплекс;
- БКУ – бортовой комплекс управления;
- БСКВУ – бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство;
- БСТИ – бортовая система телеметрических измерений;
- БСТК – бортовая система телеметрического контроля;
- БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная система;
- ГНСС – глобальная навигационная спутниковая система;
- ГОСТ – государственный стандарт;
- ГПО – геопереходная орбита;
- ГСО – геостационарная орбита;
- ГЧ – головная часть;
- ДЗЗ – дистанционное зондирование Земли;
- ДУ – двигательная установка;
- ДУ СОЗ – двигательная установка стабилизации, ориентации и обеспечения запуска;
- ЖРД – жидкостно-реактивный двигатель;
- ИИКП – ионизирующее излучение космического пространства;
- КА – космический аппарат;
- КГЧ – космическая головная часть;
- КДУ – корректирующая двигательная установка;
- КИК – командно-измерительный комплекс;

КИС	– командно-измерительная система;
КК	– космический комплекс;
КПО	– комплекс посадки и обслуживания;
КС	– космическая система;
КСИСО	– комплекс средств измерений, сбора и обработки;
КСС	– космическая система связи;
КТД	– корректирующе-тормозной двигатель;
МДУ	– маршевая двигательная установка;
МИК	– монтажно-испытательный комплекс;
МКА	– малый космический аппарат;
МКС	– международная космическая станция;
НДМГ	– несимметричный диметилгидразин;
НИК	– наземный измерительный комплекс;
НКУ	– наземный комплекс управления;
НОО	– низкая опорная орбита;
НТ	– небесное тело;
ОГ	– орбитальная группировка;
ОО	– орбита выведения;
ОС	– орбитальное средство;
ОСК	– орбитальная система координат;
ОЭП	– оптико-электронное преобразование;
ПН	– полезная нагрузка;
РБ	– разгонный блок;
РКК	– ракетно-космический комплекс;
РКН	– ракета космического назначения;
РКТ	– ракетно-космическая техника;
РН	– ракета-носитель;
РО	– рабочая орбита;
СА	– спускаемый аппарат;
САС	– система аварийного спасения;

СБ	– солнечная батарея;
СЗБ	– сборочно-защитный блок;
СК	– стартовый комплекс;
СКЛ	– солнечные космические лучи;
СОЖ	– система обеспечения жизнедеятельности;
СОТР	– система обеспечения теплового режима;
СП	– система приземления;
СпК	– специальный комплекс;
ССО	– синхронно-солнечная орбита;
ССН	– спутниковая система навигации;
СУ	– система управления;
СЭП	– система электропитания;
ТК	– технический комплекс;
ТРП	– терморегулирующее покрытие;
ТТЗ	– тактико-техническое задание;
УРМ	– универсальный ракетный модуль;
ФКП	– Федеральная космическая программа;
ЦУП	– центр управления полетами.

ВЕДЕНИЕ

В настоящее время разработаны и эксплуатируются многочисленные космические системы (КС) различного назначения и состава, обеспечивающие данными потребителей для решения широкого спектра задач в научной сфере, народного хозяйства и военного назначения.

С помощью космических средств были получены важные результаты в различных отраслях человеческой деятельности, в числе которых можно отметить результаты экспериментов по изучению влияния факторов космического пространства на биологические образцы и человека; расширение возможностей телефонной связи и информационных технологий; глобальный метеорологический контроль с высокой точностью; улучшение навигационного обеспечения различных потребителей; глобальный и местный экологический контроль (мониторинг) поверхности суши и океанов и многое другое.

Решение конкретных задач освоения и использования космического пространства достигается в процессе эксплуатации космических систем или космических комплексов соответствующего назначения. В общем случае космическая система является высшим уровнем функционального объединения космических средств, предназначенных для решения задач в космосе и из космоса, и включает в себя все орбитальные и наземные составляющие, необходимые для получения требуемого целевого результата потребителями.

По разнообразию решаемых задач, а также количественному составу используемых при этом космических средств особое место в структуре космического комплекса занимает ракетно-космичес-

кий комплекс (РКК), предназначенный для обеспечения решения задач наземной эксплуатации ракет-носителей, космических аппаратов и разгонных блоков. Одной из ключевых задач РКК является подготовка ракеты космического назначения к пуску и вывод полезной нагрузки (ПН) на заданную орбиту.

Данное учебное пособие разработано в целях формирования у студентов понимания необходимости реализации системного подхода при создании и эксплуатации образцов ракетно-космической техники (РКТ) в рамках существующих или вновь разрабатываемых космических комплексов с учетом типовых этапов их жизненного цикла.

В результате изучения предлагаемой дисциплины «Основы устройства и эксплуатации ракетно-космических комплексов» студенты должны знать основы построения космических комплексов и космических систем различного целевого назначения и их составных частей, основы устройства изделий и отдельных компонентов, входящих в эти системы и их взаимодействие на всех этапах эксплуатации.

На основе представленных данных, студенты должны уметь анализировать современное состояние изделий РКТ путем определения системы основных показателей, характеризующих качество выбранного образца и возможность повышения его характеристик, а также оценить их влияние на другие компоненты космического комплекса.

В информационном и логическом планах дисциплина развивает другие дисциплины общенаучного и профессионального циклов, и служит информационной и методологической основой при изучении специальных дисциплин учебного плана подготовки магистров, а также методологической основой подготовки и написания магистерской диссертации.

1 ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Основные определения

Космический комплекс (КК) представляет собой совокупность функционально взаимосвязанных орбитальных и наземных технических средств, предназначенных для решения задач в космосе и из космоса в составе космической системы или орбитальной группировки.

Ракетно-космический комплекс (РКК) (в некоторых источниках – космический ракетный комплекс) представляет собой совокупность ракеты или ракет космического назначения с полезной нагрузкой, функционально взаимосвязанными с техническими средствами и сооружениями, предназначенными для обеспечения транспортирования, хранения, приведения и содержания в готовности, технического обслуживания, подготовки, пуска и контроля полета ракет космического назначения на участке выведения.

Космическая система (КС) – представляет собой совокупность согласованно действующих и взаимосвязанных технических средств космического комплекса и наземного специального комплекса (аппаратура приёма и передачи информации), предназначенная для решения целевых задач. В состав КС могут входить несколько КК.

Наземный специальный комплекс (НСК) – специальный комплекс КС, технические средства которого размещаются на поверхности Земли в стационарных сооружениях или на мобильных средствах, предназначенный для обеспечения заказчика и его потребителей целевой информацией, проведения её обработки с целью дешифрования и интерпретации.

Наземный комплекс управления (НКУ) – совокупность технических средств и сооружений, предназначенных для управления функционированием орбитальных средств с момента их выведения на орбиту.

Стартовый комплекс (СК) – это совокупность технологически и функционально взаимосвязанных подвижных и стационарных технических средств, средств управления и сооружений, предназначенных для обеспечения и проведения всех видов работ с ракетами космического назначения и (или) их составными частями с момента поступления ракеты космического назначения на стартовую позицию космического ракетного комплекса до пуска и при пуске.

Космодром – территория, на которой размещается комплекс сооружений, предназначенный для хранения, содержания в готовности, подготовки к пуску, для пуска и контроля полёта ракет космического назначения на участке выведения.

Технический комплекс космодрома – представляет собой технические средства и сооружения, предназначенные для приёма, хранения, сборки и испытаний ракет-носителей и космических средств, пристыковки и подготовки их к вывозу на стартовый комплекс, а также для заправки КА компонентами топлива и сжатыми газами.

Центр управления полетами (ЦУП) – учреждение, обеспечивающее практическое управление полётами космических аппаратов разных классов.

Ракета-носитель (РН) – техническое устройство, предназначенное для выведения полезного груза на заданную траекторию или орбиту.

Ракета космического назначения (РКН) – совокупность РН с космической головной частью.

Разгонный блок (РБ) – средство довыведения космического аппарата, предназначенное для перемещения выводимых полезных

грузов с опорной орбиты на целевую орбиту или направления их на отлётные и межпланетные траектории.

Космический аппарат (КА) – техническое устройство, используемое для выполнения разнообразных задач в космическом пространстве, а также проведения исследовательских и иного рода работ на поверхности небесных тел.

Рабочая орбита – орбита, на которой КА осуществляет целевое функционирование.

1.2 Основные положения Федеральной космической программы России

Федеральная космическая программа России (ФКП) на 2016–2025 годы (далее – Программа) утверждена постановлением Правительства РФ от 23 марта 2016 г. № 230. Данная программа определяет развитие космической отрасли РФ на указанный период и подлежит к безусловному исполнению всеми организациями, деятельность которых регулирует Госкорпорация «Роскосмос».

Основные задачи программы [1]:

- развертывание до необходимого состава и обеспечение непрерывного и устойчивого управления российскими орбитальными группировками автоматических и пилотируемых КА на околоземных орбитах, а также объектами на траекториях полета к Луне и Марсу;

- создание многофункциональной КС ретрансляции, обеспечивающей обслуживание космических аппаратов в режиме индивидуального доступа;

- создание космических комплексов для контроля солнечной активности, космической погоды и исследования процессов в магнитосфере Земли;

- создание системы подвижной персональной спутниковой связи, обеспечивающей обслуживание до 160 тыс. абонентов и

среднее время ожидания связи для абонентов Российской Федерации не более 12 минут;

- обеспечение импортозамещения изделий иностранного производства, используемых при создании и производстве РКТ;

- создание не менее пяти КА для проведения углубленных исследований Луны с окололунной орбиты и на ее поверхности автоматическими космическими аппаратами, а также для доставки образцов лунного грунта на Землю;

- предоставление данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) из космоса, получаемых с КА гидрометеорологического, океанографического и гелиогеофизического назначения, отвечающих необходимым потребностям гидрометеорологической службы;

- выполнение международных обязательств по Международной спутниковой системе поиска и спасения «КОСПАС-САРСАТ» и по участию не менее чем в 2 миссиях в рамках международной кооперации по исследованию Марса, Венеры, Меркурия и Солнца, в осуществлении полетов автоматических КА к планетам и телам земной группы, доставке грунта с Фобоса;

- создание на космодроме «Восточный» РКК тяжелого класса для выведения автоматических КА, а также развертывание работ, связанных с РН тяжелого класса для выведения тяжелых автоматических КА, пилотируемых кораблей и орбитальных модулей на траектории полета к Луне, облета Луны и лунных орбит;

- проведение научно-исследовательских работ, создание перспективных базовых изделий и освоение критических технологий, обеспечивающих создание изделий РКТ с характеристиками, соответствующими или превышающими характеристики лучших мировых аналогов, созданных по перспективным производственным технологиям, с использованием систем цифрового проектирования и моделирования, аддитивных технологий и новых композиционных материалов, элементной базы нового поколения, а также пер-

спективных коммуникационных систем, приборов и устройств на основе технологий фотоники и квантовых эффектов;

- создание не менее двух отечественных космических обсерваторий и разработка до уровня наземной экспериментальной отработки комплекса научной аппаратуры не менее 2 космических обсерваторий для проведения исследований астрофизических объектов;

- завершение развертывания российского сегмента Международной космической станции (МКС) в составе 7 модулей и продолжение ее эксплуатации до 2024 года с обеспечением технической возможности создания российской орбитальной станции на базе 3 российских модулей МКС после завершения ее эксплуатации;

- создание КК и выполнение научной программы по исследованию факторов, воздействующих на живые организмы в ходе полетов КА на околоземных орбитах;

- создание пилотируемого транспортного корабля нового поколения и проведение его летной отработки (не менее 3 запусков), разработка ключевых элементов РКК сверхтяжелого и среднего классов;

- обеспечение сокращения длительности опытно-конструкторских работ;

- обеспечение готовности организаций ракетно-космической отрасли к выполнению мероприятий Программы.

В план развития КС ДЗЗ входит увеличение к 2025 году орбитальной группировки с восьми КА (в 2015 году) до 23. Орбитальная группировка (ОГ) средств ДЗЗ позволит значительно снизить зависимость РФ от использования зарубежной космической информации и одновременно выполнить международные обязательства в области глобального гидрометеорологического наблюдения.

Космические комплексы ДЗЗ способны обеспечивать создание кадастров природных ресурсов, определение мест и масшта-

бов чрезвычайных ситуаций, контроль ледовой обстановки в Арктике.

На КА гидрометеорологического обеспечения «Метеор-М» запланирована установка целевой аппаратуры КОСПАС-САРСАТ, что позволяет интегрироваться в международную спутниковую поисково-спасательную систему, разработанную для оповещения о бедствии и местоположении персональных радиобуев и радиобуев, установленных на судах и самолетах в случае аварийных ситуаций.

В части реализации фундаментальных космических исследований РФ в 2016–2025 гг. планируется осуществить запуски 15 КА и увеличить при этом состав орбитальной группировки с одного КА в 2015 году до четырех КА в 2025 году.

Основные мероприятия: международный проект по исследованию Марса «ЭкзоМарс», реализация научных программ исследований астрофизических объектов (КА «Спектр-РГ», «Спектр-УФ») и реализация первого этапа лунной программы, предусматривающего запуск пяти автоматических КА («Луна-Глоб», «Луна-Ресурс» (орбитальный аппарат, посадочные аппараты, включая резервный, «Луна-Грунт»)).

В 2016–2025 гг. планируется осуществить запуски следующих КА:

- для реализации научных программ исследований астрофизических объектов – 2 КА («Спектр-РГ», «Спектр-УФ»);

- для изучения комбинированных эффектов невесомости и ионизирующей радиации на различные организмы в ходе полета – 2 КА («Бион» № 2, 3);

- для исследования Луны, Марса и планет Солнечной системы – 8 КА («Луна-Глоб», «Луна-Ресурс» (орбитальный аппарат, посадочные аппараты, включая резервный, «ЭкзоМарс» № 1, 2, «Луна-Грунт», «Экспедиция-М»);

– для глобального стереообзора Солнца, контроля солнечной активности и космической погоды – 3 КА («Арка», «Резонанс», «Ломоносов»).

Будет продолжена эксплуатация МКС. Предлагается оснастить российский сегмент МКС модулями, которые уже находятся в производстве, дополнив их системами, обеспечивающими автономность полета после 2024 года, для обеспечения возможности создания на их основе российской орбитальной станции.

Эксплуатация МКС позволит проводить эксперименты не только в интересах социально-экономической сферы, но обеспечить отработку ряда перспективных технологий и космических систем (комплексов), необходимых для реализации программ освоения Луны и дальнего космоса.

Кроме того, в рамках реализации второго этапа лунной программы (пилотируемого) планируется начать в беспилотном варианте летные испытания пилотируемого космического корабля нового поколения, а в затем – провести первый пуск с экипажем к МКС.

Также Программа предусматривает создание необходимого задела для полномасштабного исследования Луны после 2025 года и осуществление к 2030 году высадки человека на Луну.

Программа предусматривает развитие космических средств не только общего характера, но и конкретно по каждому направлению и в частности предусматривает разработку:

– новых типов КА, включая ДЗЗ с повышенными техническими характеристиками, которые будут получены за счет внедрения аппаратуры с улучшенными показателями;

– РН тяжелого и сверх тяжелого класса, обеспечивающих вывод ПН в широком диапазоне масс на заданные опорные и рабочие орбиты в рамках реализации Программы.

1.3 Состав технических средств космического комплекса, общие сведения о космических аппаратах и условиях их эксплуатации

1.3.1 Состав космического комплекса

Космический комплекс представляет собой совокупность функционально взаимосвязанных орбитальных и наземных технических средств, предназначенных для решения задач в космосе и из космоса в составе КС или ОГ.

В данном случае под КС понимается совокупность одного или нескольких КК, предназначенных для решения определенных функциональных задач, таких как ДЗЗ, связи, навигационных, научно-исследовательских, обеспечивающих (разгонные блоки) и других.

Любой КК включает в себя технические средства, которые условно можно разделить на две группы:

- средства, обеспечивающие создание, наращивание, функционирование (управление) и восполнение орбитальной группировки КА;
- технические средства непосредственного потребителя космической информации, объединенные термином «специальный комплекс» (СПК) космической системы.

КК обеспечивает возможность эксплуатации ракетно-космических средств на следующих этапах его функционирования:

- подготовки к запуску РКН, КА (одного или нескольких), РБ (при необходимости);
- вывод с помощью РКН полезной нагрузки, включая КА и РБ, при необходимости, на опорную орбиту (ОО) (или орбиту выведения);
- перевод на рабочую орбиту средствами КА или разгонного блока, при необходимости;

– обеспечение целевого орбитального функционирования КА средствами его КК, а разгонного блока средствами КК РБ, при необходимости;

– поддержание орбитальной группировки КА в требуемом составе;

– обнаружение и обслуживание возвращаемых с орбиты спускаемых элементов КА, а также отделяемых частей РН;

– завершение орбитальной эксплуатации КА или РБ.

Как правило, космический комплекс любого назначения должен включать следующие технические средства:

– ракетно-космический комплекс в составе:

а) ракета космического назначения, включающая следующие составные части:

1) ракета-носитель;

2) космическая головная часть;

б) технический комплекс ракеты космического назначения;

в) технический комплекс космического аппарата и космической головной части;

г) технический комплекс разгонного блока;

д) комплект оборудования для транспортировки ракеты космического назначения и ее составных частей (как правило, входят функционально);

– наземный комплекс управления КА (определяется по числу типов КА), входящих в космическую систему.

– посадочный комплекс и поисково-спасательные силы и средства (входят, как правило, функционально), необходимость в которых определяется в зависимости от требований и необходимости обеспечения доставки данных или результатов научных экспериментов на Землю.

Космическая головная часть содержит:

– ПН, которая включает КА (один или несколько, одного или различного типов) или другое орбитальное средство;

– разгонный блок (при необходимости) с адаптером для установки КА (одного или нескольких);

– сборочно-защитный блок (совокупность технических устройств, предназначенных для механической и функциональной связи КА с РКН, стыковки составных частей КГЧ между собой, а также для защиты ПН от набегающего потока воздуха на атмосферном участке полета РКН), который состоит из головного обтекателя (ГО), адаптера ПН и переходного отсека (при необходимости).

В зависимости от типа решаемых средствами КА функциональных задач, состав привлекаемых технических средств в рамках КК может быть расширен. На рис. 1.1 приведена типовая структура КК.

В состав каждого КК входит, как правило, свой РКК, обеспечивающий выведение ПН на орбиту выведения.



Рис. 1.1. Типовая структура космического комплекса

Изготовление КА, РБ и РН, а также других компонентов, входящих в КК, начинается на заводе-изготовителе и предприятиях кооперации, занимающихся разработкой и изготовлением компонентов КК. Все вновь разработанные компоненты КК проходят этап заводских испытаний и доставляются в эксплуатирующую организацию (космодром) определенным видом транспорта.

На космодроме КА, РБ и РН устанавливаются в соответствующих технических комплексах (ТК), расположенных в здании монтажно-испытательного комплекса (МИК).

Монтажно-испытательный комплекс и технические комплексы, как правило, входят функционально в КК и представляют совокупность технологически и функционально взаимосвязанных технических средств, средств управления и сооружений, предназначенных для проведения всех видов работ с РН, РБ и КА до вывоза их на СК.

На ТК все компоненты КК проходят испытания, определенных программой экспериментальной отработки изделия, производится сборка ГЧ, 1-й, 2-й и 3-й ступени РН. Стыкуются все ступени РН и ГЧ. Собранная РН вывозится на для установки на стартовый стол СК.

Стартовый комплекс РКК – это совокупность технологически и функционально взаимосвязанных подвижных и стационарных технических средств, средств управления и сооружений, предназначенных для обеспечения и проведения всех видов работ с РКН и (или) их составными частями с момента поступления РКН на стартовую позицию РКК до пуска и при пуске.

МИК и ТК, СК, заправочно-нейтрализационная станция, а также средства контроля и управления РКН на этапах подготовки к запуску и вывода ПН на опорную орбиту территориально расположены на космодроме, который представляет район местности, оборудованный в инженерном и топогеодезическом отношении, с размещенными на нем сооружениями, коммуникациями, силами и

средствами, осуществляющими и обеспечивающими хранение, содержание в установленных готовностях, подготовку к пуску, пуск и контроль полета РКН на участке выведения.

После ввода ПН на опорную орбиту контроль ее функционирования берут средства наземного комплекса управления (НКУ).

Наземный комплекс управления орбитальными средствами представляет собой совокупность технических средств и сооружений, предназначенных для управления функционированием орбитальных средств с момента их выведения на орбиту. Средства НКУ используются для управления КА или несколькими КА. НКУ вместе с бортовым комплексом управления (БКУ) входит в состав автоматизированной системы управления (АСУ) КА (рис. 1.2).

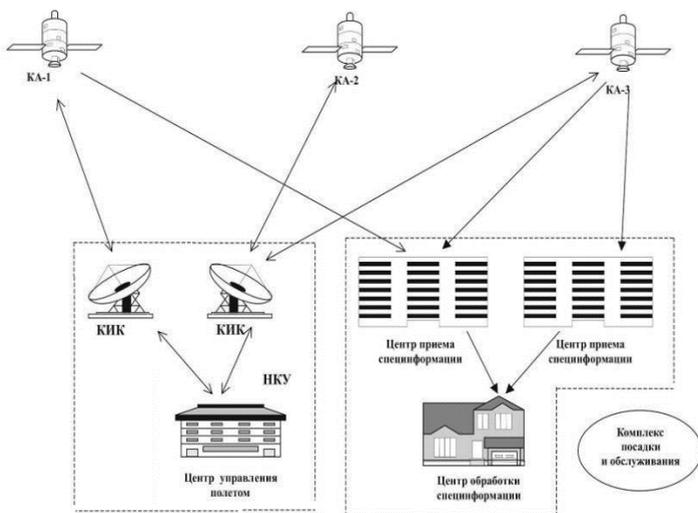


Рис. 1.2. Состав технических средств наземного комплекса управления

В зависимости от объекта управления НКУ могут подразделяться на НКУ КА, НКУ РБ, НКУ космической платформой, НКУ межорбитальным буксиром.

НКУ, как правило, включает ЦУП и наземный автоматизированный комплекс управления (НАКУ) орбитальными средствами. НАКУ представляет совокупность необходимой инфраструктуры, технических систем, средств из состава командно-измерительных и измерительных пунктов, центров и пунктов управления орбитальными средствами, центров обработки измерительной информации, предназначенных для формирования наземных комплексов, обеспечивающих реализацию автоматизированных процессов контроля параметров полета изделий РКТ, состояния бортовой аппаратуры и управления их функционированием.

На заключительных этапах эксплуатации орбитальных средств КК могут привлекаться средства поиска и эвакуации, например, спускаемого аппарата, которыми располагает полигон посадки и космодрома. Этот этап эксплуатации наиболее полно изложен в п. 4.6.4 данного учебного плана.

Все данные о работе бортовой аппаратуры РН поступают в измерительный комплекс космодрома для последующего анализа. Информация о функционировании бортовых систем КА поступает на командно-измерительные комплексы (КИК) и далее в Центр управления. Необходимые команды и программы управления передаются в систему управления КА из ЦУПа.

Специальный комплекс

В состав СпК входят технические средства и сооружения с размещенной в них аппаратурой, предназначенной для приема специальной информации с КА, ее регистрации, обработки, хранения и передачи потребителям. Средства СпК размещены в соответствующих центрах приема и обработки информации федеральных органов РФ, главных штабов видов Вооруженных сил и других потребителей.

Специальная (целевая) информация поступает в СпК. Если КА имеет в своем составе возвращаемые элементы (спускаемый аппарат, спускаемые капсулы), то их поиском, обслуживанием и

доставкой потребителю занимается комплекс посадки и обслуживания (КПО), входящий в состав КК.

Космическая система

ОГ из двух и более КА входит в состав КС не непосредственно, а как составная часть КК. Качество функционирования КС во многом зависит от конкретной структуры ОГ.

Основные типы космических систем:

– КС навигации и связи. КС «ГЛОНАСС» состоит из 24 КА, размещенных по 8 КА в трех фазовых плоскостях, которые отличаются друг от друга долготой восходящего узла орбиты;

– космические системы связи (КСС). Предназначены для обеспечения всех видов дальней связи (междугородней, международной, межконтинентальной), радио- и телевидения, передачи информации в сети *Internet* и др.

Типы КСС: пассивные (КА используются в качестве объекта, отражающего направленные на него Радиоволны), активные (КА эти сигналы принимает, усиливает и ретранслирует). Активные КА, входящие в состав КСС, функционируют на высокоэллиптических орбитах (4 КА «Молния» с периодом обращения 12 часов), на геостационарной орбите (ГСО) четыре КА типа «Горизонт» или «Экран» обеспечивают глобальную связь в северном полушарии, а в южном – до широты 60° . Низкоорбитальная система связи «Гонец» для передачи сообщений о дорожных происшествиях из любой точки России, мониторинга транспортных средств на дорогах и водных путях, связи заинтересованных ведомств и компаний. В состав КС «Гонец» входят 12 КА, функционирующих в 4-х плоскостях по 3 спутника связи в каждой;

– космические метеорологические системы. ОГ чаще всего состоит из 3 КА на ГСО, обеспечивающих обзор 90% земной поверхности, и 1-2 КА на приполярных орбитах с высотами в апогее 700-2000 км. В состав российского сегмента космической метео-

рологической системы входят 2-3 КА «Метеор», находящиеся на приполярной орбите, близкой к круговой;

- КС наблюдения и ДЗЗ;
- космические системы специального назначения, разработанные в интересах МО РФ.

1.3.2 Классификация космических аппаратов

Центральным звеном КК является ПН, которая содержит в своем составе разгонный блок, а также один или несколько КА, одного или разного типа и назначения.

Космический аппарат (КА) – общее название технических устройств, используемых для выполнения разнообразных задач в космическом пространстве, а также проведения исследовательских и иного рода работ на поверхности небесных тел.

В общем случае классифицировать КА как всю полезную нагрузку РКН можно по любому признаку, но предпочтительно по целевому назначению (см. рис. 1.3).

Принято различать автоматические КА и пилотируемые КА. К пилотируемым КА, в частности относят все виды пилотируемых космических кораблей (КК) и орбитальных космических станций.

По режиму работы КА подразделяются на:

- искусственные спутники Земли – общее название всех аппаратов, находящихся на геоцентрической орбите, т.е. вращающихся вокруг Земли;

- автоматические межпланетные станции (космические зонды) – аппараты, осуществляющие перелёт между Землёй и другими космическими телами Солнечной системы; при этом они могут как выходить на орбиту вокруг изучаемого тела, так и исследовать их с пролётных траекторий, некоторые аппараты после этого направляются за пределы Солнечной системы;

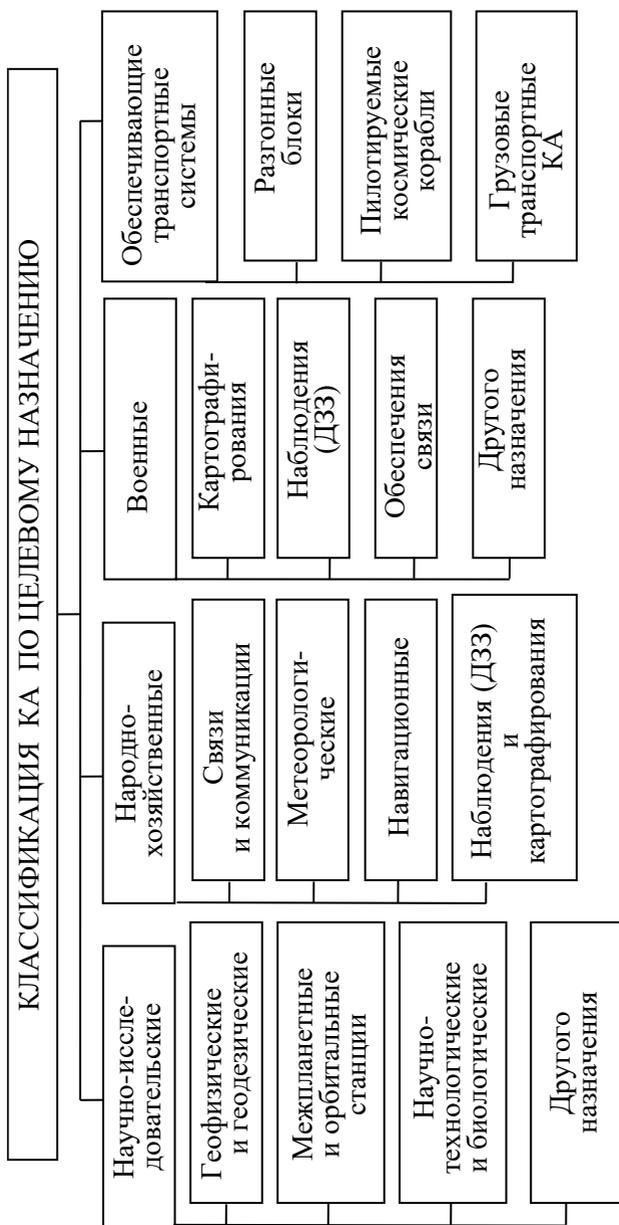


Рис. 1.3. Классификация КА по целевому назначению

– космические корабли, автоматические или пилотируемые, – используются для доставки грузов и человека на орбиту Земли; существуют планы полётов на орбиты других планет;

– орбитальные станции – аппараты, предназначенные для длительного пребывания и работы людей на орбите Земли;

– спускаемые аппараты – используются для спуска ПН с орбиты искусственного спутника или с межпланетной траектории и мягкой посадки на поверхность Земли либо другого небесного тела. Полезной нагрузкой являются люди, стационарные исследовательские станции, планетоходы и т.д.;

– планетоходы – автоматические лабораторные комплексы или транспортные средства, для перемещения по поверхности планеты и другого небесного тела.

По наличию функции возвращения КА подразделяются на:

– возвращаемые – предусматривают возвращение людей и материалов на Землю, осуществляя мягкую либо жёсткую посадку;

– невозвращаемые – при выработке ресурса обычно сходят с орбиты и сгорают в атмосфере, либо переводятся на орбиту захоронения.

По величине массы КА подразделяются на:

– большие (свыше 1000 кг);

– малые (от 500 до 1000 кг);

– мини (от 100 до 500 кг);

– нано (от 10 до 100 кг);

– пико (до 1 кг);

– фемто (до 0,1 кг).

1.3.3 Факторы космического пространства

Приведенные на рис. 1.3 космические средства функционируют в условиях воздействия внешних факторов, которые проявляются в зависимости от высоты и скорости полета.

Полное и достоверное знание условий полёта летательного аппарата (ЛА) в космическом пространстве необходимо, прежде всего, на этапе проектирования и создания КА. Неучёт каких-либо условий, в которых окажется КА в процессе полёта, может привести к потере КА или прекращению его функционирования. В настоящее время накоплен достаточно обширный материал о структуре и строении Солнечной системы, структуре и динамике атмосфер планет, особенностях гравитационного поля Земли и остальных планет, уровнях воздействия электрического и магнитного полей, радиационных поясов Земли, уровне корпускулярного и волнового излучения, метеорной обстановки и других факторов.

Основными факторами космического пространства, которые непосредственно воздействуют на изделие РКК (покрытия, солнечные батареи, внешние конструктивные элементы, датчиковая аппаратура и проч.), а также на электронно-компонентную базу технических средств бортовой аппаратуры, являются следующие:

- атмосфера Земли, состояние которой описывается системой ГОСТов и математическими моделями [2];
- гравитационное поле Земли и других планет описываются математическими моделями различной сложности и точности представления гравитационного потенциала [3];
- магнитное поле Земли описываются математическими моделями и системой ГОСТов [3];
- магнитосфера с радиационными поясами Земли [4];
- прямое и отраженное от Земли (планеты) электромагнитное солнечное излучение [5], в первую очередь как фактор теплового интегрального и узкоспектрального воздействия (УФ, ИК и др.);
- радиальное истечение плазмы солнечной короны в межпланетное пространство (солнечный ветер) [6];
- солнечное космическое излучение высокой энергии, генерируемое Солнцем во время сильных вспышек [7];

– галактическое космическое излучение потоков частиц, возникающих вне пределов Солнечной системы и состоящих из протонов и электронов, ядер гелия и тяжелых ядер [8];

– метеорное вещество в околоземном пространстве. По динамическим характеристикам такое вещество подразделяют на метеорные тела спорадического типа, или принадлежащие к метеорным потокам, а также метеорные тела, принадлежащие к пылевой оболочке Земли [8].

При выводе на опорную орбиту РКН и до момента окончания своего активного существования изделие (РКН, РБ, КА) функционирует в условиях воздействия всех перечисленных выше факторов космического пространства. На орбитальное средство (ОС) действуют также:

– невесомость (микрогравитация) – квазиравновесие сил гравитационного характера и центробежных сил, возникающих за счет орбитального движения КА или особого траекторного движения ЛА;

– вакуум, который характеризуется чрезвычайно низким давлением окружающей среды ($10^{-8} - 10^{-13}$ Па). В земных условиях достигнуть давления 10^{-6} Па возможно только в хороших барокамерах. В условиях вакуума теплопередача между КА и окружающей средой может осуществляться только посредством радиационного излучения, что снижает эффективность сброса в окружающее пространство излишков тепловой энергии, производимой бортовыми системами КА.

По характеру воздействия, перечисленные фактора космического пространства проявляются по разному.

Атмосфера Земли – это газообразная оболочка вокруг земного шара с радиальной протяжённостью порядка 20000 км. Атмосферу Земли по химическому составу принято называть азотно-кислородной, она содержит 76% азота, 21% кислорода, 3% водяного пара, водорода, углекислого газа и ряда других газов. По составу

ву воздуха атмосферу подразделяют на гомосферу и гетеросферу. В гомосфере, простирающейся до высот ~ 95 км, состав воздуха с высотой почти не изменяется. В гетеросфере азот, кислород и другие газы под действием ультрафиолетового излучения Солнца диссоциируют и находятся в атомарном состоянии. Плотность и давление воздуха с увеличением высоты уменьшаются, причём степень изменения параметров атмосферы различна. До высот ~ 180 км наблюдаются значительные колебания плотности и давления в течение суток. Поскольку точной и строгой аналитической модели земной атмосферы не разработано, то при проведении расчётов широкое применение имеет приближенная модель, в которой используются допущения об изотермичности атмосферы. В этом случае плотность изменяется по экспоненциальному закону:

$$\rho = 1,23 \cdot \rho_0 e^{-\beta h},$$

где ρ_0 – плотность атмосферы на уровне моря (на высоте $h=0$ м), $\rho_0 = 1,23 \text{ кг/м}^3 = 0,125 \text{ (кг}\cdot\text{сек}^2\text{)/м}$; β – логарифмический градиент плотности, который изменяется с высотой; в диапазоне высот до 100 км коэффициент принимается постоянным.

При проведении точных расчётов движения КА применяют единую, так называемую стандартную атмосферу.

В СССР была принята и используется в настоящее время стандартная атмосфера (ГОСТ 4401-81), которая устанавливает численные значения основных термодинамических и физических параметров атмосферы на высотах до 200 км. Для верхних слоёв атмосферы разработаны и используются специальные модели (ГОСТ 22721-77, ГОСТ 25645.101-83), а также ГОСТы 25645.102-83 (Методика расчёта характеристик вариаций плотности) и 25645.302-83 (Методика расчёта индексов солнечной активности).

Гравитационные поля Земли, Луны и Солнца непосредственно влияют на кинетические параметры движения летательно-

го аппарата, который является искусственным спутником Земли. Их влияние описывается математическими моделями, которые приведены ниже.

Потенциал (силовую функцию) земного притяжения, действующего на единичную массу, можно представить в виде соответствующего разложения в ряд по сферическим функциям.

В настоящее время Международный центр глобальных моделей гравитационного поля (International Center for Global Gravity Field Models) насчитывает 157 моделей гравитационного поля Земли. Наиболее современные из них можно получить на веб-сайте этой организации.

Одной из наиболее распространенных моделей является Earth Gravity Model 2008 (EGM2008), содержащая сферические гармоники до 2159 степени и порядка включительно (существует расширенная версия – вплоть до гармоник 2190 степени и 2159 порядка). Она разработана Национальным управлением геопромышленной разведки США и используется Международной службой вращения Земли (IERS Conventions, 2010).

В большинстве случаев при практическом применении для низкоорбитальных КА достаточно от 2 до 32 членов разложения в ряд по сферическим функциям, но эта величина влияет на точность расчета местоположения спутника, поэтому размерность модели поля Земли необходимо принимать после ее обоснования.

Магнитное поле Земли изменяется в пространстве (на поверхности Земли) и во времени. Поле меняется в течение суток, есть медленные изменения, которые обнаруживаются при измерениях в течение сотен лет.

Характеристикой магнитного поля Земли является его напряженность T – момент силы, действующий со стороны поля на единичный магнит.

Напряженность магнитного поля является векторной величиной (см. рис. 1.4).

Направление вектора напряженности H в каждой точке поля определяется направлением касательной к силовой линии поля.

Элементами земного магнитного поля называются составляющие вектора напряженности в локальной системе координат, в которой ось z направлена вертикально вниз, ось x направлена на север, ось y – на восток, оси x, y лежат в горизонтальной плоскости.

Потенциал магнитного поля Земли может быть описан уравнениями в сферической системе координат.

На основе решения уравнений состояния магнитного поля Земли разработаны ГОСТ МПЗ и многочисленные модели типа IGRF2005.

Землю принято считать слабым постоянным магнитом, поле которого напоминает магнитное поле диполя, ось которого наклонена примерно на $11,5$ град к оси вращения Земли. Центр диполя смещён от геометрического центра Земли на 500 км в сторону восточного полушария. Заметим, что в практических расчётах отклонение оси и смещение центра диполя, как правило, не учитывают.

Напряжённость поля на геомагнитных полюсах в два раза превышает напряжённость поля на экваторе. Источники магнитного поля Земли находятся в ядре земной коры и верхней атмосфере планеты. Предполагают, что главным источником магнитного поля Земли являются системы электрических токов в жидком ядре Земли. В зависимости от движения жидкости изменяются направ-

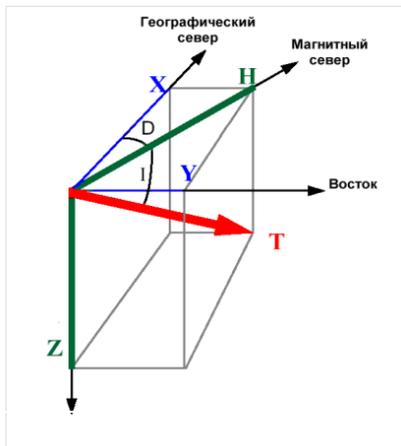


Рис. 1.4. Компоненты вектора магнитного поля Земли

ления и значения электрических токов, что приводит к медленному перемещению магнитных полюсов по поверхности Земли. Вторым источником земного магнетизма – магнитные аномалии, вызванные скоплением ферромагнитных руд в определённых областях земной коры. Местные аномалии вызывают некоторое отклонение земного магнитного поля от правильного центрального диполя. В свою очередь магнитные аномалии могут отрицательно влиять на каналы радиосвязи КА при приеме и передаче информации, а иногда приводит и к потере связи, что влияет или определяет возможность решения основных целевых задач изделием.

Магнитосфера Земли.

По электрическим характеристикам параметров атмосферы выделяют нейтросферу, простирающуюся до высоты порядка 60 км, в которой частицы воздуха практически не имеют электрического заряда (нейтральны), и ионосферу, в которой газы находятся в ионизированном состоянии (содержат свободные электроны и положительно заряженные ионы) и которая простирается до границы магнитосферы 2 Земли (см. рис. 1.4), определяемой равенством давления магнитного поля Земли (геомагнитного поля) и динамического давления солнечного ветра I (ударный фронт ионизированного газа, вытекающего из Солнца).

Магнитосфера включает гнутую дипольную область геомагнитного поля 8 (см. рис. 1.5), действующую как ловушка заряженных космических частиц, и внешнюю область 7, состоящую из магнитных силовых линий, «заметаемых» солнечным ветром с дневной стороны Земли на ночную и образующих на ночной стороне магнитный шлейф Земли 6. Захваченные геомагнитным полем заряженные частицы (протоны, электроны, заряженные частицы) образуют радиационный пояс Земли.

Условно, в зависимости от распределения захваченных частиц по энергиям, радиационный пояс (зону квазизахвата 3 частиц солнечного ветра) разделяют на внутренний и внешний пояс.

Внутренний пояс 5, начинающийся на высотах 300–1500 км и простирающийся до высоты около 10000 км, в котором преобладают протоны высоких энергий, представляет опасность для экипажей ЛА. Во внешнем поясе 4, простирающемся до высоты около 50000 км, преобладают электроны и протоны малых энергий.

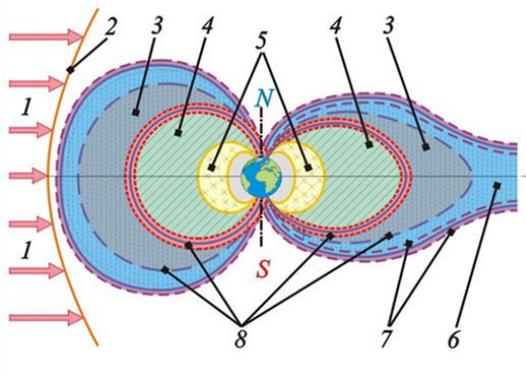


Рис. 1.5. Магнитосфера Земли

Поэтому третья причина магнетизма связана с токами заряженных частиц в верхних слоях атмосферы и околоземном пространстве. Газы, образующие верхние слои атмосферы под действием ультрафиолетового излучения Солнца ионизированы, т.е. представляют собой газовую смесь заряженных частиц (плазму). Магнитное поле Земли взаимодействует с плазмой, оно оказывает на плазму давление. С удалением от Земли давление самой плазмы падает быстрее, чем давление, оказываемое на неё магнитным полем. Вследствие этого плазменную оболочку Земли можно условно разделить на две части: нижнюю и верхнюю.

Нижняя часть, где давление газа превышает давление магнитного поля, носит название – ионосферы. Здесь плазма ведёт себя в основном как обычный газ, отличаясь только повышенной электропроводностью. Выше лежит магнитосфера, область, где давление магнитного поля больше, чем газовое давление.

Поведение плазмы в магнитосфере определяется и регулируется, прежде всего, магнитным полем и коренным образом отличается от поведения обычного газа.

Отнесение магнитосферы к космическому пространству оправдывается тем, что она тесно взаимодействует с более далёкими космическими объектами, и, прежде всего, с Солнцем. Солнечный ветер у Земли взаимодействует с земным магнитным полем и обтекает его, как сверхзвуковой поток обтекает препятствие. При этом возникает стационарная, отходящая в сторону Солнца, ударная волна, фронт которой расположен от Земли на расстоянии ~100000 км на дневной (освещённой) стороне. Поток плазмы, прошедший через фронт волны, становится турбулентным.

Эта переходная турбулентная область кончается там, где давление регулярного магнитного поля Земли превосходит давление турбулентной плазмы солнечного ветра. Это внешняя граница магнитосферы или магнитопауза. Она располагается на расстоянии около 60000 км от центра Земли с дневной стороны. С ночной стороны солнечный ветер образует плазменный хвост Земли.

Плазменные сгустки, возникающие во время хромосферных вспышек Солнца, летящие в направлении Земли «ударяясь» о магнитосферу, вызывают её кратковременное сжатие с последующим расширением. Так возникают магнитные бури, а некоторые частицы сгустка, проникающие через магнитосферу, вызывают полярные сияния.

Кроме Земли магнитосфера обнаружена у Марса, Юпитера, Сатурна, Меркурия. На Венере и Луне магнитное поле практически отсутствует, и магнитосферы нет.

На борту КА всегда существуют электрические цепи, магнитные элементы приборов, в металлической оболочке которых находятся токи Фуко, которые создают собственное магнитное поле. Взаимодействуя с магнитным полем Земли, оно создаёт момент, стремящийся ориентировать магнитный диполь КА по силовым магнитным линиям. Если ось Земли лежит в плоскости орбиты, то КА, отслеживая направление силовых линий, совершает за один виток два полных оборота вокруг своей оси.

Внутренняя область земной магнитосферы, в которой магнитное поле Земли удерживает заряженные частицы (протоны, электроны), обладающие большой кинетической энергией, образует радиационные пояса Земли.

Они были обнаружены в середине 50-х годов прошлого столетия. В радиационных поясах частицы под действием магнитного поля движутся по сложным траекториям из Северного полушария в Южное и обратно.

У Земли обычно выделяют внутренний и внешний радиационные пояса. Внутренний радиационный пояс состоит в основном из протонов. Он расположен симметрично относительно магнитного экватора и ограничен с внешней стороны силовыми линиями, выходящими на геомагнитной широте 35–40 град.

Нижняя граница пояса, ближайшая к земной поверхности, находится на расстоянии 500 км (в Западном полушарии) и на расстоянии 1500–1600 км (в Восточном) от земной поверхности. Верхняя граница пояса расположена на высотах 9000–10000 км. Максимальную плотность протонов внутренний радиационный пояс имеет над экватором на высоте 3000–4000 км.

Внешний радиационный пояс состоит в основном из электронов. Он расположен между двумя поверхностями, образованными силовыми линиями магнитного поля, выходящими на геомагнитных широтах 50 и 70 град. Внешний радиационный пояс имеет максимальную плотность заряженных частиц над экватором на высоте около 22000 км.

Радиационные пояса Земли являются источником радиационной опасности при космических полётах.

Существенное влияние на работоспособность бортовой аппаратуры и срок активного существования орбитального средства оказывают радиационные воздействия космического пространства. Поэтому требования к защищённости бортовой аппаратуры от воздействия ионизирующего и электромагнитного излучений, спо-

собного привести к ее частичной или даже полной потере работоспособности являются наиболее жёсткими.

Среди основных источников радиационного воздействия на бортовую аппаратуру можно выделить следующие:

- электроны и протоны радиационных поясов Земли. Их энергия зависит от высоты орбиты и на низких орбитах составляет 0,04...4 МэВ для электронов и 0,1...400 МэВ для протонов (высотное распределение корпускулярных потоков в радиационных поясах приведено ниже на рис. 1.6);

- солнечные космические лучи, обусловленные вспышками на Солнце. При нормальной солнечной активности такие вспышки происходят не чаще одного раза в месяц, а при высокой – до одного раза в сутки (интенсивность потока протонов с энергией 10 МэВ для 11-летнего цикла солнечной активности составляет 7,6 флюенс);

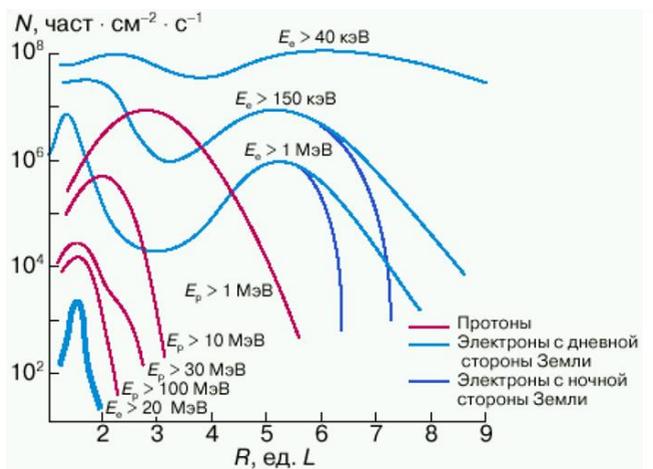


Рис. 1.6. Высотное распределение корпускулярных потоков в радиационных поясах. L – число земных радиусов R_3 в экваториальной плоскости

– галактические космические лучи, состоящие из тяжёлых ионов и частиц с высокой энергией (более 104 МэВ). Они способны проникать через защитные кожухи и корпуса приборов спутника и ионизировать микросхемы. Наиболее опасен этот вид воздействия для микросхем с высокой степенью интеграции (LSI/VLSI).

Результат воздействия всех видов проникающей радиации на бортовые компоненты обычно оценивается по двум критериям, которые называются эффектом полной дозы (TRDE, Total Radiation Dose Effects) и эффектом воздействия отдельных сильно ионизирующих частиц (SEE, Single Event Effects). Эффект полной (накопленной) дозы состоит в постепенном ухудшении характеристик электронных компонентов и увеличении энергопотребления. При этом до каких-то критических значений TRDE работоспособность электронных элементов сохраняется, но затем наступает их частичная или полная деградация. Такие повреждения создаются излучением как с высокой удельной ионизацией (тяжёлые ионы), так и с низкой (электроны, релятивистские протоны, тормозное рентгеновское излучение).

Допустимая доза поглощения радиации $R_{доп}$ определяется с учётом параметров защитного экрана и времени пребывания оборудования во включённом состоянии в течение всего срока активного существования ОС.

Снизить эту дозу можно как с помощью экранов (рис. 1.7), так и за счёт оптимальной компоновки бортовой аппаратуры. Снизить негативное влияние радиации возможно также путем полного временного отключения бортовой аппаратуры.

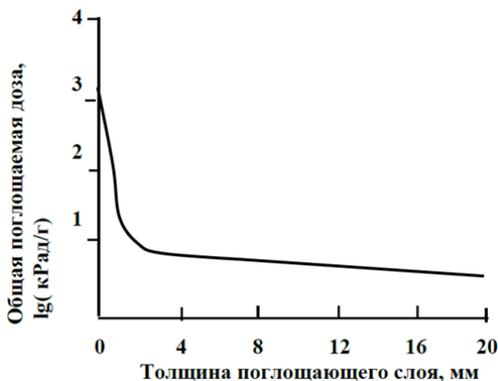


Рис. 1.7. Эффективность применения

Эффект воздействия одиночных высокоэнергичных частиц более опасен, чем эффект накопленной дозы, результаты которого проявляются лишь в конце срока существования спутника. Одиночные высокоэнергичные частицы могут вывести бортовую аппаратуру из строя в любой момент, даже в первые часы пребывания ОС на орбите. Кроме того, их воздействие сложно исключить как с помощью конструктивной защиты, так и использованием каких-либо схемотехнических решений.

Обычно этот вид воздействия приводит к двум типам отказов – обратимые, или кратковременные, отказы и необратимые, или остаточные, отказы, которые на профессиональном сленге называются «защёлкиванием» микросхем. Обратимый отказ обычно продолжается не более 1 мс. При необратимых изменениях элемент переключается в одно из состояний и возникает так называемый тиристорный эффект, приводящий к лавинообразному увеличению тока и разрушению электронного компонента.

Вероятность возникновения радиационного эффекта от одиночных воздействий высокоэнергичных частиц характеризуется двумя параметрами:

- галактические космические лучи, состоящие из тяжёлых ионов и частиц с высокой энергией (более 104 МэВ). Они способны проникать через защитные кожухи и корпуса приборов спутника и ионизировать микросхемы. Наиболее опасен этот вид воздействия для микросхем с высокой степенью интеграции (LSI/VLSI).

- пороговым значением линейной передачи энергии (LET), выраженной в МэВ на мг/см², при котором данный эффект становится возможным;

- эффективным сечением поглощения s , измеряемым в см².

Частота отказов пропорциональна этому сечению и интенсивности потока частиц, превышающей пороговое значение. Значения параметров s и LET обычно указываются в каталогах фирм, выпускающих электронные компоненты космического применения.

Влияние **микрометеоритов** принято оценивать числом частиц n , проникающих через защитный алюминиевый экран на глубину d .

Космический мусор возникает из остатков отработавших и разрушенных ОС. Подсчитано, что общая масса деталей космического мусора на первое десятилетие 21 века составляет ~ 70 тонн. Воздействие данных факторов наиболее опасно для солнечных батарей, однако они несут определённые риски и для самих оболочек ОС. Даже на МКС при приближении небольших фрагментов космического мусора экипаж переходит в отделяемую часть станции.

Излучение в ультрафиолетовой и рентгеновской областях электромагнитного спектра исходит из хромосферы ($T \sim 10^4$ К) и короны ($T \sim 10^6$ К) – внешней оболочки Солнца. В коротковолновой части солнечного спектра на непрерывный спектр наложен целый ряд отдельных линий, наиболее интенсивной из которых является водородная линия L_α ($\lambda = 121,6$ нм). При ширине этой линии около $0,1$ нм ей соответствует плотность потока излучения $\sim 5 \cdot 10^{-3}$ Дж/м²/с. Интенсивность излучения в линии L_β приблизительно в 100 раз меньше.

При оценке воздействия солнечного электромагнитного излучения на материалы ОС необходимо принимать во внимание энергию квантов и интенсивность излучения. Энергия отдельных квантов в инфракрасной и видимой областях спектра влияет на материалы и элементы аппаратуры ОС путем их нагрева.

С уменьшением длины волны возрастает энергия квантов излучения и ситуация меняется. Энергия квантов может стать достаточной для деструкции вещества – разрыва молекулярных связей. Наиболее подвержены такому воздействию органические вещества. Максимальные длины волн, при которых излучение вызывает деструкцию материалов, лежат в пределах 400 нм, т.е. вблизи коротковолновой границы видимой области. При переходе в область меньших длин, в ультрафиолетовую область спектра, деструкти-

рующее воздействие излучения на материалы усиливается в соответствии с увеличением энергии квантов, однако с уменьшением длины волны резко падает интенсивность излучения в солнечном спектре. Поэтому интегральное воздействие солнечного ультрафиолетового излучения на материалы уменьшается в коротковолновой части ультрафиолетового диапазона.

Солнечное излучение является одним из главных факторов, определяющих температурный режим ОС. В космосе теплообмен между телами происходит путём излучения, перенос же тепла за счёт конвекции и теплопроводности пренебрежимо мал. В условиях космического вакуума слишком редки удары частиц газа о поверхность ОС. Именно по этой причине окружающий газ и не может нагреть ОС в верхней атмосфере, хотя температура самого газа достаточно высока.

Тепловой баланс ОС определяется поступлением тепла от внешних и внутренних источников и рассеянием его поверхностью аппарата. К внешним источникам относятся излучение Солнца, отражённая от поверхности Земли солнечная радиация, собственное излучение Земли, космическая корпускулярная радиация и т.д., причём основным источником является прямое солнечное излучение.

Плотность суммарного теплового потока, излучаемого Землей, в области низких орбит может достигать 35–40% от плотности потока прямого солнечного излучения, но с увеличением высоты она быстро падает. Движение ОС в верхней атмосфере Земли приводит к аэродинамическому нагреву его поверхности, однако даже на высоте 200 км поток тепла, поступающий на ОС за счёт аэродинамического нагрева, намного меньше потока тепла солнечного излучения. Тепловыми потоками, поступающими на ОС от других внешних источников (звёзды, корпускулярные излучения и т.д.), практически можно пренебречь.

Внутренними источниками тепла на борту ОС являются: бортовая, обеспечивающая и целевая аппаратура, двигатели коррекции и ориентации, системы обеспечения жизнедеятельности экипажа, сам экипаж и пр.

Мощность излучения, испускаемого поверхностью ОС, определяется законом Стефана-Больцмана с учётом того, что ОС не является абсолютно чёрным телом:

$$W = \sigma \cdot \varepsilon \cdot T^4 \cdot S,$$

где W – мощность излучения с единицы поверхности, измеренная в Вт/м²;

$\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/м²/К⁴ – постоянная Стефана–Больцмана;

T – температура излучающей поверхности в К;

S – площадь поверхности, м²;

ε – безразмерная величина, носящая название *степень черноты поверхности*, она показывает, насколько излучательная способность рассматриваемой поверхности отличается от излучательной способности абсолютно чёрного тела, для которого $\varepsilon = 1$.

Поглощение теплового потока поверхностью ОС характеризуется коэффициентом поглощения A_s , который равен отношению поглощаемого потока к падающему.

На освещённой Солнцем стороне ОС обычно приходится решать проблему отвода избыточного тепла. Для его рассеяния нужно, чтобы поверхность эффективно излучала и обладала малым поглощением, т.е. необходимо увеличивать степень черноты поверхности и снижать коэффициент поглощения. С этой целью на поверхности ОС и на различные устройства, находящиеся вне гермоотсека ОС, наносят *терморегулирующие покрытия* (ТРП). В качестве ТРП используются различные краски, эмали, металлизированные полимерные плёнки и т.п.

Эффективный отвод избыточного тепла с помощью ТРП обеспечивается при значениях $A_s = 0,2 \div 0,3$ и $\varepsilon = 0,8 \div 0,9$.

Для различных материалов, используемых на внешней поверхности ОС, наилучший теплоотвод обеспечивают металлизированные полимерные плёнки и специальные белые краски. Такие краски (белые ТРП) изготавливают на основе окислов металлов (ZnO , $ZnTiO_2$ и др.), которые определяют цвет покрытий, с добавлением связующих веществ (SiO_2 , Na_2O , K_2O), обеспечивающих механическую прочность. Рабочая толщина слоя, определяющая величины A_s и ϵ , для белых ТРП составляет 50–100 мкм. Отметим, что практически все используемые ТРП являются диэлектриками, т.е. покрытая ими поверхность ОС является непроводящей, что приводит к накоплению на их поверхности во время орбитального полета статического электричества.

Под действием факторов космической среды параметры ТРП постепенно ухудшаются – происходит так называемая *деградация ТРП*. Обычно наблюдается увеличение коэффициента поглощения A_s при относительно стабильном значении ϵ .

Солнечное ультрафиолетовое излучение является одним из основных факторов, вызывающих деградацию ТРП. Поглощаемые фотоны вызывают улетучивание кислорода из окиси цинка. Постепенно происходит обеднение приповерхностного слоя кислородом и обогащение свободными атомами цинка. Избыточный цинк диффундирует в более глубокие слои, в покрытии увеличивается концентрация электронов, что приводит к росту коэффициента поглощения A_s . В результате белые ТРП постепенно темнеют, приобретая жёлтый или коричневый цвет различных оттенков. Такие изменения наблюдались, например, на станции «Скайлэб». Стали коричневыми и первоначально белые ТРП американского аппарата «Сервейер-3» после пребывания его на поверхности Луны в течение 2,5 лет. Этот аппарат был найден экипажем второй лунной экспедиции, прибывшей в ноябре 1969 г. на корабле «Аполлон-12».

Ухудшение свойств ТРП вызывается и другими факторами космического пространства, например солнечным ветром. Обнаружено увеличение коэффициента поглощения белого ТРП, наблюдавшееся в течение трёх лет на европейском геостационарном спутнике связи «OTS-2».

Электризация поверхности ОС. Под электризацией ОС понимается накопление электрического заряда на его поверхности и возникновение электрического потенциала ОС по отношению к окружающей плазме.

Зарядка ОС происходит в результате его взаимодействия с окружающей космической плазмой и солнечным электромагнитным излучением. Знак и величина образующегося на поверхности ОС электрического заряда зависят от соотношения интенсивностей процессов, обеспечивающих поступление на поверхность и удаление с неё положительных и отрицательных заряженных частиц, а также от характеристик материалов и особенностей конструкции ОС.

Основными составляющими полного тока, текущего через поверхность ОС, является ток электронов и ток положительных ионов окружающей плазмы, токи вторичной эмиссии, обусловленные первичными токами плазмы, и фотоэлектронный ток, возникающий под действием ультрафиолетового излучения Солнца. Величины этих составляющих зависят как от характеристик внешних воздействующих факторов (интенсивности солнечного излучения, энергии и плотности потока частиц плазмы), так и от свойств поверхности ОС, в первую очередь, от её эмиссионных характеристик.

Результирующий электрический потенциал поверхности ОС определяется условием динамического равновесия, когда суммарный ток, текущий через поверхность, равен нулю. Состояние равновесия характеризуется тем, что между поверхностью и окружающей плазмой устанавливается некоторая разность потенциалов,

которая «регулирует» поступление частиц плазмы на поверхность ОС, тормозя частицы одного знака и ускоряя частицы противоположного знака.

При одинаковой энергии электронов и ионов плазмы первые имеют значительно более высокую скорость. Поэтому вначале, пока внесённое в плазму тело не заряжено, поток электронов, текущий на поверхность, превышает поток положительных ионов, и тело заряжается отрицательно. Далее поступление заряженных частиц на поверхность происходит в условиях действия тормозящего электрического поля по отношению к электронам и ускоряющего поля по отношению к положительным ионам, что, в конечном итоге, приводит к равенству потоков электронов и ионов при равновесном отрицательном потенциале поверхности. Из элементарных энергетических соображений очевидно, что равновесный потенциал поверхности зависит от средней энергии частиц плазмы: чем выше температура плазмы, тем больший отрицательный потенциал может приобрести поверхность тела.

В условиях космического пространства энергии воздействующих на поверхность ОС электронов и ионов лежат в широком диапазоне, причём плазма может быть многокомпонентной как по ионному составу, так и по характерным значениям энергий и иметь сложные энергетические спектры. Кроме того, ОС частично освещается Солнцем. Всё это сильно усложняет картину зарядки ОС, и равновесное состояние в значительной степени определяется эмиссионными процессами с его поверхности.

Поверхность современных ОС на 80–90% покрыта диэлектрическими материалами – терморегулирующими покрытиями, которые в подавляющем большинстве являются непроводящими, защитными стёклами солнечных батарей и т.д. Поэтому потенциалы освещённых и неосвещённых поверхностей ОС не выравниваются. Происходит так называемая дифференциальная зарядка поверхности, в отличие от которой зарядка ОС как единого проводящего

тела называется общей зарядкой. В случае проводящей поверхности избыточные электроны с неосвещённой стороны ОС могут свободно перемещаться на освещённую сторону, откуда они удаляются за счёт тока фотоэлектронной эмиссии. Этот ток является максимальной составляющей полного тока. В результате поверхность ОС заряжается положительно. На неосвещённой стороне происходит монотонное убывание потенциала в пространстве около ОС и постепенное приближение его к потенциалу плазмы. На освещённой стороне в распределении потенциала может наблюдаться локальный минимум, обусловленный пространственным зарядом фотоэлектронов, причём потенциал в области минимума может стать отрицательным и далее приближаться к потенциалу плазмы из отрицательной области.

В случае непроводящей поверхности неосвещённая сторона ОС заряжается отрицательно электронами плазмы. Если величина отрицательного потенциала на неосвещённой стороне значительна, т.е. зарядение происходит в достаточно горячей плазме, потенциал освещённой стороны ОС также может оказаться в отрицательной области. При этом в районе терминатора (граница «свет-ть») на поверхности ОС возникает значительный градиент потенциала. Распределение потенциала в пространстве около ОС на освещённой стороне в данном случае может иметь такую же особенность, как и в случае ОС, имеющего проводящую поверхность. Однако возникновение минимума потенциала здесь может быть обусловлено не только пространственным зарядом, но и особенностями структуры электрического поля вблизи ОС.

Дифференциальная зарядка поверхности ОС возникает также за счёт различия вторично-эмиссионных характеристик материалов, находящихся на поверхности, различия условий попадания плазмы на отдельные участки поверхности и наличия на поверхности пазов, щелей и пр.

Характерное время общей зарядки ОС обычно не превышает 0,3 с, а время дифференциальной зарядки может составлять единицы и даже десятки минут, что обусловлено медленным перераспределением зарядов на диэлектрических поверхностях и зарядкой ёмкостей, образованных этими поверхностями с металлическим корпусом. Стационарное состояние при дифференциальной зарядке может не достигаться, если параметры окружающей плазмы меняются достаточно быстро.

Возникающие при дифференциальной зарядке большие разности потенциалов между отдельными участками поверхности и элементами конструкции ОС могут вызвать электрические разряды, создающие электромагнитные, световые и акустические помехи для электронного и оптического оборудования ОС. Электрические разряды могут также стать причиной нерасчетных срабатываний аппаратуры, последствия которых могут быть необратимыми.

Бортовая обеспечивающая и целевая аппаратура космических средств должна быть стойкой при функционировании на заданной орбите в течение заданного времени активного существования в условиях воздействия на неё ионизирующих излучений космического пространства (ИИКП) естественного происхождения, а именно электронного и протонного излучений естественного радиационного пояса Земли, протонного излучения солнечных космических лучей (СКЛ) по дозовым эффектам с уровнями ИИКП, приводимыми в ТЗ на бортовую и научную аппаратуру.

2 КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И РАЗГОННЫЕ БЛОКИ

2.1 Космические аппараты

2.1.1 Состав космического аппарата и основные целевые показатели

Конструкция любого КА или РБ представляет собой, как правило, силовую оболочку, подкрепленную продольно-поперечным набором силовых элементов или рамой, воспринимающих массово-инерционные нагрузки от бортовых систем, баков с топливом и навесного оборудования (антенн от различных бортовых систем, солнечных батарей), двигателей системы управления движением, двигательной установки (ДУ) и прочего оборудования [9, 10].

Основу конструкции может составлять корпус, в котором komponуется бортовая аппаратура КА. Также конструкция может представлять собой структуру отдельных отсеков (модулей), а именно:

- приборного отсека, где устанавливается бортовая обеспечивающая аппаратура;
- агрегатного отсека, где устанавливается ДУ и баки с компонентами топлива;
- спецотсека, где устанавливается целевая аппаратура или контейнер с возвращаемой научной аппаратурой или биологическими образцами.

Корпус КА (РБ) или один из его отсеков может иметь герметичное исполнение, в котором поддерживается определенное дав-

ление внутренней атмосферы, температура, влажность и другие характеристики ее состояния, и негерметичное. Температурный режим внутренней атмосферы герметичного отсека поддерживается активными средствами СОТР, реализованными на принципах отбора избытка тепла теплоносителем и охлаждение его в радиаторе.

При негерметичном исполнении на силовую конструкцию корпуса КА могут устанавливаться сотопанели с отдельными элементами и системами бортовой аппаратуры. Температурный режим для средств бортовой аппаратуры в этом случае поддерживается средствами СОТР с использованием тепловых труб и пленочных нагревателей, температурных датчиков.

Бортовые системы КА. Все автоматические КА, пилотируемые космические корабли и станции, а также РБ в своем составе имеют следующие необходимые бортовые системы:

а) система энергопитания (СЭП). В качестве первичных источников энергии используются различные генераторы электроэнергии: солнечные батареи, химические источники тока (аккумуляторы, гальванические элементы, топливные элементы), радиоизотопные источники энергии, ядерные реакторы. В качестве вторичного источника электроэнергии, как правило, используются химические источники тока. Вторичный источник необходим для работы КА на теневой части орбиты и при нештатном функционировании. Как правило, источники энергии комбинируют, например, солнечную батарею с химическим аккумулятором. Кроме источников энергии необходимо устройство, коммутирующее их с потребителями электроэнергии, а также стабилизирующее параметры питающего напряжения.

Как правило, источники энергии комбинируют, например, солнечную батарею с химическим аккумулятором, а также включают в СЭП автоматику управления данной системой;

б) система обеспечения теплового режима (СОТР). Это комплекс средств в составе КА для обеспечения его теплового режима в процессе автономного полета. В состав СОТР в общем случае входят как средства активного регулирования теплообмена и переноса теплоты, так и средства пассивного терморегулирования. К последнему виду средств относятся конструктивные элементы, организующие теплообмен излучением и теплопроводностью (покрытия или обработка, обеспечивающие определенные оптические характеристики поверхностей, тепловая изоляция и теплозащита и т.д.).

Поддержание заданного теплового режима осуществляется организацией как внешнего теплообмена КА с окружающим пространством, так и внутреннего теплообмена и распределение теплоты между элементами КА;

в) бортовой комплекс управления (БКУ) с бортовыми обеспечивающими системами КА содержит:

– командно-измерительную систему (КИС). Эта система предназначена для обмена командно-программной информацией между бортовым и наземным комплексом управления;

– систему управления движением. Эта система обеспечивает управление угловым движением КА, включая организацию заданных режимов полета, с гашением угловых скоростей и стабилизацию угловых параметров движения; отработку программных поворотов и управление работой комплексной или объединенной двигательной установки; полет в режиме солнечной ориентации;

– спутниковую систему навигации (СН). Эта система обеспечивает оперативное определение параметров движения центра масс КА для использования в БКУ и НКУ по данным навигационных измерений параметров орбитального движения от средств бортового синхронизирующего координатно-временного устройства;

г) бортовую вычислительную систему (БВС). Эта система является центральным звеном управления КА, в котором реализова-

но программное обеспечение управления всеми режимами БКУ, его взаимодействие с другими бортовыми системами, а также с НКУ через прием и распаковку данных, поступающих по радиоканалу на борт;

д) бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство (БСКВУ). Эта система обеспечивает: формирование и хранение бортовой шкалы времени по информации, полученной от ГНСС «ГЛОНАСС/GPS»; определяет и выдает в БКУ по результатам навигационных измерений относительно ГНСС ГЛОНАСС или ГНСС ГЛОНАСС и GPS параметров движения центра масс КА; выдает потребителям высокостабильные синхронизирующие сигналы и оцифровки секундных интервалов бортовой шкалы времени;

е) двигательную установку. Эта система управляется по командам БКУ КА, включается и создает импульсы реактивных тяг для перехода с орбиты выведения на рабочую орбиту, изменения параметров орбиты КА, спуска СА и управления угловым положением КА при его ориентации и стабилизации;

ж) систему трансляции команд и распределения питания. Эта система обеспечивает:

- прием сигнала с датчиков отделения КА от РН;
- прием команд управления от БВС и КИС, трансляцию их по системам и, при необходимости, размножение;
- подачу напряжения питания СЭП на бортовую аппаратуру КА с заданными характеристиками;

з) бортовую систему телеметрического контроля (БСТК). Эта система предназначена для сбора, запоминания и передачи на наземные приемно-регистрирующие станции телеметрической информации, необходимой для проведения анализа состояния и функционирования бортовых систем на этапах проведения наземных испытаний на заводе, техническом комплексе, стартовом комплексе, а также в процессе штатной эксплуатации изделия на участке выведения и на этапе орбитального полета.

Перечисленный состав систем характерен для КА разработки АО «ОРКЦ «Прогресс» [11].

Для определенного типа КА или РБ состав бортовых систем конкретизируется в зависимости от целевого назначения и организации разработчика изделия и аппаратуры. Так для КА ДЗЗ бортовой состав может быть дополнен оптико-электронной аппаратурой или радиолокатором, высокоскоростной радиолинией (ВРЛ), системой передачи данных и АФУ для передачи этих данных от бортовой оптико-электронной аппаратуры в наземный пункт приема и обработки информации.

Также, в практике космического аппаратостроения существуют варианты построения бортовых систем, объединяющих в себе функции нескольких приведенных выше обеспечивающих систем.

Структура и состав основных бортовых систем КА ДЗЗ приведен на рис. 2.1.

Для КА, которые осуществляют доставку результатов научных экспериментов и экипажа в спускаемых аппаратах (СА), должны входить:

- система обеспечения жизнедеятельности (СОЖ);
- система отделения СА от КА и спуска СА в атмосфере;
- система приземления (СП) и другие.

На борту пилотируемых космических кораблей и на РН, обеспечивающей их вывод, должна быть установлена система аварийного спасения (САС), а на борту его СА система управления спуском (СУС) и приземления.

Работоспособность всей обеспечивающей и целевой бортовой аппаратуры в условиях воздействия всех перечисленных факторов космического пространства, позволяет решать все функциональные и целевые задачи, возлагаемые на изделие в течении всего времени активного существования, которое определено тактико-техническим заданием (ТТЗ) на КК.

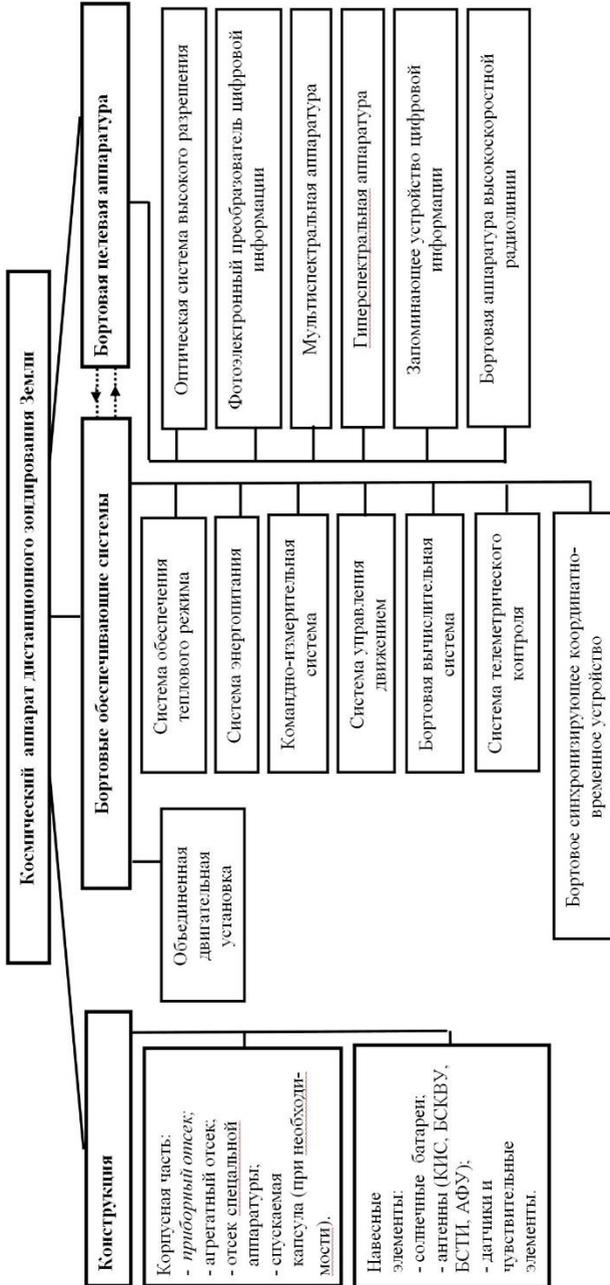


Рис. 2.1. Структура типового состава бортовых средств КА ДЗЗ

Совокупность технических характеристик бортовой целевой и обеспечивающей аппаратуры КА, а также наземных средств, обеспечивающих его функционирование на всех этапах жизненного цикла, определяют основные целевые показатели.

Дистанционное зондирование Земли – изучение Земли по измеренным на расстоянии, без непосредственного контакта с поверхностью, характеристикам ДЗЗ из космоса – одно из наиболее важных направлений деятельности в обеспечении решения целого ряда целевых задач научного, народнохозяйственного и специального назначения. Мониторинг состояния поверхности Земли, атмосферы и других объектов осуществляется бортовыми техническими средствами КА и в первую очередь его целевой аппаратурой. Рабочий диапазон длин волн, принимаемых съёмочной целевой аппаратурой, составляет от долей микрометра (видимое оптическое излучение) до метров (радиоволны). Методы зондирования могут быть пассивные, т.е. использующие естественное отраженное или вторичное тепловое излучение объектов на поверхности Земли, обусловленное солнечной активностью, и активные – использующие вынужденное излучение объектов, инициированное искусственным источником направленного действия.

Для решения функциональных задач современные КА ДЗЗ должны иметь на борту комплекс технических средств, включая специальную аппаратуру и аппаратуру для передачи по радиоканалам в наземные пункты приема полученной информации (НППИ), а КА должен иметь в своем составе наземный комплекс управления.

К основным целевым показателям для КА ДЗЗ относятся следующие:

1. Целевые характеристики:

– значение детальности в надире и на краю полосы обзора в метрах;

– периодичность наблюдения – это промежуток времени возможности наблюдения одного и того же района земной поверхности в течении определенного времени. Обычно измеряется в часах;

– оперативность наблюдения – время с момента выдачи на борт КА команды управления на съемку определенного района и до момента передачи информации с борта на пункт приема информации. Обычно измеряется в часах;

– производительность (измеряется в км²) – это число районов наблюдения или объектов наблюдения, видовую или другого типа информацию о которых можно получить целевой аппаратурой за определенный промежуток времени (сутки);

– ширина полосы захвата участка земной поверхности средствами целевой аппаратуры (обычно измеряется в км);

– ширина полосы обзора участка земной поверхности при возможности отработки программных поворотов средствами системы управления движением для наведения оптической оси на объекты наблюдения (обычно измеряется в км);

– срок активного существования, промежуток времени, на котором КА способен выполнять целевые задачи с заданными техническими характеристиками (лет).

2. Параметры рабочей орбиты:

– высота в перигеуме, км;

– высота в апоцентре, км;

– угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора Земли, град.

3. Массовые и инерционные характеристики на момент запуска КА в составе РКН, кг.

4. Тип РКН и тип запуска (целевой или попутный).

Так как именно ПН определяет непосредственный состав технических средств КК, приведем наиболее значимые КА отечественной разработки, решающие задачи ДЗЗ и научного назначения, а также научно-технологические КА, разработанные на их

базе. Необходимо также отметить, что, как правило, космическим комплексам присваивалось наименование КА, который входил в этот комплекс.

2.1.2 Космический аппарат «Зенит-2»

КА «Зенит-2» был создан в ОКБ-1 (главный конструктор – С.П. Королев) в интересах национальной безопасности [12].

С 1965 по 1982 год на базе спутника «Зенит» (рис. 2.2) в «ЦСКБ-Прогресс» было создано семь модификаций спутников наблюдения, на борту которых устанавливалась фотоаппаратура высокого разрешения.

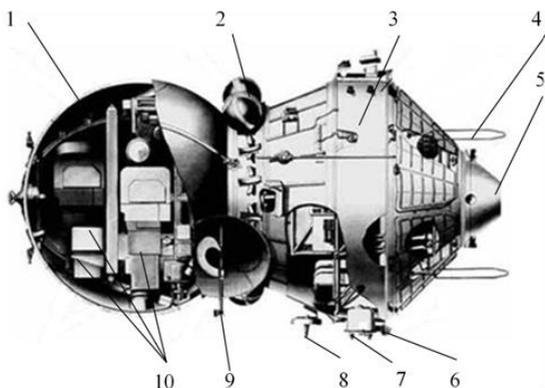


Рис. 2.2. КА типа «Зенит»:

- 1 – спускаемый аппарат; 2 – баллоны системы ориентации;
- 3 – приборный отсек; 4 – антенны телеметрической системы;
- 5 – тормозная двигательная установка; 6 – датчик ориентации по Солнцу;
- 7 – построитель местной вертикали; 8 – антенна программной радиолинии;
- 9 – антенна системы радиоразведки; 10 – фотоаппаратура

Общая длина КА составляет около 5 м, диаметр 2,5 м, общая масса от 4600 кг до 6300 кг. Возвращение на Землю отснятой пленки осуществлялось в спускаемом аппарате (СА), который от-

делялся от КА после срабатывания тормозного жидкостно-реактивного двигателя (ЖРД). На высоте 7,5 км вводилась в действие парашютная система и средства обнаружения СА. Отснятый материал доставлялся поисково-спасательными службами.

В 1969 году на базе спутника «Зенит» был создан ряд его модификаций «Зенит-4» и другие («Зенит-4М», «Зенит-4МК», «Зенит-4МКМ»). Запуск КА этого типа производился РН «Восток» с космодрома Байконур на орбиту с параметрами: наклонение 65 град, период обращения 89 мин, перигей 198 км, апогей 270 км, а КА «Зенит-4МКМ» РН «Союз» с космодрома Плесецк на орбиту с параметрами: наклонение 62,8 град., период обращения 90 мин., перигей 188 км., апогей 354 км.

За период с 1964 по 1970 г. произведено 68 удачных запусков КА «Зенит-4М», еще 4 пуска закончились аварией РН. 16 пусков КА этого типа было осуществлено в 1969 г. За период с 1968 по 1973 г. осуществлено 56 запусков КА «Зенит-4МК», один пуск закончился аварией РН. Всего за период эксплуатации КА «Зенит-4МКМ» было произведено 32 запуска.

На конструктивной базе КА типа «Зенит» в интересах народного хозяйства был создан спутник «Зенит-2НХ», в 1975 году – «Фрам». В 1977 году на базе спутников «Зенит-2НХ» и «Фрам» были разработаны КА фотонаблюдения «Ресурс-Ф», «Ресурс-Ф1М», «Ресурс-Ф2», которые обеспечивают многозональную разномасштабную съемку поверхности Земли в видимом и ближнем инфракрасном диапазонах спектра электромагнитного излучения с высокими геометрическими и фотометрическими характеристиками. Дальнейшая модернизация конструктивной базы КА «Зенит» КА позволила создать ряд спутников для научных задач («Эфир», «Интеркосмос»), научно-прикладных задач в области космической медицины, биологии и материаловедения (КА серии «Бион», «Фотон»).

Необходимо отметить следующее: на заключительном этапе эксплуатации КК типа «Зенит» и его модификаций привлекались

поисково-спасательные службы для обнаружения и эвакуации спускаемых аппаратов (СА) КА с места штатной посадки на полигоне или из района приземления в случае нештатной посадки СА.

2.1.3 Космический аппарат «Янтарь-4К2»

Решение задач ДЗЗ этим спутником осуществлялось фотоаппаратурой высокого разрешения с повышенной оперативностью доставки фото информации за счет наличия 2-х спускаемых капсул и увеличенным временем активного существования на орбите по сравнению с КА типа «Зенит» [13]. На рис. 2.3 представлен общий вид КА «Янтарь-4К2».

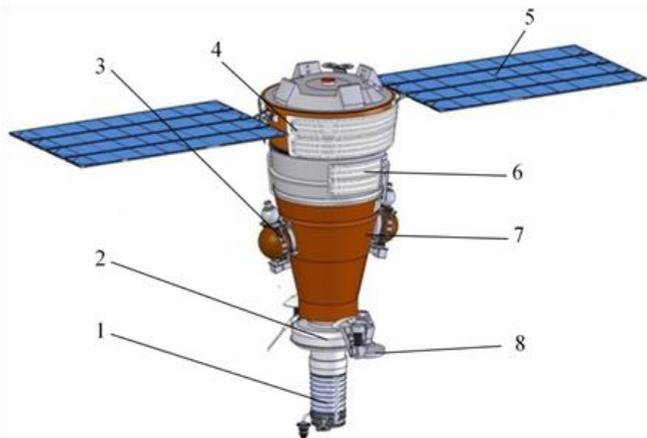


Рис. 2.3. КА «Янтарь-4К2»:

- 1 – фотоаппаратура; 2 – возвращаемый орбитальный спускаемый аппарат с БЦВМ и фотоаппаратурой; 3 – спускаемые капсулы;
- 4 – приборно-агрегатный отсек с корректирующей ДУ; 5 – солнечные батареи; 6 – экраны СТР; 7 – приборный отсек; 8 – антенна

КА «Янтарь-4К2» вообрал в себя технологии 60-х (КА «Зенит») и 70-х, 80-х гг. (КА Янтарь-1, Янтарь-2, Янтарь-4К). Совершенство данного типа КА велось на протяжении 40 лет эксплуа-

тации и велось в направлении увеличения срока активного существования, улучшения характеристик фотоаппаратуры, запаса фотопленки, маневренных характеристик, повышения точности ориентации и стабилизации спутника, точности посадки и увеличения вероятности обнаружения спускаемого аппарата. В нем имелась вычислительная машина в контуре управления, были применены силовые гироскопы и волновые приводы, комбинированные энергетические установки.

КА «Янтарь-2К» (Феникс) состоял из приборного (ПО), агрегатного (АО) и отсека специальной аппаратуры, который был сделан возвращаемым для того, чтобы можно было вернуть на землю фотоаппаратуру «Жемчуг-4» (в последствии «Жемчуг-18») и бортовую вычислительную цифровую машину «Салют-3М», которые могли быть многократно использованы. На боковой поверхности отсека специальной аппаратуры диаметрально противоположно крепились две спускаемые капсулы для оперативного возврата на Землю фотопленки. Перед посадкой оптическая система втягивалась внутрь отсека специальной аппаратуры. Все отсеки «Янтаря-2К» имели форму усеченного конуса с углом полураствора 12° , что придавало спутнику некоторое внешнее сходство с американским космическим кораблем «Джемини». Максимальный диаметр «Янтаря-2К» составлял 2,7 метра, высота 6,3 метра, масса аппарата составляла 6,6 тонны.

Фотокомплекс для многозональной съемки земной поверхности располагается в спускаемом аппарате, который позволяет доставить отснятую фотопленку на Землю и обеспечивает неоднократное использование дорогостоящей аппаратуры. Возможность функционирования фотоаппаратуры на орбите дает комплекс приборов и устройств, расположенных в приборном отсеке, в котором также находится тормозная двигательная установка, обеспечивающая спуск СА на Землю в заданный момент времени.

Маневры КА на орбите осуществляются с помощью корректирующей двигательной установки (КДУ). Аппарат также содержит средства связи с центром управления полетом. Точная ориентация, т.е. прицеливание над объектом съемки, обеспечивается системой управления движения и ее чувствительными элементами (астровизирное устройство).

Для повышения оперативности получения информации КА имел две возвращаемые капсулы сферической формы с собственными тормозными двигателями. В них перематывалась отснятая фотопленка. Затем она обрезаалась, капсула отстреливалась, запускался тормозной двигатель. Капсула входила в атмосферу, тормозилась за счет сопротивления атмосферы и совершала посадку на парашюте в заданном районе, откуда её эвакуировала поисково-спасательная служба. В конце полета КА от него также отделялся спускаемый аппарат, который возвращал на Землю не только остатки отснятой пленки, но и фотоаппарат. Тем самым за время полета спутника отснятая фотопленка попадала на Землю в три этапа: дважды в капсулах и один раз в его спускаемом аппарате.

Спутник последнего поколения «Янтарь-4К2» отличался получением информации высокого разрешения, многократностью доставки информации, применением в системе управления бортовой вычислительной машины, обеспечивающей гибкость управления, улучшением характеристик бортовых систем, применением СЭП на базе солнечных батарей, позволившей увеличить срок существования спутника на орбите.

Если аппараты «Янтарь-2К» находились на орбите не более 30 суток, то время работы «Янтарей-4К2» выросло в 4 раза. При этом во столько же раз снизилась и оперативность доставки отснятой фотопленки на Землю, так как число возвращаемых капсул осталось прежним.

Выведение КА «Янтарь-4К» на орбиту осуществляется с космодромов Байконур и Плесецк с помощью РН «Союз-У». Основные характеристики КА «Янтарь-4К2» приведены в табл. 2.1.

Таблица 2.1. **Основные характеристики**

Основные характеристики КА «Янтарь-4К2»	
Фотоаппаратура:	
разрешение, м	0,95
Спутник:	
длина, м	6,3
диаметр, м	2,7
масса, т	6,6
Срок эксплуатации, сутки	120
Параметры орбиты	
высота рабочей орбиты, км	
минимальная	170-180
максимальная	330-360
наклонение, град (т.с. Плесецк)	62,8; 67,1; 67,2
наклонение, град (т.с. Байконур)	64,9; 70,4
период обращения, мин	89,7

2.1.4 Космический аппарат «Янтарь-4КС1»

КА Янтарь-4КС1 (код проекта «Терилен») – спутник видовой разведки, на котором впервые была установлена оптико-электронная цифровая фотокамера, что позволило принимать изображение с космического аппарата практически сразу после съёмки [14]. Разработан в «ЦСКБ-Прогресс».

Данный тип КА отличался высокой производительностью и возможностью передачи специнформации по радиолнии через геостационарный спутник-ретранслятор «Гейзер» практически в реальном масштабе времени. В качестве оптической аппаратуры использовалась аппаратура «Жемчуг-20» разработки ЦКБ «Крас-

ногорский завод» с объективом «Активный-4А». Внешний вид КА «Янтарь-4КС1» представлен на рис. 2.4.

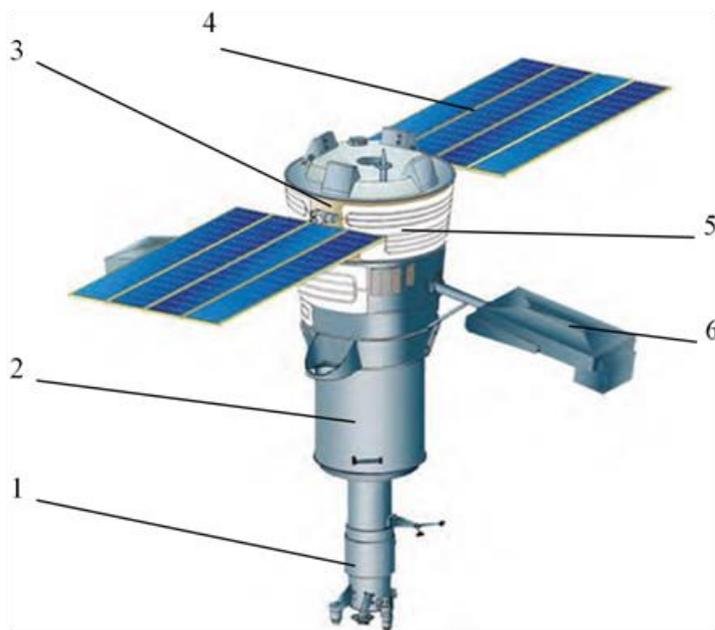


Рис. 2.4 – КА «Янтарь-4КС1»:

- 1 – аппаратура «Жемчуг-20»; 2 – специальный отсек; 3 – агрегатный отсек; 4 – солнечная батарея; 5 – приборный отсек; 6 – антенны активной фазированной антенной решетки

В фокальной плоскости объектива располагался оптико-электронный преобразователь на основе ПЗС с размером фоточувствительных элементов матрицы 21x24 мкм. «Жемчуг-20» имела систему автоматической фокусировки, а также блок сменных нейтральных светофильтров для ступенчатого ослабления экспозиции.

Система ретрансляции КА «Янтарь-4КС1» состояла из двух частей: «Сплав-1» на КА «Янтарь-4КС1», «Сплав-2» на геостациона-

нарном КА «Гейзер». Аппаратуры «Сплав-1» в свою очередь состояла из трёх частей:

- системы приема и преобразования изображения, состоявшей из блоков оптико-электронного (ОЭП) и аналого-цифрового преобразований (АЦП). Аналоговый видеосигнал из блока ОЭП поступал в блок АЦП, где преобразовывался в цифровой код;

- подсистемы накопления и формирования информации, где цифровые изображения записывались на магнитную ленту;

- подсистемы радиосвязи, которая передавала изображения через СР «Гейзер» потребителям информации.

КА этой серии эксплуатировались с 1982 по 1989 год, и постепенно были заменены более совершенными спутниками Янтарь-4КС1М «Неман», который имел улучшенные показатели по следующим параметрам:

- разрешение новой матрицы ПЗС стало выше за счёт использования уменьшенных в 2,5 раза фоточувствительных элементов. Таким образом, разрешение изображений также улучшилось;

- были внедрены новые методы сжатия цифровой информации, что позволило значительно сократить объем передаваемой информации без ухудшения качества изображений, а также увеличить площадь наблюдаемых территорий. Используя дифференциально-импульсную кодовую модуляцию, вместо 10 разрядов передавались лишь часть из них, в зависимости от принятого коэффициента сжатия;

- изменился метод смены экспозиции с механического на электронный;

- была улучшена аппаратура инфракрасного наблюдения;

- срок активного существования был увеличен до полугода.

Реальный срок службы на орбите у КА «Неман» составлял от 240 до 300 суток (у первых запущенных КА серии), до года и более. У последних – до 380 суток. Срок службы КА «Янтарь-4КС1» от 170 до 200 суток.

Первый запуск «Янтаря-4КС1М» для ЛКИ был осуществлен 7 февраля 1986 года. Летные испытания ИК-аппаратуры «Изумруд-М» проводились на серийных КА «Янтарь-4КС1М» № 4 и № 6 в 1990–1991 годах, после чего она также была принята в штатную эксплуатацию.

Всего было осуществлено 15 полетов этого аппарата. Последний запуск состоялся в 2000 году. Спутники функционировали на низких орбитах высотой от 180 до 280 км и наклоном 64,8 град.

Выведение КА «Янтарь-4КС1М» на орбиту осуществлялось с космодрома Байконур с помощью РН «Союз-У».

2.1.5 Космический аппарат «Дон»

КА «Дон» предназначался для широкополосного обзорного и детального наблюдения с фотоаппаратурой панорамного типа и капсульным автоматом с восьмью спускаемыми капсулами [15]. Он входил в КК «Орлец» и был рассчитан на выведение РН «Союз-У» и «Союз-У2».

Первый запуск состоялся в июле 1989 г., а в августе 1992 г. изделие было принято в эксплуатацию. При этом КА получил название «Дон». Конструктивно КА состоит из трех отсеков герметичного исполнения: агрегатного, приборного и специального (см. рис. 2.5).

Агрегатный отсек 1 имеет коническую форму. В нем установлена комплексная двигательная установка 5. Снаружи на АО установлены две солнечные батареи 14, антенны системы измерений 4, радиатор-охладитель СОТР.

В коническом приборном отсеке 2 располагаются бортовая аппаратура и приборы служебных систем КА. Снаружи этого отсека установлена антенна командно-измерительной системы 6 и радиатор-охладитель СОТР.

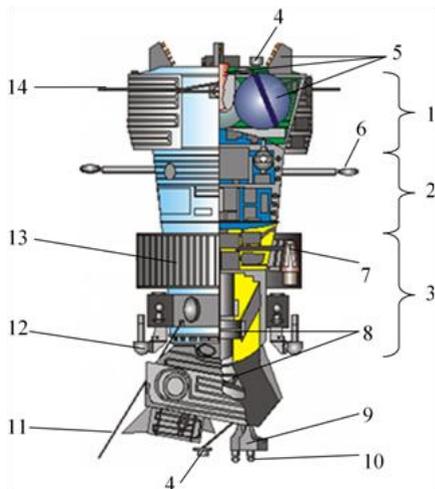


Рис. 2.5. КА «Дон»

Корпус спецотсека 3 состоит из небольшой конической и цилиндрической секций. Внутри отсека установлены блоки целевой аппаратуры, включая панорамный фотоаппарат 8. Снаружи на цилиндрической секции отсека закреплены антенны радиолинии 11 и оптические блоки датчика астрокоррекции 12, которые служат для привязки снимков к земным координатам. Вокруг конической

секции спецотсека установлен капсульный автомат 13. Это устройство представляет собой поворотное кольцо, в котором закреплены восемь унифицированных автоматических спускаемых капсул (УМСК). Кольцо с УМСК поворачивается, устанавливая очередную капсулу напротив тракта подачи отснятой фотопленки. После перемотки пленки из спецотсека, капсула отделяется от автомата пружинным толкателем. Когда капсула отходит на безопасное расстояние от КА, происходит включение тормозной ДУ. Как правило, для таких целей используется твердотопливная ДУ. Дальнейший полет проходит по обычной для капсул схеме: вход в атмосферу, аэродинамическое торможение, парашютный спуск и приземление.

Спереди спецотсека установлена бленда панорамного фотоаппарата с радиатором СОТР. На ней закреплены антенна радио вертикали-высотомера 9, антенна системы измерений 4 и оптический блок датчика инфракрасной вертикали 10.

Отличительной особенностью данного типа КА являлась возможность получения изображения на фотопленке с высоким раз-

решением до 0,95 м. В широкой полосе обзора за счет поперечного её сканирования зеркально-оптической системой спецаппаратуры так, что каждый скан земной поверхности полностью перекрывал величину сдвига в продольном направлении полета за счет орбитального движения.

КА запускался и работал на относительно низких орбитах высотой $h=170$ км, $H=210$ км, наклоном $i=64,8$ град. и с периодом обращения 90 мин.

В период 1989–2006 гг. проводились регулярные ежегодные запуски КА типа «Дон». Время активного существования спутников 58–60 суток, которое было доведено в дальнейшем до 100 суток и более (максимальная продолжительность полета составила 126 суток). Выведение КА на орбиту осуществляется с космодрома Байконур с помощью РН «Союз-У2».

На основе конструктивной базы КА «Орлец» был создан КА «Орлец-2» с улучшенными техническими и эксплуатационными характеристиками. Был разработан новый капсульный автомат на 22 УМСК, доработана СЭП, увеличен запас топлива. Все это позволило увеличить время активного существования КА с 60 суток до полугода, а также повысить оперативность доставки информации за счет увеличения числа УМСК. КА «Орлец-2» был запущен РН «Зенит» с космодрома Байконур в 1994 на эллиптическую орбиту высотой $h=220,1$ км, $H=315,3$ км, наклоном $64,80$ град и периодом обращения 89,56 мин.

Эксплуатация КА этого типа продолжалась до 2001 года.

2.1.6 Космический аппарат «Ресурс-ДК»

КА «Ресурс-ДК» двойного назначения, т.е. решает задачи в интересах министерства обороны РФ и народного хозяйства [16].

Данный тип КА позволил решать народно-хозяйственные задачи в целях обеспечения хозяйственной деятельности государ-

ственных структур, структур в области сельского хозяйства и почвоведения, геологии, океанологии, землепользования, а также обеспечивает проведение научных экспериментов средствами установленной на его борту иностранной научной аппаратуры «Памела» и «Арина».

Внешний вид КА «Ресурс-ДК» представлен на рис. 2.6.

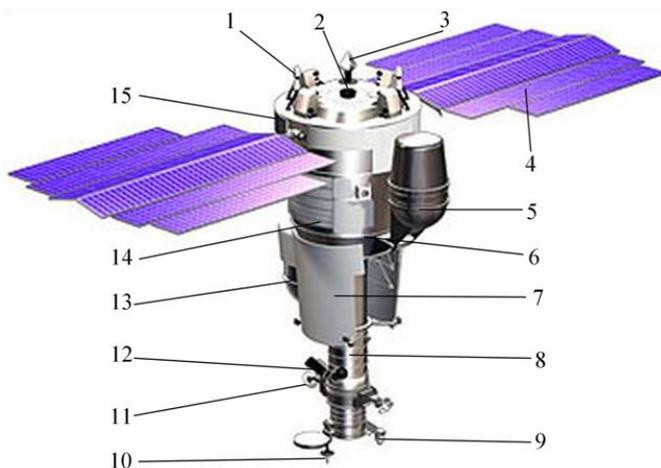


Рис. 2.6. КА «Ресурс-ДК»:

- 1 – антенна БСКВУ; 2 – комплексная двигательная установка;
- 3 – антенна командно-измерительной системы; 4 – солнечная батарея;
- 5 – гермоконтейнер с НА «Памела»; 6 – специальный отсек;
- 7 – радиатор-охладитель; 8 – оптико-электронная аппаратура;
- 9 – инфракрасный построитель местной вертикали; 10 – антенна командно-измерительной системы; 11 – антенное устройство высокоскоростной радиолинии; 12 – блок определения координат звезд;
- 13 – приборный гермоконтейнер; 14 – приборный отсек;
- 15 – агрегатный отсек

Основные целевые задачи, решаемые КА:

- космическая съёмка земной поверхности высокого разрешения;

- информационное обеспечение в области экологии и охраны окружающей среды;
- специализированные задачи в интересах МЧС России и других ведомств.

Спутник обеспечивает съёмку земной поверхности с разрешением не хуже 1 метра в монохроматическом режиме и не хуже 1,6–1,8 метров в 3-х спектральных диапазонах. Ширина полосы земной поверхности, снимаемой за один пролёт – 27 км.

Кроме того, на борту КА было установлено научное оборудование PAMELA и ARINA, предназначенное для исследования космического пространства и регистрации излучений.

Спутник выведен на орбиту с космодрома Байконур 15 июня 2006 года с помощью РН «Союз-У» на эллиптическую орбиту 355×573 километров. 10 сентября 2010 года орбита была скорректирована на круговую до высоты 567×573 километров с наклоном 69,9 градуса. В феврале 2016 года Автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП), сопровождавшая спутник для предотвращения столкновения с космическим мусором, сообщила в своем отчете о прекращении работы спутника в связи с выключением 7 февраля бортовой аппаратуры и переходом аппарата в неориентированный режим полета. «Ресурс-ДК1» был снят с контроля наземных средств с 1 марта 2016 года. Аппарат проработал около 9 лет при гарантированном сроке службы в 3 года. На базе этого изделия разработаны КА серии Ресурс-П, которые в настоящее время находятся в эксплуатации.

2.1.7 Космический аппарат «Ресурс-П»

КК ДЗЗ «Ресурс-П» состоит из трех КА. Комплекс предназначен для высокодетального, детального широкозахватного и гиперспектрального оптико-электронного наблюдения поверхности

Земли и передачи данных по радиоканалу на наземные пункты приема информации. Внешний вид КА «Ресурс-П» приведен на рис. 2.7.

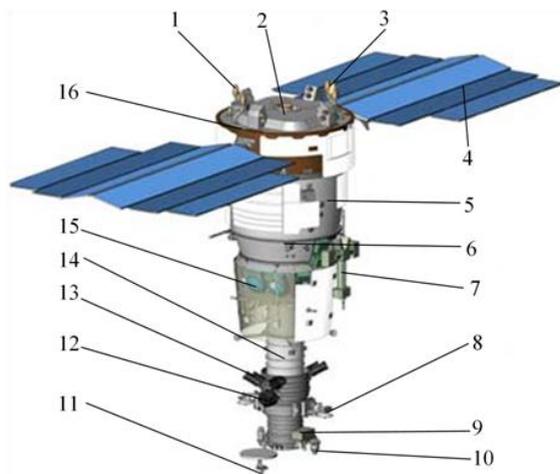


Рис. 2.7. КА «Ресурс-П»:

- 1 – антенна БСКВУ; 2 – объединенная двигательная установка;
- 3 – антенна командно-измерительной системы; 4 – солнечная батарея;
- 5 – приборный отсек; 6 – отсек целевой аппаратуры;
- 7 – гиперспектральная аппаратура; 8 – антенное устройство высокоскоростной радиолинии; 9 – комплекс широкозахватной мультиспектральной аппаратуры; 10 – инфракрасный построитель местной вертикали; 11 – антенна командно-измерительной системы;
- 12 – измеритель волоконно-оптический с акселерометрами;
- 13 – блок определения координат звезд; 14 – оптико-электронная аппаратура; 15 – силовой гироскопический комплекс;
- 16 – агрегатный отсек

Головной организацией-разработчиком КА «Ресурс-П» является АО «РКЦ “Прогресс”». Оператор космической системы – Научный центр оперативного мониторинга Земли АО «Российские

космические системы». Управление полетом космических аппаратов осуществляет Центр управления полётами (ЦУП).

Космические аппараты серии «Ресурс-П» совместно с наземными пунктами приема информации образуют единую комплексную систему наблюдения. За счет глубокой интеграции технологий, реализованных при создании космического комплекса, возможности системы значительно выше возможностей трех автономно работающих аппаратов.

КА серии «Ресурс-П» запущены:

- «Ресурс-П» № 1 – 25 июня 2013 года;
- «Ресурс-П» № 2 – 26 декабря 2014 года;
- «Ресурс-П» № 3 – 13 марта 2016 года.

КК «Ресурс-П» обеспечивает решение следующих задач [17]:

- исследование природных ресурсов;
- контроль загрязнения и деградации окружающей среды, выявление и изучение загрязнений окружающей среды, контроль водоохранных и заповедных районов;
- информационное обеспечение для поиска месторождений полезных ископаемых;
- оценка состояния ледовой обстановки;
- инвентаризация природных ресурсов для обеспечения рациональной деятельности в различных отраслях хозяйства;
- мониторинг чрезвычайных ситуаций;
- контроль состояния социально-экономической инфраструктуры;
- информационное обеспечение для проведения инженерных изысканий;
- создание и обновление кадастровых планов, топографических и навигационных карт;
- определение вида и состояния растительности, состав пленки загрязнений на поверхности воды, идентификация минералов, почв;

– обнаружение незаконных посевов наркосодержащих растений и контроль их уничтожения.

Получаемая информация с космического комплекса «Ресурс-П» может использоваться для обеспечения запросов государственных и коммерческих заказчиков, а также в целях развития международного сотрудничества России в области контроля и охраны окружающей среды и решения других актуальных задач ДЗЗ.

Базовые характеристики космических аппаратов «Ресурс-П» приведены в табл. 2.2.

Таблица 2.2. **Характеристики космических аппаратов «Ресурс-П»**

Наименование параметра	Значение
Рабочая орбита	Околокруговая солнечно- синхронная
Средняя высота, км	475
Наклонение, град	97,276
Ширина полосы обзора, км	950
Высокодетальное наблюдение:	
– в панхроматическом диапазоне с разрешением, м	1
– в узких спектральных диапазонах с разрешением, м	2-3
– ширина полосы захвата в надире, км	38
– съемка площадок, км х км	100×300
– стереосъемка маршрутов, км	115
Гиперспектральное наблюдение:	
– количество спектральных каналов	до 216 (не менее 96)
– разрешение в надире, м	25-30
– ширина полосы захвата, км	25
Широкозахватное наблюдение высокого разрешения:	
– полоса захвата, км	97
– разрешение в панхроматическом режиме, м	12
– разрешение в мультиспектральном режиме, м	23,8
Широкозахватное наблюдение среднего разрешения:	
– полоса захвата, км	441
– разрешение в панхроматическом режиме, м	60
– разрешение в мультиспектральном режиме, м	120

Основные преимущества комплекса:

- сверхвысокое пространственное разрешение – лучше 1,0 м;
- RPC-полиномы – инструмент для повышения точности и ускорения процесса обработки данных;
- стереоскопическая съемка – возможность создания трехмерных моделей.

Целевая аппаратура космических аппаратов «Ресурс-П» обеспечивает съемку земной поверхности в панхроматическом, спектрально-зональном, широкозахватном и гиперспектральном режимах в любом сочетании. Передача информации может осуществляться в реальном времени и в записи по высокоскоростной радиолинии.

В состав целевой аппаратуры космических аппаратов входит:

Оптико-электронная аппаратура «Геотон-ЛП» с длиннофокусным линзовым объективом с системой приема и преобразования информации «Сангур-1У» на базе высокочувствительных матриц позволяет получать снимки земной поверхности в панхроматическом диапазоне с разрешением лучше 1 м, в узких спектральных диапазонах с разрешением – 3–4 м.

Гиперспектральная аппаратура позволяет получить данные о спектральной характеристике любых объектов на Земле. Гиперспектральная съемка представляет собой метод сбора и обработки информации из различных участков электромагнитного спектра. Каждый объект имеет уникальную спектральную характеристику излучения, что позволяет однозначно идентифицировать материалы, составляющие его структуру. Сенсоры собирают информацию в виде «пакетов» изображений, при этом каждое изображение представляет определенную область электромагнитного спектра, так называемый спектральный канал. Аппаратура для геоспектральной съемки позволяет обработать до 216 спектральных каналов со спектральным разрешением от 5 до 10 нм.

Комплекс широкозахватной мультиспектральной аппаратуры позволяет вести дистанционную оптико-электронную съемку

земной и водной поверхности в панхроматическом и мультиспектральном диапазонах на полосе захвата шириной до 441 км (камерой среднего разрешения) и до 97 км (камерой высокого разрешения). Комплекс состоит из широкозахватной мультиспектральной аппаратуры высокого и среднего разрешения, которые могут работать как одновременно, так и отдельно.

Бортовая аппаратура системы высокоскоростной радиосвязи обеспечивает передачу информации с космического аппарата на наземный пункт приема информации.

КК «Ресурс-П» планируется поддерживать в рабочем состоянии и в ближайшую перспективу путем обновления ОГ новыми КА этой серии.

2.1.8 Научно-исследовательский космический аппарат серии «Бион-М»

КА серии «Бион-М» предназначен для проведения исследований в области космической биологии, физиологии и биотехнологии [18]. В настоящее время эксплуатируются модернизированные космические аппараты серии «М» с новой системой жизнеобеспечения, рассчитанной на надёжную работу в течение полёта до 60 суток. Капсула с животными на борту КА «Бион-М» №1 была выведена на орбиту 19 апреля 2013 года, стартовав с космодрома Байконур, Казахстан. В качестве попутной ПН на борт был установлен МКА «Аист», который успешно был отделен после вывода КА на рабочую орбиту.

Программа полёта предполагала нахождение КА на орбите в течение 30 дней. 19 мая 2013 года в 07:15 МСК спускаемый аппарат (СА) с научной аппаратурой и контейнерами с биологическими образцами успешно приземлился в Оренбургской области.

Научная программа КА «Бион-М» состоит из четырёх частей:
– эксперименты по гравитационной физиологии животных;

– исследования влияния космического полёта и открытого космического пространства на биологию микроорганизмов и растений;

– биотехнологические эксперименты;

– радиобиологические и дозиметрические эксперименты.

На рис. 2.8 представлен общий вид КА типа «Бион-М».

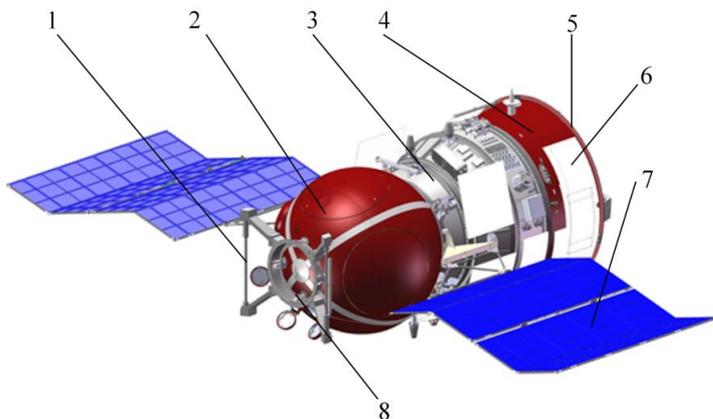


Рис. 2.8. КА «Бион-М»:

1 – электромагниты ССКМ; 2 – спускаемый аппарат;

3 – приборный отсек; 4 – агрегатный отсек; 5 – объединенная двигательная установка; 6 – радиатор-охладитель; 7 – панели солнечных батарей, 8 – платформа для дополнительной ПН

Возвращаемая научная аппаратура и контейнеры с биологическими образцами устанавливаются внутри СА и на наружной поверхности СА. Общая масса возвращаемой научной аппаратуры, устанавливаемой внутри СА и на наружной поверхности СА, составляет примерно 430 кг.

Сбор, преобразование, запоминание и передача на наземные приемные средства значений телеметрических параметров научной аппаратуры осуществляется радиотелеметрической системой

КА, которая обеспечивает контроль состояния и работоспособности научной аппаратуры в режимах запоминания информации с последующим воспроизведением её в сеансах связи (от 2–3 до 6 раз в сутки) и в режиме непосредственной передачи информации (радиолиния в S-диапазоне частот со скоростью 512 кбит/с). В ЦУП проводится оперативная обработка телеметрической информации и передача её участникам проведения научных экспериментов. Каналы, предназначенные для сбора телеметрической информации научной аппаратуры, опрашиваются с частотой: 100 Гц – в режиме непосредственной передачи; 3 Гц – в режиме запоминания.

В спускаемом аппарате КА были помещены контейнеры с 45 мышами, 8 песчанками, 15 гекконами, улитками, ракообразными, рыбами и другими микроорганизмами, над которыми было проведено более 80 экспериментов. В программе исследования участвовали 20 российских НИИ и примерно 15 иностранных университетов. Главная роль в формировании и реализации научной программы полётов КА серии «Бион-М» принадлежит Институту медико-биологических проблем Российской академии наук.

На борту КА «Бион-М» №1 был обеспечен чрезвычайно низкий уровень микрогравитации, которая не превышала значения $10^{-6}g_0$, где $g_0 = 9,8 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения. Такой уровень позволил успешно реализовать все запланированные гравитационно-чувствительные эксперименты в процессе полета.

2.1.9 Научно-исследовательский космический аппарат серии «Фотон-М»

КА серии «Фотон-М» предназначен для проведения экспериментов в области биологии, физиологии, космической технологии и биотехнологии в условиях микрогравитации. КА «Фотон-М» разработан на конструктивной базе КА «Бион-М» №1. Результа-

том работы научной аппаратуры, установленной на борту КА является получение новых знаний по физике невесомости, отработанных технологических процессов производства полупроводниковых материалов, биомедицинских препаратов с улучшенными характеристиками.

Всего на борту спутника «Фотон-М» №1 было установлено 22 комплекта научной аппаратуры, часть из которой прошла апробацию с положительными результатами на борту КА «Бион-М» №1. В состав биообъектов КА «Фотон-М» №4 вошли: 5 гекконов, мухи-дрозофилы, семена растений и микроорганизмы.

Общая масса спутника составила 6840 кг, масса научной аппаратуры – до 850 кг (600 кг внутри спускаемого аппарата и 250 кг снаружи). Средняя высота орбиты «Фотон-М» №4 составила 575 км, что выше, чем средняя высота орбиты МКС.

Заказчики КА «Фотон-М» № 4: Совет РАН по космосу и Федеральное космическое агентство.

Разработку и изготовление РКК «Фотон-М» №4 осуществил АО «РКЦ “Прогресс”» на основе конструкции КА «Бион-М» №1.

Состав научной аппаратуры и программа проведения космических экспериментов на борту КА «Фотон-М» №4 сформированы в результате анализа заявок российских и зарубежных организаций, выполненного Советом РАН по космосу, и утверждена Советом РАН по космосу и Роскосмоса.

За время нахождения на орбите КА «Фотон-М» №4 (с 19 июля по 11 сентября 2014 г.) была выполнена обширная научная программа, которая включала до 130 экспериментов в следующих областях:

- космическое материаловедение (12 космических экспериментов);
- кристаллизация белков (36 космических экспериментов);
- физики экстремального состояния вещества в условиях микрогравитации (30 космических экспериментов);

- изучение фазовых переходов эвтектических сплавов (2 космических эксперимента);
- физика микрогравитации, эксперименты по контролю и управлению уровнем остаточных микроускорений на борту КА (13 космических экспериментов);
- космическая биология, физиология и биотехнология (35 космических экспериментов);
- контроль космической радиации, а также технический эксперимент апробации нового метода температурного контроля (2 космических эксперимента).

2.1.10 Малый космический аппарат «АИСТ»

Малый космический аппарат (МКА) «АИСТ» (см. рис. 2.9) является изделием совместной разработки специалистов и ученых Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева и предприятия АО «РКЦ “Прогресс”» и предназначен для решения широкого ряда научных и образовательных задач [19]. Среди них необходимо отметить следующие:

- отработка необходимого для перспективных КА научного назначения аппаратуры компенсации микроускорений и возмущений магнитными средствами до минимальной величины, не превышающей диапазона значений от $10^{-5}g_0$ до $10^{-7}g_0$ (научная аппаратура «МАГКОМ»);
- определение флуктуаций магнитного поля Земли в течение длительного времени пребывания аппарата на орбите;
- исследование поведения высокоскоростных механических частиц естественного и искусственного происхождения, взаимодействующих с поверхностью ионизационного датчика и оценка их параметров – массы и скорости; периодическое измерение пространственного положения Солнца относительно связанных координат МКА, с последующей оценкой возможных потоков заряженных частиц на его поверхность (научная аппаратура «МЕТЕОР»);

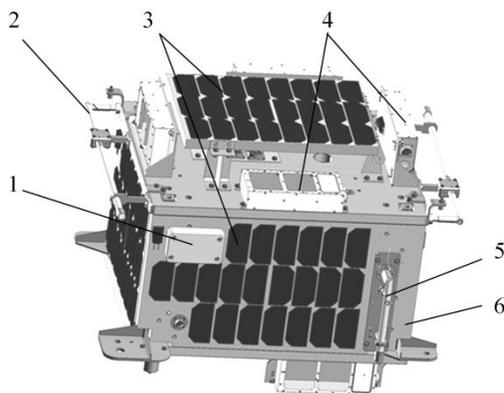


Рис. 2.9. МКА «Аист»:

1 – навигационная антенна; 2 – антенное приемное устройство командно-управляющей навигационной системы; 3 – солнечная батарея; 4 – научная аппаратура «Метеор»; 5 – антенное передающее устройство командно-управляющей навигационной системы; 6 – корпус

- исследование уровня электризации аппарата и динамики изменения поверхностного заряда (научная аппаратура «МЕТЕОР»);
- решение ряда технологических задач производства малых космических аппаратов;
- ввод в эксплуатацию наземного комплекса управления малыми космическими аппаратами ДОКА-Н;
- включение разработки, создания, эксплуатации МКА «АИСТ» в учебный процесс и реализация современных образовательных программ;
- разработка унифицированной малогабаритной космической платформы массой до 50 кг для проведения длительных (до 3-х лет) научных исследований, технологических экспериментов;
- создание информационного канала связи в радилюбительских диапазонах частот с целью передачи информации учебного и научного характера из ВУЗов Самарской области в российские и зарубежные ВУЗы;

– экспериментальная отработка в космосе перспективных типов батарей фотоэлектрических (БФ) из арсенида галлия (GaAs), созданных с использованием нанотехнологий;

– отработка технологии попутного выведения МКА на рабочую орбиту с помощью тяжелого исследовательского КА-носителя;

– отработка технологий производства маломассогабаритных негерметичных КА с глубоко комплексированной бортовой аппаратурой.

Летный образец МКА «Аист» был установлен на внешнюю конструкции КА «Бион-М» №1, от которого был отделен в апреле 2013 года, а технологический образец этого МКА был выведен на рабочую орбиту в испытательном полете БВ «Волга» в декабре 2013 года. В результате полетов обоих МКА была получена научная информация, которая представляет практический интерес, результаты её обработки опубликованы в многочисленных периодических научных изданиях.

На конструктивно-аппаратурной базе МКА «Аист» могут быть созданы МКА для решения широкого круга научно-технологических задач.

2.1.11 Малый космический аппарат «АИСТ-2Д»

МКА «АИСТ-2Д» (демонстрационный, опытно-технологический) предназначен для решения следующих основных задач [20]:

– отработка конструкции и бортовой аппаратуры малой космической платформы для МКА ДЗЗ;

– отработка программно-технических средств малой космической платформы;

– отработка целевой аппаратуры, наземных средств управления, приема, обработки информации и методов обработки информации ДЗЗ с высоким разрешением и увеличенной полосой захвата;

– отработка методов съемки в ИК-диапазоне с использованием микроболометрической матрицы;

- обработка методов радиолокационного наблюдения земной поверхности и подповерхностных структур в Р-диапазоне частот;
- проведение экспериментов по прохождению сигналов Р-диапазона через ионосферу Земли;
- экспериментальное определение уровня деградации образцов конструкционных материалов и покрытий под воздействием потоков высокоскоростных частиц, потоков фотонов, ультрафиолета, а также собственной атмосферы МКА;
- обработка аппаратуры для контроля и компенсации бортовых микроускорений в низкочастотной части спектра;
- изучение состава собственной внешней атмосферы МКА;
- комплексные испытания экспериментальной сенсорной системы на базе волоконно-оптического преобразователя перемещений, комплексные испытания кремниевых наноструктурированных фотопреобразователей, летная квалификация литий-ионной аккумуляторной батареи с феррофосфатным катодом и титанатоксидным анодом;
- измерение параметров микрометеоритов и частиц космического мусора в околоземном пространстве;
- обработка технологии оперативного сопровождения научных экспериментов в космосе с использованием инфокоммуникационных спутниковых технологий сети Интернет на основе ССН «Globalstar»;
- обработка методов дистанционного обучения специалистов для РКТ, развитие кафедры и института космического машиностроения Самарского университета.

МКА выведен на орбиту в 05:01:21 декретного московского времени (ДМВ) 28.04.2016 г. с космодрома «Восточный» ракетой-носителем «Союз-2» этапа 1а с использованием БВ «Волга». БВ была сформирована целевая орбита МКА с параметрами: драконический период 5653.55 с, наклонение 97.27°, средняя высота 491.55 км, эксцентриситет 0,0004, угол между плоскостью орбиты и направлени-

ем на Солнце 348.75° . Срок активного существования МКА не менее 3-х лет, который был значительно превышен.

На рис. 2.10 представлен общий вид МКА «Аист-2Д».

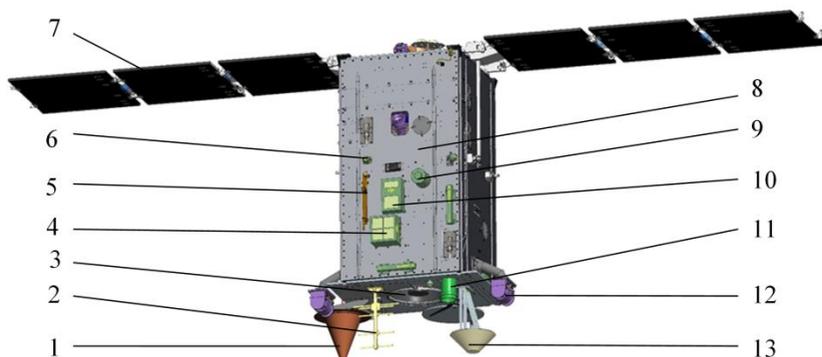


Рис. 2.10. МКА «Аист-2Д»:

- 1 – антенное передающее устройство; 2 – антенное устройство радиолокационного комплекса; 3 – оптико-механический блок аппаратуры видимого диапазона наблюдения; 4 – научная аппаратура КМУ-1; 5 – антенное приемное устройство;
- 6 – вспомогательный датчик засветки ДС-02;
- 7 – солнечная батарея; 8 – корпус; 9 – научная аппаратура ДМС-01;
- 10 – научная аппаратура МЕТЕОР-М; 11 – камера ИК-диапазона;
- 12 – прибор ориентации по Земле; 13 – антенна радиолинии передачи цифровой информации

В процессе эксплуатации МКА подтвердил заложенные при проектировании высокие технические характеристики основных бортовых систем и аппаратуры ДЗЗ, была получена научная информация, которая представляет практический интерес. Результаты её обработки опубликованы в многочисленных периодических научных изданиях.

На конструктивно-аппаратурной базе МКА «Аист-2Д» могут быть созданы и прорабатывается возможность разработки МКА

для решения задач ДЗЗ с улучшенными техническими и эксплуатационными характеристиками.

2.1.12 Малый космический аппарат серии «Канопус-В»

КК «Канопус-В» (рис. 2.11) предназначен для получения панхроматических и многозональных изображений поверхности Земли в интересах обеспечения подразделений Госкорпорации «Роскосмос», МЧС России, Министерства природных ресурсов и экологии Российской Федерации, Федеральной службы по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды России, Российской академии наук, а также других ведомств и коммерческих потребителей оперативной информацией.

Головной организацией-разработчиком КА «Канопус-В» является Корпорация ВНИИЭМ. Оператор космической системы – Научный центр оперативного мониторинга Земли «Российские космические системы». Управление полетом КА осуществляет Центр управления полётами ЦНИИмаш.

Целевое использование КК «Канопус-В» осуществляется в соответствии с заявками потребителей на получение информации ДЗЗ. Прием, обработка и распространение спутниковой информации выполняется центрами Роскосмоса и Росгидромета. Информация, получаемая со спутника, востребована российскими и зарубежными потребителями для решения практических задач.

КА «Канопус-В» обеспечивает съемку поверхно-



Рис. 2.11. КА «Канопус-В»

сти Земли в видимом диапазоне спектра электромагнитного излучения, формирование полученной видеоинформации в кадры, хранение и передачу полученных данных по радиоканалам на наземный комплекс планирования приема, регистрации, обработки и распространения информации.

В состав целевой аппаратуры КА входят панхроматическая съемочная система и многозональная съемочная система. С их помощью осуществляется съемка участков поверхности Земли в видимом и ближнем инфракрасном диапазонах спектра. При этом возможно проведение одновременной съемки в панхроматическом и многозональных режимах или съемки только в многозональном режиме при различных комбинациях спектральных зон.

Впервые в мировой практике на КА «Канопус-В» применен кадрово-сканирующий принцип съемки, позволяющий получить данные высокого геометрического качества и обладающие высокими изобразительными свойствами. На КА «Канопус-В» установлена телекомандная система международного диапазона (S-диапазона), что повышает эффективность работы КК при реализации международных проектов.

Также впервые в отечественной практике информация, поступающая с КА, сопровождается коэффициентами рациональных полиномов, что позволило значительно повысить точность изображения при ортокоррекции, упростить и ускорить обработку изображений за счет автоматизированного режима.

В состав группировки входят спутники «Канопус-В-ИК» и «Канопус-В».

КА «Канопус-В-ИК» обеспечивает оперативный мониторинг техногенных и природных чрезвычайных ситуаций в целях решения следующих задач:

– мониторинга техногенных и природных чрезвычайных ситуаций, в том числе стихийных гидрометеорологических явлений;

- обнаружения очагов лесных пожаров площадью от 25 м², крупных выбросов загрязняющих веществ в природную среду;
- мониторинга сельско-хозяйственной деятельности, природных (в том числе водных и прибрежных) ресурсов;
- землепользования;
- наблюдения заданных районов земной поверхности;
- картографирования;
- обновления топографических карт.

Помимо традиционного для аппаратов серии «Канопус-В» моноблока целевой аппаратуры, включающего в себя панхроматическую и многозональную съемочные системы, КА «Канопус-В-ИК» оснащен многоканальным радиометром среднего и дальнего инфракрасных диапазонов. Аппаратура «Канопус-В-ИК» позволяет получать качественно новую информацию за счет более высокого пространственного разрешения и широкой полосы захвата – 2000 км.

Характеристики КА «Канопус-В» приведены в табл. 2.3.

Таблица 2.3. Базовые характеристики КА «Канопус-В»

Рабочая орбита	Круговая	солнечно-синхронная
Средняя высота, км	675	
Наклонение, гр	98,1	
Панхроматическая съемочная система:		
– разрешение при съемке в надир, м	2,5	
– полоса захвата, км	23	
Многозональная съемочная система:		
– разрешение при съемке в надир, м	12	
– полоса захвата, км	20	

2.1.13 Комплекс радиолокационного оперативного всепогодного круглосуточного наблюдения «Обзор-Р»

Комплекс (в основе – радиолокационный спутник «Обзор-Р») предназначен для выполнения съемки в X-диапазоне в любое время суток и вне зависимости от погодных условий. На рис. 2.12 представлен общий вид МКА «Обзор-Р».

Разработчик данной КС – АО «РКЦ “Прогресс”» [21]. В качестве специальной аппаратуры на борту КА устанавливается радиолокатор на базе активной фазированной антенной решетки, который позволит получать изображение с разрешением до одного метра. Разработчик целевой аппаратуры – холдинг «Российские космические системы» (РКС, входит в Госкорпорацию «Роскосмос»).

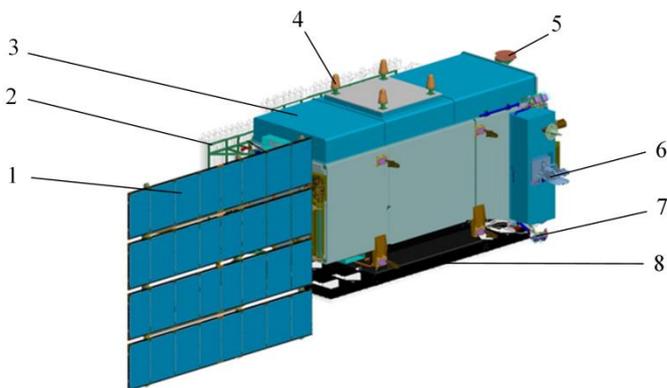


Рис. 2.12. МКА «Обзор-Р»:

- 1 – панель батареи солнечной; 2 – панель радиатора-охладителя;
- 3 – базовый модуль; 4 – антенное устройство БСКВУ-М; 5 – антенное устройство БСТИ; 6 – антенное устройство ВРЛ; 7 – оптические солнечные датчики; 8 – целевая радиолокационная аппаратура

Срок активного существования КА – 5 лет, средства введения – РН «Союз-2в» с блоком введения «Волга» с космодрома Плесецк, число КА в КС – 2 шт.

Данные со спутника «Обзор-Р» будут использоваться в МЧС России, в Минсельхозе, Росреестре, кадастре и картографии и для других министерств и ведомств России с целью решения следующих основных задач: картографирования, мониторинга природных и техногенных чрезвычайных ситуаций, выявления потенциально опасных геологических процессов, объектов и явлений в районах строительства, обеспечения задач природопользования, поиска полезных ископаемых, сельского хозяйства.

Основные технические характеристики съемочной аппаратуры КА «Обзор-Р» представлены в табл. 2.4.

Таблица 2.4. Технические характеристики съемочной аппаратуры

Спектральный диапазон	X-диапазон (3,1 см)			
Периодичность съемки, сутки	2 (в полосе широт от 35 до 60 градусов северной широты)			
Режим съемки	Разрешение, м	Полоса обзора, км	Ширина полосы съемки, км	Поляризация
Высокодетальный кадровый режим	1	2x470	20	Одиарная (по выбору – Н/Н, V/V, Н/V, V/Н) Одиарная (по выбору – Н/Н, V/V, Н/V, V/Н); Двойная (по выбору – V/(V+H) и Н/(V+H))
Детальный кадровый режим	3-5	2x600	50	
Узкополосный маршрутный режим	5	1x600	30	
	3	2x470		
Маршрутный режим	20	2x600	130	
	40		230	
Широкополосный маршрутный режим	200	2x600	400	
	300		600	
	500	2x750	750	
Орбита	Солнечно-синхронная, Н=700 км, наклонение 98,2 градуса			

2.2 Разгонные блоки

2.2.1 Назначение разгонного блока

Разгонный блок (также: межорбитальный буксир) – транспортное средство выведения КА, предназначенное для перемещения выводимых ПН с орбиты выведения или опорной орбиты на целевую орбиту или направления их на отлётные и межпланетные траектории.

Для выполнения этого РБ должны иметь возможность выполнять один или несколько манёвров, связанных с изменением скорости полёта, для чего в каждом случае предполагается включение маршевого двигателя. Между этими включениями следуют продолжительные (до нескольких часов) участки пассивного полёта по переходным орбитам или траекториям. Таким образом, любой РБ должен иметь маршевый двигатель многократного включения, а также дополнительную реактивную систему или двигательную установку, обеспечивающую ориентацию и стабилизацию движения РБ с КА и создание условий для запуска маршевого двигателя. При этом управление работой его двигателей может осуществляться как от системы управления КА, так и от автономной системы управления самого РБ. В последнем случае он должен иметь специальный приборный отсек для её размещения.

После отработки и завершения выведения аппарата, РБ обычно уводят на орбиту захоронения. На этой орбите происходит «пассивация», т.е. слив лишних компонентов топлива и отключение аккумулятора (если эта процедура не завершена или проведена частично, то возникает риск самопроизвольного разрушения вследствие нагрева от Солнца).

2.2.2 Разгонный блок «Фрегат»

Создан в НПО им. С.А. Лавочкина для использования в составе РН «Союз-2» [22]. Конструктивную основу РБ (см. рис. 2.13)

составляет блок баков маршевой ДУ, выполненной в виде шести сваренных между собой полусфер одинакового диаметра. Четыре сферы выполняют функцию топливных баков, две других – герметичных приборных контейнеров, которые оборудованы системами терморегулирования.



Рис. 2.13. Разгонный блок «Фрегат»:

- 1 – баки маршевой ДУ; 2 – связка двигателей малой тяги;
- 3 – бак с гидразином; 4 – антенна телеметрической системы;
- 5 – химические батареи; 6 – приборный отсек системы управления

Разгонный блок «Фрегат» создан как унифицированная верхняя ступень ракет-носителей и позволяет решать следующие задачи:

- доведение головного блока с орбиты, формируемой ракетой-носителем, на опорную орбиту;
- выведение КА с опорной орбиты на высокоэнергетические орбиты, в том числе на ГСО и геопереходную (ГПО);
- ориентация и стабилизация головного блока на пассивных и активных участках полета;
- построение заданной ориентации перед отделением КА;
- формирование и выдача команд на сброс головного обтекателя (при необходимости), отделение головного блока и отделение КА;
- увод с орбиты после отстыковки ПН.

В состав РБ «Фрегат» входят:

- маршевая ДУ;
- ДУ стабилизации ориентации и обеспечения запуска (СОЗ);
- герметичные приборные отсеки;
- антенно-фидерная система (АФС);
- химические батареи;
- СОТР;
- переходник с системой отделения для установки КА.

Конструктивную основу РБ «Фрегат» составляет блок баков ДУ, выполненный в виде шести сваренных между собой металлических сфер равного диаметра. Четыре сферы используются в качестве топливных баков (два бака горючего и два бака окислителя), одна – в качестве герметичного приборного отсека, одна – в качестве негерметичного. Маршевая двигательная установка (МДУ) РБ «Фрегат» предназначена для создания импульсов скорости, а также стабилизации головного блока по каналам тангажа и рыскания при проведении активных маневров. В состав ДУ входят два бака горючего, два бака окислителя, маршевый двигатель, агрегаты пневмогидравлической системы подачи компонентов, шарбаллоны с гелием и трубопроводы.

Возможность многократного включения маршевой ДУ в условиях невесомости при длительных схемах выведения, «гибкая» система управления на базе БЦВМ обеспечивают РБ «Фрегат» широкие возможности по выведению ПН на различные целевые орбиты.

В качестве топлива в маршевой ДУ используются:

- окислитель – азотный тетраоксид ингибированный (АТ);
- горючее – несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

ДУ СОЗ РБ «Фрегат» предназначена для обеспечения запуска маршевой ДУ в условиях невесомости и обеспечения функций ориентации и стабилизации РБ. В конструкции ДУ СОЗ применены заборные устройства топливных баков, способствующие по-

ступлению в двигатель топлива без свободных газовых включений. В составе ДУ СОЗ применены топливные баки с эластичными разделителями. Рабочим телом в ДУ СОЗ является гидразин. Общее количество заправляемого в ДУ СОЗ гидразина составляет не более 42 кг. В качестве вытеснителя рабочего тела используется гелий. Для электропитания аппаратуры РБ «Фрегат» используются серийные литиевые батареи.

Для поддержания температуры в диапазоне, требуемом для нормального функционирования бортовых систем РБ в течение орбитального полета, предназначена СОТР. СОТР участвует в обеспечении теплового режима РБ на этапах наземной подготовки, работая совместно с наземными средствами обеспечения теплового режима.

Управление полетом РБ «Фрегат» осуществляется системой управления, основные элементы которой размещаются в приборных отсеках блока. В общем случае система управления РБ «Фрегат» обеспечивает решение навигационной задачи, начиная со старта РН, что обеспечивает высокую точность выведения КА на рабочие орбиты. В ее состав входят гироблок, бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК). Передача телеметрической информации осуществляется на существующие наземные станции с помощью специальной радиотелеметрической системы. В процессе полета РБ «Фрегат» до окончания работы бортовых систем функционирует комплекс средств измерений, сбора и обработки (КСИСО) внешне траекторной и телеметрической информации, который представляет собой наземный измерительный комплекс (НИК) в совокупности с бортовым измерительным комплексом (БИК).

Разгонный блок «Фрегат» обладает следующими особенностями:

– автономность – разгонный блок обеспечивает процесс выведения ПН без вмешательства с НКУ;

- логика работы разгонного блока предусматривает выход из возможных нештатных ситуаций;

- применение в контуре управления аппаратуры спутниковой навигации, обеспечивающей повышение точности выведения КА на целевые орбиты;

- длительное время активного существования (до 2-х суток);

- эксплуатация на космодромах Байконур, Плесецк, Гвианский космический центр и на космодроме Восточный.

Основные характеристики РБ «Фрегат-СБ»:

- высота, мм: 2435;

- диаметр, мм: 3875;

- начальная масса с максимальной заправкой, кг: 11680;

- конечная масса, кг: 1080;

- тяга двигателя, кгс: 2030 ± 100 (большая тяга), 1420 ± 150 (малая тяга);

- удельный импульс двигателя, с: 333,2 (большая тяга), 320 (малая тяга);

- рабочий запас топлива, кг: 10140;

- управляемый запас топлива, кг: 10330;

- окислитель: АТ;

- горючее: НДМГ;

- максимальное число включений маршевого двигателя: 7.

В настоящее время НПО им. Лавочкина приступило к созданию нового разгонного блока «Фрегат-СБУ» для разрабатываемой российской ракеты «Союз-5». Разгонный блок «Фрегат-СБУ» отличается от «Фрегата-СБ» только размерами сбрасываемого блока баков.

РКН «Союз-5» с разгонным блоком «Фрегат-СБУ» сможет при запуске с космодрома Байконур вывести на ГСО ПН массой более 2,5 тысячи килограммов, а на ГПО, эквивалентную запуску с космодрома Куру, – до пяти тысяч килограммов.

2.2.3 Блок выведения «Волга»

Разработан АО «РКЦ «Прогресс». БВ «Волга» обеспечивает выведение ПН с космодромов Плесецк, Байконур и Восточный совместно с ракетой-носителем «Союз-2» этапов 1а, 1б и 1в [23]:

- на круговые орбиты высотой до 1500 км;
- на солнечно-синхронные орбиты высотой до 850 км.

Энергетические возможности БВ «Волга» при запуске на РН «Союз-2» этапа 1б приведены в табл. 2.5.

Таблица 2.5. Энергетические возможности БВ «Волга»

Космодром запуска	Орбита выведения	Масса выводимого ПГ, кг
Байконур	околокруговая, высотой 800 км:	
	- наклонение 51,8°	6280
	- наклонение 91,6°	4900
Плесецк	- околокруговая, высотой 800 км и наклонением 62,8°	5700
	- ССО с наклонением 91,6°	4590

БВ обеспечивает решение следующих задач:

- перевод одного или нескольких КА с опорной орбиты на рабочую;
- контроль состояния БВ и ПН в процессе выведения;
- затопление (или увод) БВ с рабочей орбиты.

На пассивных и активных участках полета, перед отделением КА, а также в случае необходимости БВ обеспечивает ориентацию и стабилизацию связки БВ+ПГ.

Основные технические характеристики БВ:

- масса конструкции без заправки – 840 кг;
- масса БВ с учетом заправки – 1740 кг;
- масса компонентов топлива ОДУ:
 - а) АТИН (окислитель) – от 194 до 584 кг;

- б) НДМГ (горючее) от 106 до 316 кг;
- габариты БВ: поперечный размер – 3100 мм, высота БВ – 1025 мм;
 - тяга маршевого двигателя – 2943 Н.
- Внешний вид БВ «Волга» представлен на рис. 2.14.

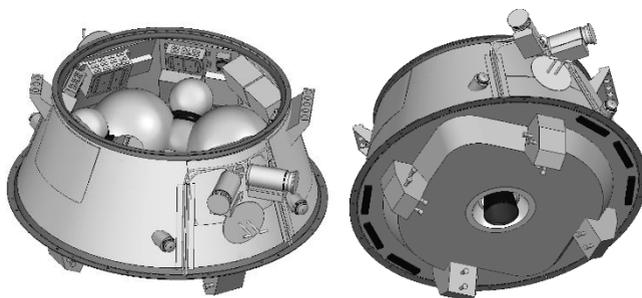


Рис. 2.14. БВ «Волга»

БВ используется:

- с головным обтекателем $\varnothing 3000$ мм на РН «Союз-2» этапа 1в;
- с головным обтекателем $\varnothing 4110$ мм на РН «Союз-2» этапов 1а, 1б.

Бортовая аппаратура БВ функционирует:

- на высотах от 0 до 1500 км;
- в негерметичном отсеке.

Общее время существования БВ от момента отделения от РН до окончания маневра увода не превышает 24 часа.

Команда на отделение БВ от РН выдается системой управления РН.

Далее кратко описаны бортовые системы БВ.

Система управления (СУ) БВ представляет собой совокупность бортовых систем, которая совместно с соответствующим программным и информационным обеспечением предназначена для управления движением центра масс БВ, управления движением

ем БВ относительно его центра масс, реализации задачи по подаче напряжения питания на выходные разъемы БВ в целях отделения ПН, а также управления режимами работы бортовой системы телеметрических измерений (БСТИ) в целях сбора, накопления и выдачи на наземные измерительные пункты контрольной информации о функционировании бортовой аппаратуры БВ и ходе реализации миссии выведения ПГ.

СУ начинает свое функционирование как единый логически, электрически и информационно связанный комплекс, начиная с момента включения на СК бортовой цифровой вычислительной машины.

Функционирование СУ осуществляется вплоть до момента выдачи команды на выключение корректирующе-тормозного двигателя (КТД) при выдаче импульса тяги в целях решения задачи увода БВ с орбиты или затопления БВ в заданном районе акватории мирового океана.

Система управления БВ решает следующие задачи:

- обеспечивает подготовку к запуску с использованием наземных средств ТК, а также подготовку приборов, систем и агрегатов к расчетному моменту отделения БВ с ПН от РН;
- принимает команды из СУ РН в целях организации привязки отдельных задач, выполняемых СУ БВ, к фактически реализуемой программе функционирования СУ РН;
- определяет ориентацию БВ в ОСК на момент отделения его от РН и управление угловым движением и движением центра масс БВ при выведении ПН на заданную орбиту;
- компенсирует ошибки выведения РН путем уточнения величины и направления импульса тяги с учетом измеренных параметров движения центра масс;
- отделяет ПН;
- отрабатывает маневр увода БВ с рабочей орбиты или затопления БВ в заданном районе акватории мирового океана;

- обеспечивает возможность реализации миссии по ранее заложенному на ТК полётному заданию в случае задержки пуска РН до 72 часов;
- решает баллистико-навигационные задачи в ходе полета;
- рассчитывает программы углового движения в течение всего интервала времени орбитального функционирования БВ (в том числе и для участков выполнения маневров);
- определение на орбитальном участке полёта параметров движения центра масс (ПДЦМ);
- размножение, логическую обработку и трансляцию на бортовые системы БВ команд управления;
- управление работой бортовой аппаратуры в соответствии с заданной логикой;
- восстановление работоспособности СУ при возникновении неисправностей основных комплектов бортовой аппаратуры СУ, автоматическое переключение на резервные комплекты бортовой аппаратуры СУ;
- выдачу команды на включение КТД ОДУ в заданные моменты;
- измерение приращения кажущейся скорости в орбитальной системе координат (ОСК) при отработке импульсов скорости;
- выдачу команды на выключения МД при наборе требуемой величины приращения кажущейся скорости;
- организацию (при необходимости) вращения «связки» БВ и ПГ на пассивных участках полёта для обеспечения теплового режима ПГ в соответствии с вариантами выполнения данной задачи, определенными полетным заданием;
- расчет времени начала и конца зон радиовидимости измерительных пунктов, координаты которых заданы, и организация включения БСТИ в соответствии с данными временами;
- проведение испытаний СУ БВ с использованием наземных средств на ТК.

2.2.4 Разгонный блок кислородно-водородный тяжелого класса

РБ кислородно-водородный тяжелого класса (КВТК) разрабатывает ГКНПЦ им.М.В. Хруничева, который позволит существенно расширить возможности РКН тяжелого класса «Ангара-А5» по одиночному и групповому выведению КА на высокоэнергетические орбиты [24].

Конструктивно РБ КВТК включает несущий бак горючего (жидкого водорода), подвесной бак окислителя (жидкого кислорода), межбачковый и приборный отсеки изогридной конструкции, изготовленные из углепластика. КВТК устанавливается на РН посредством нижней проставки, которая остается на ракете при его отделении. Баки РБ покрыты теплоизоляцией на основе пенопласта «Изолан» и многослойной экранно-вакуумной изоляцией, что позволяет выполнять длительный (до 9 часов) полет в условиях космического пространства и осуществлять многократное (до 5 раз) включение маршевого двигателя.

В качестве маршевого двигателя на РБ КВТК применен первый отечественный безгазогенераторный ЖРД РД-0146Д с тягой 7,5 т и удельным импульсом тяги 470 с, разработанный предприятием «Конструкторское бюро химавтоматики» и превосходящий по своим параметрам мировой уровень. Он крепится в карданном подвесе для управления направлением вектора тяги по тангажу и рысканию.

Для управления параметрами углового движения на РБ устанавливаются два блока рулевых микродвигателей. Возможен многократный запуск двигателя для вывода ПН в заданную точку. Проставка двигательного отсека позволяет блоку при минимальных изменениях стыковаться с РН «Протон-М», «Ангара» и другими носителями. Заправка топливом, сжатыми газами, обеспечение температурных режимов пожаробезопасности, электрические

связи осуществляются через отрывные бортовые разъемы, находящиеся на самом блоке. Число магистралей и электрических связей с РН минимально, что упрощает адаптацию РБ к различным носителям.

Внешний вид разгонного блока КВТК представлен на рис. 2.15.

Система управления и бортовой измерительный комплекс Б КВТК создаются на базе аналогичных систем разгонного блока «Бриз-М». Электронные блоки этих систем установлены на верхнем переходнике. Переходник имеет также стыковочный элемент для установки на КВТК космических аппаратов как российского, так и иностранного производства.

Энергетические возможности РБ КВТК позволяют выводить ПН на следующие орбиты:



Рис. 2.15. Внешний вид разгонного блока КВТК

– ГПО высотой в апогее $H_a = 36000$ км., перигее $H_p = 260$ км, наклонением $i = 7^\circ$;

– НОО высотой в апогее $H_p = 1000$ км, перигее $H_a = 1000$ км, наклонением $i = 99,5^\circ$;

– высокоэллиптическая орбита высотой в апогее $H_a = 40000$ км, перигее $H_p = 1300$ км, наклонением $i = 63^\circ$.

Проектно-конструкторский задел и производственная кооперация, сложившаяся в процессе создания РБ КВТК, позволят разработать на его основе систему криогенных РБ и межорбитальных буксиров, имеющих высокую степень унификации конструкции, двига-

тельной установки и бортового оборудования. За счет чего обеспечивается снижение технических рисков, сроков и стоимости разработки российских средств выведения, используемых для запуска ПН на высокоэнергетические орбиты.

3 РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

3.1 Назначение ракеты-носителя и его устройство

Основной функциональной задачей РКН является обеспечение выведения ПН на опорную орбиту с точностью, которая определена в ТТЗ на РКК. Технический облик РКК определяется применением конкретных типов ракет-носителей космического назначения [25–27]. В настоящее время основными мировыми производителями РКТ разработаны и эксплуатируются достаточно большое число РН легкого, среднего и тяжелого класса, которые обеспечивают решение широкого спектра задач, связанных с выводом ПН определенной массы на орбиту введения или опорную орбиту с минимальными затратами.

В многочисленных работах представлены сведения практически о всех типах существующих РКН, но в настоящее время стали актуальны задачи, связанные с изучением Луны и Марса пилотируемыми космическими системами, а также глубокого изучения других планет Солнечной систем автоматическими КА и межпланетными станциями, которые требуют разработки РКН тяжелого и сверх тяжелого класса.

Из анализа существующих и перспективных РКН можно выделить некоторые общие подходы, связанные с разработкой и практической реализацией их конструкции, выбора состава бортовых систем, методов управления и контроля как при наземных испытаниях, так и в полете. Некоторые из них представлены в [28, 29]. На рис. 3.1 представлена схема конструктивной основы трех ступенчатой РКН с последовательным соединением блоков.

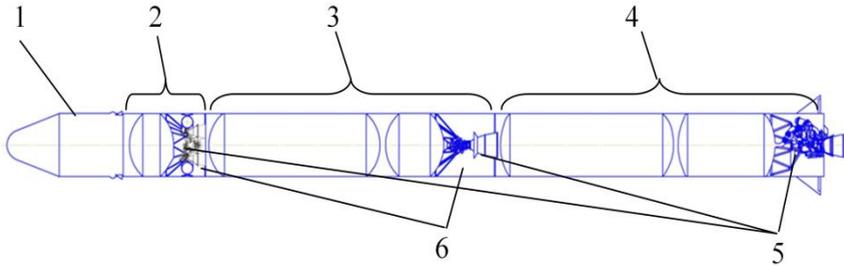


Рис. 3.1. Схема конструктивной основы РКН:

- 1 – головная часть; 2 – блок третьей ступени; 3 – блок второй ступени;
 4 – блок первой ступени; 5 – двигательная установка;
 6 – переходный отсек

Такая конструктивная схема лежит в основе любой существующей и вновь создаваемой РКН с последовательным соединением блоков [30]. Конкретные разработки РКН дополняют и видоизменяют ее, в частности изменяют число ступеней и порядок их работы, реализуя последовательную или пакетную схему их расположения, добавляют к первой ступени ускорители и универсальные ракетные модули, а также устанавливают другие специальные технические устройства, обеспечивающие снижение затрат вывода ПН заданной массы на опорную или непосредственно на рабочую орбиту.

Структурно конструкция РКН имеет следующие типовые элементы:

- корпус;
- двигательная установка;
- ГО;
- ПН;
- система управления;
- исполнительные органы системы управления;
- система разделения блоков.

Корпус ракеты предназначен для соединения в единое целое всех ее составных частей и формирует аэродинамический облик. Базовым элементом конструкции любой РН является ступень.

Корпус ракеты состоит, как правило, из несущих топливных баков, приборного и хвостового отсеков. Топливные баки предназначены для хранения жидких компонентов топлива (горючее и окислитель). Как правило, их изготавливают по несущей схеме, т.е. одновременно они являются силовыми элементами корпуса и воспринимают все действующие нагрузки.

Приборный отсек служит для размещения большей части приборов системы управления РН. Он может располагаться над баками или между баками (межбаковый приборный отсек).

Учитывая специфику работы приборов, приборный отсек желательно размещать в центре масс ракеты или ближе к нему.

Хвостовой отсек предназначен для размещения двигательной установки и части приборов системы управления (например, приборов контроля работы двигателя и другие).

Кроме того, хвостовой отсек является силовым элементом при установке ракеты на пусковое устройство.

Система управления РКН предназначена для решения следующих основных задач:

- обеспечивает проведение испытаний бортовых систем ракеты на этапах заводских испытаний и на космодроме;
- обеспечивает выполнение заданной программы полета, которая закладывается в память БЦВМ и осуществляет контроль устойчивости ракеты в полете автоматом стабилизации [31];
- наведение на цель (навигация) для обеспечения полёта ракеты согласно траектории, заложенной в полётном задании. Подсистема (автомат) наведения должна учитывать реальное и программное положение ракеты и корректировать с помощью двигателей и рулей отклонения ракеты от указанного курса, возникающие вследствие возмущений (ветровых, разброса параметров дви-

гателей и т.п.). В качестве основного источника информации о положении ракеты (координат и вектора скорости) обычно используется гиросtabilизированная платформа или бесплатформенная инерциальная навигационная система. В дополнение к ним, для компенсации ошибок используется спутниковая система навигации и астровизирование. Качество реализации автомата наведения непосредственно влияет на точность выведения ПН в заданную точку;

– управление расходом топлива для обеспечения максимально эффективного расхода топлива и полного выгорания компонентов (горючего и окислителя). При использовании ракеты пакетной схемы (одновременная работа нескольких ракетных блоков, обычно центрального и нескольких боковых) система управления расходом топлива также обеспечивает полное выгорание компонентов во всех блоках ракеты одновременно к моменту разделения.

Исполнительные органы системы управления служат для создания управляющих сил и моментов с целью удержания ракеты во время полёта на активном участке на требуемой траектории. В качестве органов управления используются газоструйные рули, специальные рулевые двигатели, поворотные камеры сгорания основных двигателей, а также, аэродинамические органы управления (ОУ). Аэродинамические ОУ используют действие набегающего воздушного потока и включают в себя аэродинамические стабилизаторы и рули. Они могут быть профильного или решетчатого типа.

Газодинамические ОУ используют действие струи газов, истекающей из ракетного двигателя. Они подразделяются на:

- ОУ с полным поворотом газовой струи;
- ОУ с частичным поворотом газовой струи;
- ОУ без поворота газовой струи.

В составных ракетах с ЖРД каждая из ступеней содержит рассмотренные выше составные части.

Головной обтекатель (ГО) – это часть конструкции РН, предназначенная для защиты ПН от теплового и механического воздействия и снижения лобового аэродинамического сопротивления при прохождении плотных слоев атмосферы. ГО РН устанавливается в верхней части РН и делается сбрасываемым. Сброс ГО осуществляется после прохождения плотных слоев атмосферы. В разреженной атмосфере, где отсутствует аэродинамическое сопротивление, обтекатель не нужен (его масса является балластом), и он сбрасывается. Существуют различные схемы сброса ГО. Одной из типовых схем является разделение обтекателя на две части по продольному стыку с последующим расталкиванием этих частей в стороны с помощью толкателей.

Системы разделения РН (СР) предназначены для отделения и увода с траектории выведения отработавших ступеней, а также для отброса элементов конструкции, выполнивших свое функциональное назначение. Конструктивные элементы СР до срабатывания должны обеспечивать целостность конструкции РН и восприятие всех нагрузок. Срабатывание элементов СР осуществляется очень быстро, вследствие чего на борту оказываются источники быстро высвобождающейся энергии (взрывчатое вещество, аккумуляторы давления, пружины и т.д.). После срабатывания разрывных элементов происходит сложная динамика их относительного движения.

В состав СР входят агрегаты, узлы и механизмы, обеспечивающие:

- надежное соединение разделяющихся частей;
- разрыв силовых связей;
- разведение разделяющихся частей.

К средствам разделения, обеспечивающим соединение и дальнейший разрыв связей относятся: пирозамки, пироболты, пневмозамки, механические замки, оболочечные элементы с линейными детонирующими зарядами. Разведение обеспечивается специальными системами, использующими в своем составе различного ти-

па толкатели. На РН применяются следующие виды систем разделения:

- система разделения ступеней;
- система сброса ГО;
- система отделения ПН;
- система сброса экранов, отсеков, обтекателей и т.д.

СР ступеней РН тандемной схемы в зависимости от режимов работы двигателей уходящей (продолжающей работу) ступени подразделяются на следующие типы:

- холодная СР;
- горячая СР;
- полугорячая СР.

При **холодной** схеме разделения двигатели уходящей ступени не работают. Соединение ступеней в данном случае осуществляется, как правило, через переходной отсек оболочечной конструкции с помощью разрывных болтов или линейного детонирующего заряда. Разведение ступеней происходит с помощью толкателей или тормозных РДТТ. Для запуска ЖРД уходящей ступени в условиях невесомости применяются РДТТ для усадки жидкого топлива, которые за счет возникшей перегрузки перемещают компоненты топлива к заборным горловинам для надежной подачи их в двигатель.

При **горячей** схеме разделения двигатели уходящей ступени работают в маршевом режиме. Соединение ступеней осуществляется, как правило, через переходную ферму с помощью пироболтов. Нижняя ступень защищается специальным теплозащитным экраном. Разведение происходит за счет тяги работающих маршевых ЖРД. Торможение отделенной ступени выполняют газы, ударяющиеся о поверхность теплозащитного экрана. Горячая схема разделения по сравнению с холодной схемой характеризуется большей надежностью запуска ЖРД уходящей ступени, поскольку он происходит при работающем двигателе отделяемой ступени.

Кроме того, такая схема гарантирует непрерывную управляемость уходящей ступени и снижение гравитационных потерь скорости. Недостатками горячей схемы являются большие возмущения при разделении, необходимость расхода топлива уходящей ступени до момента разрыва связей, а также большая масса теплозащитного экрана. Чтобы устранить эти недостатки, в отечественном ракетостроении широко применяется полугорячая схема разделения.

При *полугорячей* схеме разделения у уходящей ступени работает рулевой двигатель. Этим устраняются недостатки горячей и холодной схем разделения. Соединение ступеней в данном случае может осуществляться либо оболочечным отсеком, либо фермой. Разведение происходит за счет тяги работающего рулевого ЖРД и тормозного РДТТ.

В ракетах с последовательным соединением ступеней сначала работает двигатель первой ступени. При достижении ракетой определённой скорости происходит отделение первой ступени и включается двигатель второй ступени и т.д. При достижении РН заданной скорости и высоты происходит выключение двигателя последней ступени и отделение головной части (или ПН).

Системы разделения ступеней РН пакетной схемы подразделяются на следующие типы:

- с вращением вокруг верхнего узла крепления;
- с вращением вокруг нижнего узла крепления;
- с параллельным отводом блоков.

С вращением вокруг верхнего узла крепления разделяются боковые блоки РН «Союз».

Эта уникальная схема разделения не имеет аналогов в мире и до сих пор поражает своей надёжностью и эффективностью.

Соединение боковых блоков с центральным (2-й ступенью) в верхних узлах осуществляется с помощью шаровых опор, а в нижнем поясе боковые блоки соединяются между собой стяжными

тягами, обеспечивающими свободное продольное взаимное перемещение всех блоков. Усилия от верхних узлов воспринимаются мощным силовым кольцом бака окислителя центрального блока.

Таким образом, конструкция центрального блока, расположенная ниже этого силового кольца, оказывается не нагруженной силой тяги боковых блоков в полете и силой веса РН при нахождении на стартовом устройстве. Ведь именно через верхние узлы боковых блоков с помощью специальных пазов в их носовых конусах сила веса передается на стартовые опоры. Вследствие этого достигнута экономия массы нижней части центрального блока (действующая сжимающая сила при такой конструкции меньше почти в пять раз).

Разделение происходит естественным образом после разрыва тяг. Импульс последствия ЖРД боковых блоков разворачивает их вокруг верхних узлов на центральном блоке РН «Союз-2», поскольку сила тяги каждого ЖРД приложена строго вдоль оси РН и создает поворотный момент на плече между вектором тяги и верхним узлом крепления.

По мере ухода РН вперед шаровые опоры выходят из пазов, освобождают концевые выключатели, которые дают команду на открытие крышек сопел для выхода газов наддува баков окислителя и горючего. Эти сопла ориентированы в сторону центрального блока и создают силы, перемещающие боковые блоки в стороны от РН. При этом осуществляется разворот каждого бокового блока вокруг его центра масс, который смещен в сторону ЖРД (самая тяжелая часть блока).

Таким образом, направление поворота изменяется и движение боковых блоков происходит верхним конусом вперед до полного расходования газов наддува. Этим достигается полностью безопасное расхождение блоков и отсутствие необходимости использования дополнительных устройств, таких как тормозные РДТТ или толкатели.

Пневмогидравлические системы (ПГС) РН представляют собой совокупность топливных баков, расходных магистралей, пневмогидравлических агрегатов двигателей, а также вспомогательных устройств и систем, обеспечивающих:

- заправку баков топливом, аккумуляторов давления газами;
- хранение рабочих продуктов без изменения их свойств;
- наддувы баков – предстартовый и основной;
- подачу топлива непрерывную с заданными параметрами в камеры двигателей во время их работы;
- работу агрегатов автоматики и регулирования в соответствии с циклограммой работы и программой полета.

Условия работы ПГС характеризуются большими объемными и массовыми расходами компонентов, что вызывает резкие перепады скоростей рабочих жидкостей и приводит к воронкообразованию и кавитации. Для криогенных компонентов присущи резкие перепады температур, вследствие чего возникает температурное расслоение компонента, его испарение и гейзерный эффект. В полостях, контактирующих с криогенными компонентами, образуется конденсат водяных паров, что вызывает обледенение и закупорку магистралей.

ПГС работает в условиях изменения перегрузок, что приводит к резкому увеличению массовых сил и создает проблемы при поддержании давления на входе в насосы. Агрегаты ПГС заполнены токсичными и агрессивными компонентами топлива, что вызывает большую опасность при их эксплуатации. Процессы запуска и выключения ЖРД являются быстропротекающими, что приводит к гидроударам, вибрациям и низкочастотным колебательным явлениям.

Типовая ПГС включает в себя следующие подсистемы:

- топливная система (системы окислителя и горючего);
- система заправки и слива;
- система наддува;

- система управления расходом топлива (СУРТ);
- система пневмоуправления;
- ПГС двигателя.

Топливная система предназначена для хранения на борту РН топлива и выдачи компонентов в систему подачи топлива.

Система заправки и слива предназначена для заправки и подпитки баков топливом, а также слива компонентов в случае несостоявшегося пуска.

Система наддува предназначена для создания в газовой подушке топливного бака необходимого давления как при подготовке РН к пуску (предстартовый наддув), так и в полете (основной, бортовой наддув).

Задачи наддува:

- обеспечить бескавитационную работу насосов;
- разгрузить топливные баки от действия сжимающих сил;
- устранить провал давления при запуске двигателя.

Система управления расходом топлива (СУРТ) предназначена для обеспечения синхронного опорожнения баков с топливом и стабилизации соотношения компонентов в камере. СУРТ необходима, чтобы обеспечить полную выработку топлива в момент окончания работы ЖРД. При точной заправке, которая может быть реализована для верхних ступеней и разгонных блоков, полная выработка топлива достигается стабилизацией соотношения компонентов в камере (принцип текущей синхронизации). Для нижних ступеней используется объемная заправка. Ее погрешность обусловлена неточностью изготовления баков, зависимостью плотности компонентов от температуры и сорта, ошибками в установке датчиков системы контроля заправки (СКЗ). Чтобы парировать эти погрешности применяется система *синхронного опорожнения баков* (СОБ), использующая принцип конечной синхронизации.

В составе системы СОБ имеются:

– датчики текущего уровня компонентов, установленные в каждом баке и имеющие по 7–10 контрольных точек на разной высоте h ;

– измеритель рассогласования уровней, определяющий время Δt рассогласования в проходе контрольных точек уровнями обоих компонентов.

Двигатели ракет-носителей. Эффективность РН в большой степени зависит от характеристик маршевых двигателей, в качестве которых зачастую применяют двигатели жидкостно-реактивного типа. Такой двигатель предназначен для создания тяги путем преобразования химической энергии жидких компонентов топлива в кинетическую энергию истекающей из сопла струи газов. Двигатель состоит из ряда агрегатов и систем (камера сгорания, турбо-насосный агрегат, система газогенерации или вытеснительная система).

Состав типового ЖРД представлен ниже на рис. 3.2.

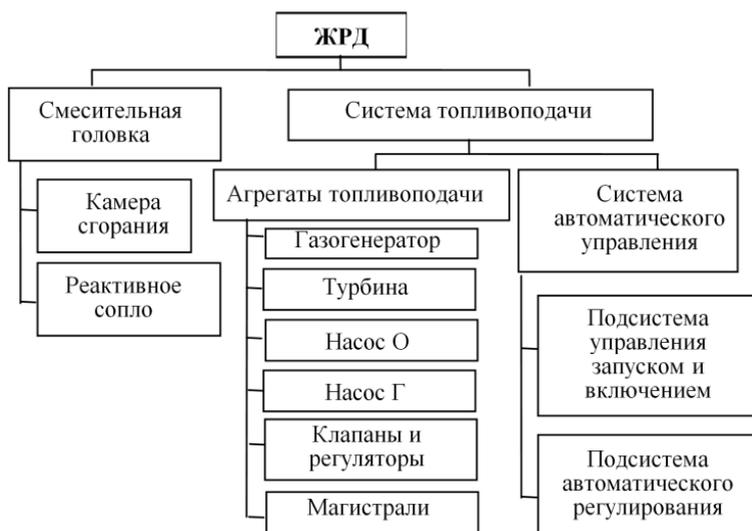


Рис. 3.2. Состав типового маршевого ЖРД

Система топливоподачи (СТП) представляет собой совокупность устройств, обеспечивающих надежную подачу и управление подачей топлива в камеру. Результатом работы СТП является требуемое изменение тяги за период работы двигателя.

Включение ЖРД и достижение им расчетного уровня тяги осуществляется, как правило, через предварительную ступень тяги, которая служит для того, чтобы бортовой компьютер проверил параметры работы всех элементов ЖРД и выдал главную команду на запуск и выход ЖРД на полный уровень тяги, либо отменил его.

Выключение ЖРД может осуществляться по-разному. При останове двигателя в один этап проявляется большой импульс последствия тяги (импульс тяги ракетного двигателя от подачи команды на выключение до полного прекращения действия тяги), что приводит к погрешности достижения конечной скорости. Использование режима дросселирования на конечном этапе работы ЖРД снижает действующую продольную перегрузку. Останов двигателя с промежуточной ступенью тяги, на которой достигается точное значение конечной скорости, резко уменьшает импульс последствия.

Двигатели многократного включения используются для разгонных блоков и имеют очень сложную программу работы. В ЖРД многократного использования существует дополнительная наземная программа запусков, испытаний и обслуживания, что делает их по сравнению с одноразовыми ЖРД очень сложными и наукоемкими.

Конструкция ЖРД в первую очередь определяется выбором системы топливоподачи. Она бывает вытеснительной и турбонасосной. В ЖРД с вытеснительной СТП имеется аккумулятор давления, обеспечивающий подачу компонентов топлива из баков в камеру с заданными параметрами, а также агрегаты, осуществляющие запуск, регулирование и выключение двигателя.

В ЖРД с турбонасосной СТП для создания высокого давления применяется турбонасосный агрегат, где используется рабочее те-

ло, образующееся в газогенераторе. По способу организации рабочего процесса в камере и газогенераторе все ЖРД делятся на:

- ЖРД без дожигания генераторного газа (открытой схемы);
- ЖРД с дожиганием генераторного газа (закрытой, замкнутой схемы), который более эффективен, чем предыдущая конструкция.

Далее представлены сведения о некоторых ракетах-носителях, эксплуатируемых в настоящее время и находящихся в разработке.

3.2 Основные и перспективные ракеты-носители

3.2.1 Ракета-носитель серии «Союз-2»

Разработана на базе серийной РН «Союз-У». Головной разработчик – АО «РКЦ “Прогресс”» (г. Самара) [32].

На ракетах-носителях серии «Союз-2» применены усовершенствованные двигательные установки и современные системы управления и измерений, что существенно повысило технические и эксплуатационные характеристики РН этой серии.

Разработана РН в два этапа. На этапе 1а создан унифицированный носитель «Союз 2.1а» для различных типов головных блоков с диаметрами головных обтекателей до 4,11 м. РН характеризуется повышенной точностью выведения и увеличенной массой ПН на низких орбитах за счет усовершенствования системы управления и двигательных установок I и II ступеней.

На этапе 1б блок III ступени (РН «Союз 2.1б») был оснащен современным двигателем 14Д23 (РД-0124), что позволило дополнительно повысить энергетические возможности носителя и улучшить управляемость за счёт возможности изменения вектора тяги основных камер вместо применения малоэффективных рулевых сопел на затурбинном («мятом») газе.

Ракеты-носители «Союз-2» в зависимости от назначения могут использовать разгонный блок «Фрегат».

Применение разгонного блока «Фрегат» обеспечивает возможность запусков КА на околоземные орбиты различных высот и наклонений, включая ГПО и ГСО, а также отлетные траектории.

Конструктивно ракеты-носители «Союз-2» (рис. 3.3), как и все ракеты семейства «Союз», выполнены по схеме продольно-поперечного деления ракетных ступеней:

- на первом этапе полёта работают двигатели четырех боковых и центрального блоков;
- на втором этапе, после отделения боковых блоков, работает двигательная установка центрального блока.

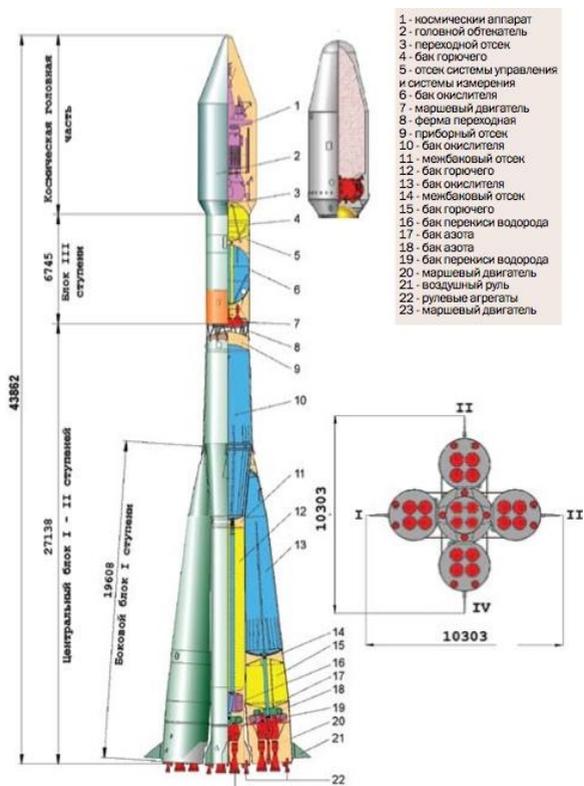


Рис. 3.3. Принципиальная компоновка РКН среднего класса «Союз-2.16»

Применительно к условиям эксплуатации в Гвианском космическом центре РН «Союз-2» доработаны в части безопасности (прием команд с Земли на прекращение полета), системы телеизмерений (дециметровый диапазон частот с европейской структурой кадра телеметрии) и стойкости к повышенной влажности, морской транспортировке и т.д. Данные РН получили название «Союз-СТ-А» и «Союз-СТ-Б». На них применяется головной обтекатель диаметром 2,7 и 4,11 м.

Основные характеристики РН «Союз-2» приведены ниже в табл. 3.1.

Разработка новой цифровой системы управления для РКН «Союз-2», «Союз-СТ», «Союз-2.1в» (характеристики приведены в табл. 3.1) позволила максимально использовать энергетику указанных РН и повысить их эксплуатационные характеристики в части:

- повышения точности выведения ПН с использованием данных навигационной системы ГЛОНАСС;
- решения проблем экологии за счет полного выгорания топлива и сокращения зон отчуждения под падение отработанных ступеней РН;
- возможности производить расчет и ввод полетного задания в процессе предстартовой подготовки;
- обеспечения возможности перенастройки автомата стабилизации под различную ПН и головные обтекатели;
- снятия необходимости в развороте стартового стола ввиду реализации функции автоматического гирокомпасирования;
- перехода на автоматический режим предстартовой подготовки с отсутствием ручных операций;
- сокращения боевого расчета при проведении проверочных режимов и предстартовой подготовки РН.

Таблица 3.1. Основные характеристики РН «Союз-2»

	Союз-2.1а	Союз-2.1б	Союз-СТ-А	Союз-СТ-Б
Стартовая масса, т	306 – 313			
Количество ступеней	3			
Компоненты топлива	кислород-керосин			
Маршевые двигатели:				
– первой ступени;	4 х РД-107А	4 х РД-107А	4 х РД-107А	4 х РД-107А
– второй ступени;	РД-108А	РД-108А	РД-108А	РД-108А
– третьей ступени	РД-0110	РД-0124	РД-0110	РД-0124
Разгонные блоки	«Фрегат»			
Масса ПН, т				
Пуск с космодрома Байконур:				
– на НОО	6,8 – 7,4	7,8 –	-	-
– на ССО	4,3 – 4,6	8,25	-	-
– на ГПО	1,5	4,6 – 4,9	-	-
Пуск с космодрома Плесецк:		1,8		
– на НОО	6,6 – 7,0	6,9 – 7,8	-	-
– на ССО	4,3 – 4,6	4,9	-	-
– на ГПО	-	-	-	-
Пуск с космодрома Восточный:				
– на НОО	7,4	8,7	-	-
– на ССО	4,0	5,0	-	-
– на ГПО	-	2,0	-	-
Пуск с Гвианского космического центра:				
– на ССО	-	-	4,3	4,9
– на ГПО	-	-	2,8	3,2
– на орбиту «Галилео»	-	-	-	1,6
– на ГСО	-	-	1,2	1,5

В СУ внедрена модернизированная распределенная схема, которая обладает рядом преимуществ:

- связь между абонентами системы осуществляется по магистральным кодовым линиям связи, что приводит к сокращению числа кабельных связей, а значит, и к сокращению массы кабельной сети изделия;

- внедрение распределенной системы дает возможность модульного наращивания функций, позволяет легко адаптировать СУ к каждому новому объекту управления;

- увеличение массы ПН за счет перемещения части приборов СУ на более низкие ступени;

- распределение и увеличение вычислительных ресурсов расширяет возможность модернизации СУ;

- упрощает монтаж и эксплуатацию в составе изделия и в составе наземных средств управления РН.

Указанная СУ полностью изготавливается российскими предприятиями на современной отечественной элементной базе.

Пуски ракет-носителей серии «Союз-2» осуществляются с:

- космодрома Байконур (Казахстан);

- космодрома Плесецк (РФ);

- космодрома Восточный (РФ).

Пуски ракет-носителей «Союз-СТ-А» и «Союз-СТ-Б» – из Гвианского космического центра (Французская Гвиана).

3.2.2 Двухступенчатая ракета-носитель легкого класса «Союз-2.1в»

Разработана на базе РН «Союз-2» этапа 1б со снятием боковых блоков, установкой на центральном блоке двигателя НК-33А с рулевым двигателем РД-0110Р и применением серийного головного обтекателя с РН «Союз» [33]. Для достижения заданных высот орбит выведения предусматривается использование БВ «Волга».

Главным разработчиком РН «Союз-2.1в» является АО «РКЦ «Прогресс»» (г. Самара).

Система управления РН разработана НПО автоматики имени Н.А. Семихатова. Аппаратура и программно-математическое обеспечение разработано на базе СУ РН «Союз-2». В СУ внедрена новая БЦВС «Малахит-7», отличающаяся от предыдущей БЦВС меньшими габаритами и более высокой производительностью. Кроме того, в состав СУ входит прибор аварийной защиты двигателя. Вновь разработанные периферийные приборы обеспечивают управление маршевым и рулевым двигателями на первой ступени. Вторая ступень с приборами СУ заимствована от РН «Союз-2». Для обеспечения запуска РН «Союз-2.1в» были доработаны стартовый комплекс и наземная аппаратура СУ. Данная ракета расширила возможности семейства РКН «Союз-2» по запускам КА и сохранила преимущество изделий этого типа в части экологической безопасности, которая обеспечивается выбором компонентов топлива – керосин и жидкий кислород.

Внешний вид РН легкого класса «Союз-2.1в» представлен на рис. 3.4.

В табл. 3.2 представлены основные характеристики РН «Союз-2.1в».

Таблица 3.2. Основные характеристики РН «Союз-2.1в»

Характеристика	Значение	
Стартовая масса, т	~160	
Количество ступеней	2	
Компоненты топлива	кислород-керосин	
Маршевые двигатели: - первой ступени; - второй ступени.	НК-33 и РД-0110Р РД-0124	
Блок выведения	БВ «Волга»	
Космодром	Плесецк	Восточный
Масса ПН, т		
- на НОО;	2,8	3,3
- на ССО	1,4	1,2

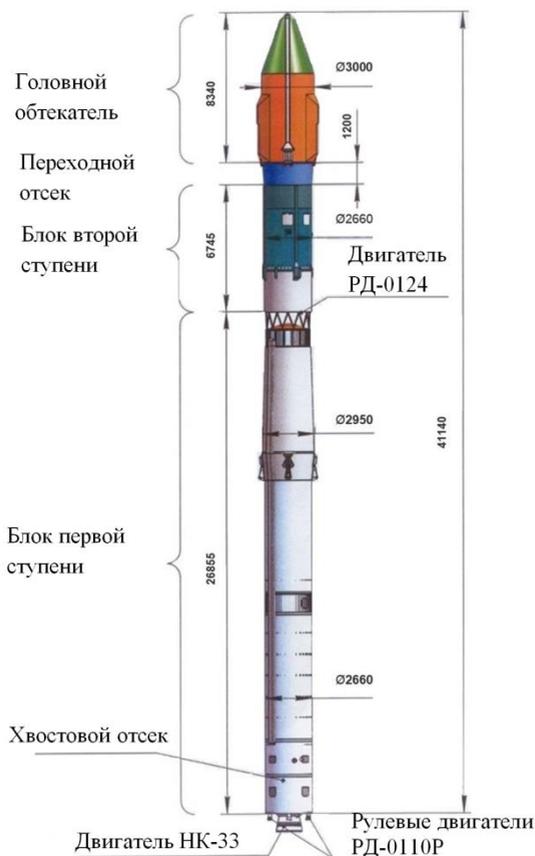


Рис. 3.4. РН легкого класса «Союз-2.1в»

3.2.3 Ракета-носитель «Союз-5»

Это перспективная российская двухступенчатая РН среднего (полутяжелого) класса, которая будет способна вывести на низкую опорную орбиту (НОО) 17 тонн ПН. «Союз-5» планируется использовать для запусков как с космодрома Байконур, так и с плавучего космодрома «Морской старт». Разрабатывается в АО «РКЦ «Прогресс»».

РН будет разработана в двух вариантах – пилотируемом (для нужд «Роскосмоса»), а также упрощенном и удешевленном варианте для запусков коммерческой ПН (для нужд S7 Space).

НПО автоматики – разработчик системы управления для ракеты, предприятие НПО им. Лавочкина – разработчик и изготовитель нового разгонного блока «Фрегат-СБУ» для РН «Иртыш». При разработке разгонного блока за основу взят разгонный блок «Фрегат-СБ», который четырежды использовался при запусках ракет «Зенит», он отличается только размерами сбрасываемого блока баков.

Конструкция РН. РН «Союз-5», создаваемая как отечественная замена собиравшейся на Украине ракете «Зенит» (в России производится, по разным источникам, от 70 до 85% комплектующих этой РКН), имеет тандемную компоновку, будет двухступенчатой и сможет выводить различные ПН на НОО, а с применением разгонного блока – на ГПО и ГСО, а также на отлётные траектории.

Для изготовления баков впервые применяется алюминиевый сплав 1580, имеющий повышенные механические характеристики в сочетании с достаточно приемлемой стоимостью.

В производстве используется автоматическая сварка трением с перемешиванием.

Состав комплекса РН «Союз-5»:

- РН среднего класса «Иртыш»;
- технический комплекс на базе ТК РКК «Зенит-М»;
- стартовый комплекс на базе СК РКК «Зенит-М»;
- комплекс автоматизированных систем управления подготовкой и пуском РКН;
- КСИСО;
- комплект транспортного оборудования РКН без РБ;
- учебно-тренировочные средства.

Технические характеристики РКН приведены в табл. 3.3 [34, 35], внешний вид РН «Союз-5» представлен на рис. 3.5.

Таблица 3.3. Технические характеристики РКН «Союз-5»

Параметры	Значение
Стартовая масса РКН (ПТК/РБ), т	530/531
Количество ступеней	2 (+РБ)
Компоненты топлива: – окислитель; – горючее	жидкий кислород нафтил
Маршевые двигатели: – первой ступени; – второй ступени	РД-171МВ РД-0124МС
Длина РКН (ПТК/КГЧ с РБ), м	65,9/63,7
Максимальный диаметр блоков РН, м	4,1
Масса ПН на НОО ($i=51,7$, $H=200$ км), т	17,8

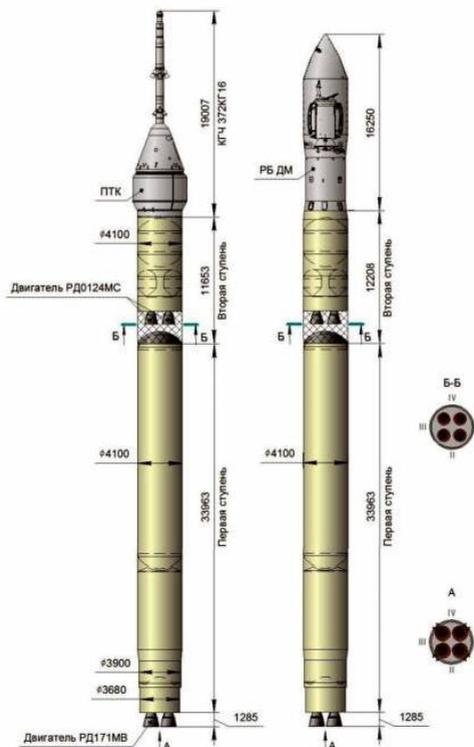


Рис. 3.5. РН «Союз-5»

В качестве маршевого двигателя первой ступени применён РД-171МВ разработки НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко.

Впервые в практике РКЦ «Прогресс» на второй ступени применяется объединённое днище баков окислителя и горючего, что позволяет снизить массу конструкции, а также позволяет уменьшить габариты блока.

На второй ступени будет использован двигатель РД-0124МС разработки воронежского Конструкторского бюро химавтоматики.

В системе управления и других бортовых системах РН будут применяться электрические системы и электронные компоненты на отечественной элементной базе. Впервые будет использоваться бесплатформенный инерциальный блок с чувствительными элементами на малогабаритных и лёгких волоконно-оптических гироскопах. Система управления с быстродействующей бортовой вычислительной машиной позволит минимизировать связи между ракетой и оборудованием технического и стартового комплексов, что упростит процесс подготовки изделия, упростит и удешевит наземное оборудование. Возможности бортовой вычислительной машины обеспечат развёртывание всех режимов испытаний непосредственно на борту, а не на наземном оборудовании.

Будет применена система аварийной защиты двигателей, позволяющая циклично с длительностью в несколько миллисекунд оценивать состояние двигателя по параметрам его работы. Эта система способна выявить аварийную ситуацию, предотвратить её развитие и своевременно выключить двигатель. Система аварийной защиты устанавливается и на первой, и на второй ступенях. В случае возникновения аварийной ситуации на двигателе первой ступени она позволит сохранить ракету и стартовый комплекс, а на участке полёта второй ступени, если будет возможность продолжать полёт на одном из блоков двигателя, отключит две камеры аварийного блока, а две камеры второго блока будут работать.

Запуск РН «Союз-5» будет возможен с «Морского старта», «Байконура» (на базе стартового стола для РН «Зенит») и «Восточного».

«Морской старт». В рамках данного проекта разрабатывается эскизный проект версии РН для плавучего космодрома, получившей условное название «Союз-7». Ожидается, что стартовая масса уменьшится за счет уменьшения количества заправляемого топлива, а выводимая на НОО ПН составит не более 17,8 тонн. С «Морского старта» РН «Союз-7» будет выводить коммерческие телекоммуникационные КА.

Ниже на рис. 3.6. представлен проект перспективных вариантов создания РКН сверхтяжелого класса (СТК) на конструктивной базе РН класса «Союз-5».

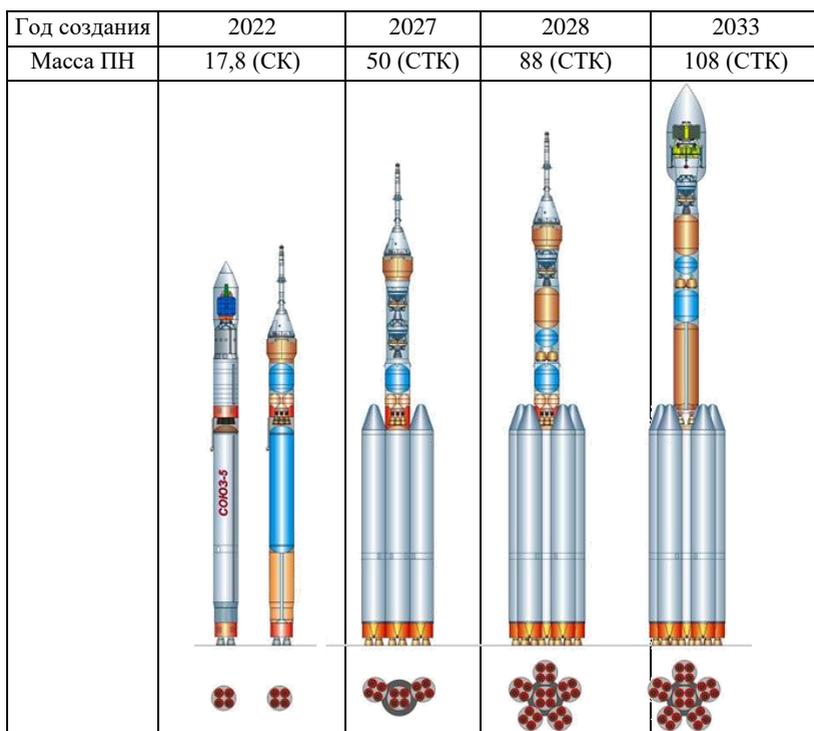


Рис. 3.6. Перспективные варианты создания РКН СТК

3.2.4 Ракетно-космический комплекс «Ангара-1.2»

Создается в целях обеспечения возможности запускать КА всех типов с территории РФ [36, 37]. Государственными заказчиками комплекса «Ангара» являются Госкорпорация «РОСКОСМОС» и Минобороны России, головным предприятием-разработчиком – ФГУП «ГКНПЦ имени Хруничева». РКК создается кооперацией российских промышленных предприятий и строительных организаций с применением исключительно отечественной элементной базы.

В основе разработки лежат следующие принципиальные решения:

- применяемые универсальные ракетные модули позволяют создавать ракеты-носители разных классов;
- использование экологически безопасные компоненты топлива – керосин и жидкий кислород;
- разработка бортовых систем и наземных обеспечивающих средств осуществляется на основе комплектующих и компонентов только российского производства.

РКК «Ангара» включает в свой состав семейство экологически чистых РН различных классов, позволяющих выводить до 37,5 тонн ПН (модификация «Ангара-А5В») на НОО.

Основой для создания вариантов РН «Ангара» служат кислородно-керосиновые универсальные ракетные модули (УРМ) – УРМ-1 (для первой и второй ступеней РН) и УРМ-2 (для верхних ступеней РН). Количество УРМ в составе первой ступени определяет грузоподъемность РН.

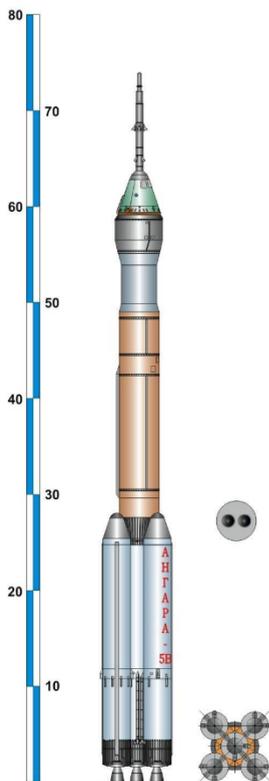
УРМ представляет собой законченную конструкцию, состоящую из баков окислителя и горючего, соединенных проставкой, и двигательного отсека. УРМ-1 оснащается жидкостным реактивным двигателем РД-191, УРМ-2 – двигателем РД-0124А.

В ракетах-носителях семейства «Ангара» не используются агрессивные и токсичные ракетные топлива на основе гептила, что позволяет существенно повысить показатели экологической безопасности комплекса, как в прилегающих к космодрому регионах, так и в районах падения отработавших ступеней РН.

Уникальные технические решения и широкое использование унификации позволяют осуществлять пуск всех ракет-носителей семейства «Ангара» с одной пусковой установки. Созданная на космодроме Плесецк (Архангельская обл.) наземная инфраструктура РКК «Ангара» включает в себя технический комплекс и универсальный стартовый комплекс (УСК).

УСК на космодроме Плесецк создан на базе стартового комплекса РН «Зенит» и способен обеспечить подготовку и пуски ракет-носителей «Ангара» легкого, среднего и тяжелого классов. Стартовый комплекс включает в свой состав стартовые сооружения, технологическое оборудование, комплекс автоматизированных систем управления, комплекс для заправки разгонного блока «Бриз-М», комплекты наземного оборудования и проверочной аппаратуры. Кроме сооружений, инженерных сетей и коммуникаций протяженностью более 22 км, автомобильных и железных дорог, в состав УСК входят площадки инженерного обеспечения.

На рис. 3.7 представлены общие технические характеристики РКН тяжелого класса «Ангара-А5», а в табл. 3.4 технические характеристики РКК семейства «Ангара». На рис. 3.8. представлен проект перспективных вариантов создания РКН сверхтяжелого класса (СТК) на конструктивной базе РН тяжелого класса «Ангара-5В».



Стартовая масса РКН, т	821
Приведённая масса ПН Нкр.=200 км, i=51,7° т	37,5
Компоненты топлива	
на ракетных блоках 1 и 2 ступеней	нафтил, кислород
на ракетном блоке 3-й ступени	водород, кислород
Сухая масса / управляемый запас топлива, т	
ракетного блока 1-й ступени (4 боковых блока)	37,8 / 521,012
ракетного блока 2-й ступени	10,555 / 130,193
ракетного блока 3-й ступени	9,00 / 70,588
Стартовая масса, т	
ракетных блоков 1-й и 2-й ступеней (5 блоков)	699,56
ракетного блока 3-й ступени	79,588
Маршевые двигатели	
ракетного блока 1-й ступени	РД-191М (4 шт.)
ракетного блока 2-й ступени	РД-191М (1 шт.)
ракетного блока 3-й ступени	РД0150 (2 шт.)
тяга двигателей РН (5 блоков), тс	5x220=1100
тяга двигателей ракетного блока 3-й ступени, тс	2x45=90 (?)
Длина, м	
РКН	74,066
РН	49,110
КГЧ	24,956
ракетных блоков 1-й и 2-й ступеней	25,655
ракетного блока 3-й ступени	23,455

Рис. 3.7. РКН тяжелого класса «Ангара-А5»

Таблица 3.4. Тактико-технические характеристики РКК «Ангара»

Параметры	Ангара-1.2	Ангара-А5	Ангара-А5В
Стартовая масса, т	~171	~773	~815
Количество ступеней	2	3	3
Компоненты топлива:			
- первой ступени;	кислород-керосин	кислород-керосин	кислород-керосин
- второй ступени;	кислород-керосин	кислород-керосин	кислород-керосин
- третьей ступени	-	кислород-керосин	кислород-водород

Продолжение табл. 3.4

Маршевые двигатели: - первой ступени; - второй ступени; - третьей ступени	РД-191 РД- 0124А -	РД-191 РД-191 РД- 0124А	РД-191М РД-191М РД – 0150
Используемые разгонные блоки	Отделяемый агрегатный модуль	Бриз-М/ДМ/КВТК	КВТК
Космодром	Плесецк	Плесецк (Восточный)	Восточный
Масса ПН, т - на НОО (200 км) - на ГПО - на ГСО - на ССО	3,5 - - 2,4	24,0 (24,5) 5,4/5,4/7,5 (-/7,0/8,0) 2,8/2,6/4,5 (-/3,9/5,0) -	37,5 13,3 8,0 -

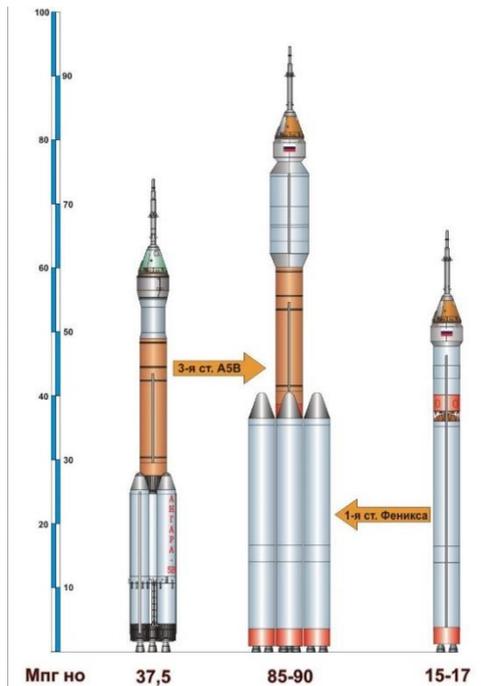


Рис. 3.8. РКН СТК на конструктивной базе ракеты «Ангара-5В»

3.2.5 Перспективный ракетно-космический комплекс сверхтяжелого класса «Енисей»

Основная цель РН «Енисей» связана с реализацией Российской лунной программы [38].

Предприятия Роскосмоса, участвующие в разработке:

- головной разработчик сверхтяжелого РН и головной разработчик ракетного комплекса РН – РКК «Энергия»;
- соисполнитель работ по разработке сверхтяжелого носителя, а также его ракетного комплекса – АО «РКЦ “Прогресс”» вместе с РКК «Энергия»;
- разработчик третьей ступени – Центр имени Хруничева;
- разработчик керосиновых двигателей 1 ступени РД-171МВ – НПО «Энергомаш»;
- разработчик водородных двигателей 3 ступени РД-0150 и керосиновых двигателей 2 ступени РД-0124МС – Акционерное общество «Конструкторское бюро химавтоматики»;
- разработчик двигателей 2 ступени РД-0124МС – Воронежский механический завод;
- разработчик системы телеметрии, которая обеспечивает мониторинг показателей пусков – «Холдинг “Российские космические системы”»;
- технологическое сопровождение разработки изделия: создание проекта завода сборки центрального блока носителя, разработка директивной технологии производства центрального блока, участие в подготовке предложений по основным применяемым технологиям и в анализе будущей кооперации производства – ФГУП НПО «Техномаш»;
- обеспечение контроля за проектированием РН – ЦНИИмаш;
- разработчик наземной инфраструктуры – ЦЭНКИ вместе с РКК «Энергия»

– головной экономический научно-исследовательский институт ракетно-космической промышленности РФ – ФГУП Организация «Агат»;

– создание специализированного программного обеспечения для моделирования огневых испытаний двигателей – НИЦ РКП (научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности);

– создание систем управления – НПО автоматики им. Академика Н.А. Семихатова;

– отработка проблем аэродинамики, тепла, а также динамики полета РН – ЦАГИ;

– разработка суперкомпьютера (гибридная кластерная вычислительная система ГКВС-25, имеющая общую производительность в 85 терафлопс) для осуществления виртуального моделирования огневых испытаний двигателей – Российский федеральный ядерный центр;

– контроль за качеством, ходом выполнения и техническая приемка результатов ОКР «Разработка эскизного проекта космического РК сверхтяжелого класса» – Военное представительство Минобороны РФ.

Варианты конфигурации РН СТК:

1. Отработочный вариант РН СТК массой 1440 тонн и ПН 50 тонн на НОО, для облёта Луны в автоматическом режиме кораблём «Федерация» или лунным вариантом корабля «Союз»; ориентировочный запуск – в 2027 году.

2. РН СТК первого этапа массой 2800 тонн и ПН 88 тонн на НОО для запусков пилотируемого транспортного корабля «Федерация» и других ПН на низкие окололунные орбиты, в том числе полярную; ориентировочный запуск – в 2028 году.

3. РН СТК второго этапа массой 2930 тонн и ПН 115 тонн на НОО; ориентировочный запуск – в 2032–2035 году.

На первой ступени будет использоваться пакет из шести первых ступеней «Союза-5» – один центральный и пять боковых бло-

ков. Вторая ступень будет, в отличие от сверхтяжа первого этапа и отработочной версии, оснащена водородным двигателем РД-0150. Также в носителе будет использоваться кислородно-водородный межорбитальный буксир (или разгонный блок). Рассматривается вариант РН СТК на основе кислородно-метановых двигателей для всех ступеней носителя.

Лётно-конструкторские испытания РН СТК пройдут в два этапа с 2028 по 2035 год.

Первый этап испытаний запланирован на 2028–2032 годы. Он предполагает запуски пилотируемых кораблей, лунного взлётно-посадочного комплекса (ЛВПК) и других ПН на траекторию облёта Луны и окололунные орбиты в целях отработки элементов пилотируемого комплекса, создания станции на орбите Луны, высадки на поверхность Луны.

Второй этап испытаний запланирован на 2032–2035 годы. Планируются запуски ЛВПК и других беспилотных ПН в целях строительства и эксплуатации базы на поверхности Луны. Кроме того, данный этап предполагает участие в международных программах, связанных с изучением Марса.

Состав ракетного комплекса СТК:

- РН сверхтяжёлого класса;
- разгонный блок РКН СТК;
- межорбитальный буксир;
- сборочно-защитные блоки (функционально).

Инфраструктура (общей площадью 94,6 тыс. кв. метров) для сверхтяжёлой РН и РН среднего класса для запусков пилотируемых кораблей включает:

- универсальный стенд-старт для РН среднего и сверхтяжёлого классов;
- МИК высотой 118 метров;
- зал испытаний с мостовым краном грузоподъёмностью 100 тонн с высотой подъёма крюка 105 метров;

- хранилище блоков ракет;
- МИК КА;
- МИК пилотируемых космических кораблей;
- наземный комплекс управления РБ РКН СТК и МБ;
- учебно-тренировочные средства;
- комплекс специальных средств транспортирования;
- комплекс автоматизированных систем управления подготовкой и пуском РН;
- комплекс средств измерений, сбора и обработки информации (функционально).

В табл. 3.5 приведены некоторые технические характеристики РН СТК.

Таблица 3.5. **Некоторые технические характеристики РН СТК**

Наименование носителя	«Енисей»	«Дон»
Тип носителя	СТК первого этапа	СТК второго этапа
Первый пуск	2028 год	2032—2035 год
Первая ступень	6×РД-171МВ	
Вторая ступень	РД-180	
Третья ступень	–	2×РД-0150
Разгонный блок	КВТК, 2×РД-0146	
Разгонно-тормозной блок	ДМ, 11Д58МФ	
Высота (макс.)		
Стартовая масса, т	3167	3281
ПН (НОО 200 км), т	103	140
ПН (ГСО 35 786 км), т	26	29,5
ПН на лунную орбиту/межпланетный перелёт	27	33

На рис. 3.9 представлены концептуальные варианты РКН сверхтяжелого класса и их технические характеристики.

РН Falcon 9 (falcon с англ. – «сокол») – семейство одноразовых и частично многоразовых РН тяжёлого класса серии Falcon американской компании SpaceX. Falcon 9 состоит из двух ступеней и использует в качестве компонентов топлива керосин марки RP-1

(горючее) и жидкий кислород (окислитель). Цифра «9» в названии обозначает количество жидкостных ракетных двигателей Merlin, установленных на первой ступени РН.

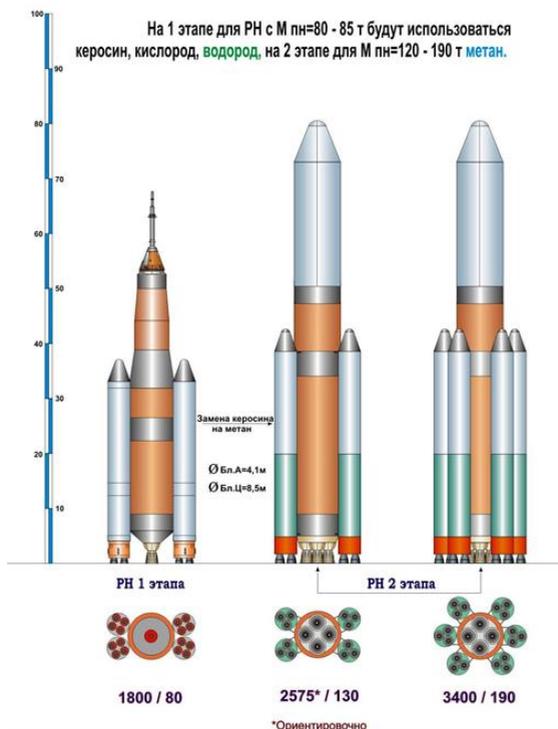


Рис. 3.9. Концептуальные варианты РКН СТК (1 и 2 этапа)

3.2.6 Ракетно-космический комплекс Falcon

Первая ступень Falcon 9 может быть повторно использована, за счет установки оборудования для возврата и вертикального приземления на посадочную площадку или плавающую платформу [39]. 22 декабря 2015 года, после запуска на орбиту 11 спутников Orbcomm-G2, первая ступень РН Falcon 9 FT впервые успешно

приземлилась. Всего в 2017–2019 годах было осуществлено 24 повторных запуска первой ступени.

На рис. 3.10 показан запуск Falcon 9 в мае 2018 г.



Рис. 3.10. Запуск Falcon 9 (май 2018 г.)

РН Falcon 9 используется для запусков геостационарных коммерческих спутников связи, научно-исследовательских КА, грузового космического корабля Dragon в рамках программы по снабжению МКС, а также для запуска пилотируемого корабля Crew Dragon. Стоимость повторного запуска РН Falcon 9 оценивается на уровне 81% от первичного.

Основные характеристики РН Falcon 9 представлены в табл. 3.6.

Таблица 3.6. Основные характеристики ракеты Falcon 9

Длина (с ГЧ)	а) FT: 70 м б) v1.1: 68,4 м в) v1.0: 54,9 м
Диаметр	3,7 м
Стартовая масса	а) FT: 549 т б) v1.1: 506 т в) v1.0: 318 т
Масса ПН	
на НОО	а) FT: 22 800 кг без возвращения первой ступени (15 600 кг с возвращением) б) v1.1: 13 150 кг в) v1.0: 9000 кг
на ГПО	а) FT: 8300 кг без возвращения первой ступени (5500 кг с возвращением) б) v1.1: 4850 кг в) v1.0: 3400 кг
на Марс	FT: 4020 кг
Первая ступень (Falcon 9 FT (Block 5))	
Сухая масса	~22,2 т
Стартовая масса	~431,7 т
Маршевые двигатели	9 × Merlin 1D+
Тяга	- уровень моря: 7686 кН - вакуум: 8227 кН
Удельный импульс	- на уровне моря: 282 с - в вакууме: 311 с
Время работы	162 с
Горючее	керосин
Окислитель	жидкий кислород
Вторая ступень (Falcon 9 FT (Block 5))	
Сухая масса	~4 т
Стартовая масса	~111,5 т
Маршевый двигатель	Merlin 1D+ Vacuum
Тяга	вакуум: 981 кН
Удельный импульс	вакуум: 348 с
Время работы	397 с
Горючее	керосин
Окислитель	жидкий кислород

На первой ступени используется керосин RP-1 в качестве горючего и жидкий кислород в качестве окислителя. Ступень построена по стандартной схеме, когда бак окислителя располагается над баком с горючим. Днище между баками общее. Оба бака выполнены из алюминий-литиевого сплава, добавление в сплав лития увеличивает удельную прочность материала и позволяет уменьшить массу конструкции. Стенки бака окислителя несущие, стенки бака горючего усилены шпангоутами и продольными балками в связи с тем, что на нижнюю часть первой ступени приходится наибольшая наседающая нагрузка. Окислитель поступает в двигателя через трубопровод, проходящий через центр топливного бака по всей его длине. Для наддува баков используется сжатый гелий.

Первая ступень Falcon 9 использует девять жидкостных ракетных двигателей Merlin. В зависимости от версии РН разнятся версия двигателей и их компоновка. Для запуска двигателей используют самовоспламеняющуюся смесь триэтилалюминия и триэтилборана (ТЭА-ТЭВ).

Первую и вторую ступени соединяет переходный отсек, оболочка которого выполнена из алюминий-углепластикового композита. Он закрывает двигатель второй ступени и содержит механизмы разделения ступеней. Механизмы разделения – пневматические, в отличие от большинства ракет, использующих для подобных целей пиропатроны. Такой тип механизма позволяет обеспечить его дистанционное испытание и контроль, повышая надёжность разделения ступеней.

Вторая ступень является, по сути, укороченной копией первой ступени, с использованием тех же материалов, производственных инструментов и технологических процессов. Это позволяет существенно уменьшить расходы на производство и обслуживание РН и, как следствие, снизить стоимость её запуска. Аналогично первой ступени, баки изготовлены из алюминий-литиевого сплава,

стенки бака горючего подкреплены продольным и поперечным силовым набором, стенки бака окислителя без подкрепления. Также использует в качестве компонентов топлива керосин и жидкий кислород.

На второй ступени используется один жидкостный ракетный двигатель Merlin Vacuum. Отличается соплом со значительно увеличенной степенью расширения для оптимизации работы двигателя в вакууме. Двигатель может быть перезапущен многократно для доставки ПН на различные рабочие орбиты. Вторая ступень также использует для запуска двигателя самовоспламеняющуюся смесь ТЕА-ТЭВ. Для повышения надёжности система зажигания двукратно резервирована.

Для управления пространственным положением в фазе свободного орбитального полёта, а также для контроля вращения ступени во время работы основного двигателя используется система ориентации, газореактивные двигатели которой работают на сжатом азоте.

Каждая ступень оборудована авионикой и бортовыми полётными компьютерами, которые контролируют все параметры полёта РН. Вся используемая авионика собственного производства SpaceX и выполнена с трёхкратным резервированием. Для повышения точности вывода ПН на орбиту в дополнение к инерциальной навигационной системе используется GPS. Полётные компьютеры работают под управлением операционной системы Linux с программным обеспечением, написанным на языке C++.

Каждый двигатель Merlin оснащён собственным контроллером, следящим за параметрами двигателя в течение всего времени работы. Контроллер состоит из трёх процессорных блоков, которые постоянно проверяют показатели друг друга с целью повышения отказоустойчивости системы.

РН Falcon 9 способна успешно завершить полёт даже при аварийном выключении двух из девяти двигателей первой ступени. В

такой ситуации полётные компьютеры выполняют перерасчёт программы полёта, и оставшиеся двигатели работают дольше для достижения необходимой скорости и высоты. Аналогичным образом меняется полётная программа второй ступени. Так, на 79-й секунде полёта SpaceX CRS-1 двигатель номер 1 первой ступени был аварийно остановлен после срыва его обтекателя и последовавшего падения рабочего давления. Космический корабль Dragon был успешно выведен на расчётную орбиту за счёт увеличенного времени работы остальных восьми двигателей, хотя выполнявший роль вторичной нагрузки спутник Orbcomm-G2 был выведен на более низкую орбиту и сгорел в атмосфере через 4 дня.

Так же как и у РН Falcon 1, последовательность запуска Falcon 9 предусматривает возможность остановки процедуры запуска на основании проверки двигателей и систем РН перед стартом. Для этого пусковая площадка оборудована четырьмя специальными зажимами, которые некоторое время удерживают ракету уже после запуска двигателей на полную мощность. При обнаружении неполадок запуск останавливается, и проводится откачка топлива и окислителя из ракеты. Таким образом, для обеих ступеней предусмотрена возможность повторного использования и проведения стендовых испытаний перед полётом. Подобная система также использовалась для «Шаттла» и «Сатурна-5».

ГО состоит из двух половин и отделяется сразу после выхода ракеты из плотных слоёв атмосферы. Механизмы отделения полностью пневматические. Обтекатель, как и переходной отсек, изготавливается из ячеистой, сотовидной алюминиевой основы с многослойным углепластиковым покрытием. Высота стандартного обтекателя Falcon 9 составляет 13,1 м, внешний диаметр 5,2 м, внутренний диаметр 4,6 м, вес около 1750 кг. Каждая створка обтекателя оборудована азотными двигателями для управления ориентацией в вакууме и системой управления парафойлом, обеспечивающими плавное управляемое приводнение в заданной точке с

точностью 50 м. Чтобы избежать контакта створки с водой SpaceX пытается поймать её в сетку площадью 40000 кв. футов (~ 3716 м²), натянутую подобно батуту над быстроходными судами. Для этой задачи SpaceX использует подрядчиков, уже имеющих опыт в области управляемой посадки парашютов с грузом до 10 000 кг. Обтекатель не используется при запуске космического корабля Dragon.

РН с момента первого запуска прошла через две существенные модификации. Первая версия, Falcon 9 v1.0, запускалась пять раз с 2010 по 2013 год, ей на смену пришла версия Falcon 9 v1.1, выполнившая 15 запусков; использование её было завершено в январе 2016 года.

Следующая версия, Falcon 9 Full Thrust (FT), впервые запущенная в декабре 2015 года, использует сверхохлаждённые компоненты топлива и максимальную тягу двигателей для увеличения грузоподъёмности РН на 30%.

В мае 2018 года был выполнен первый запуск финальной версии РН, Falcon 9 Block 5, которая включила в себя многочисленные улучшения, направленные в основном на ускорение и упрощение повторного использования первой ступени, а также на повышение надёжности, с целью сертификации для пилотируемых полётов.

Falcon 9 v1.0. Первая версия РН, также известная как Block 1. Было осуществлено 5 запусков данной версии с 2010 по 2013 год.

Первая ступень Falcon 9 v1.0 использовала 9 двигателей Merlin 1С. Двигатели располагались рядно, по схеме 3 на 3. Суммарная тяга двигателей составляла около 3800 кН на уровне моря, и около 4340 кН в вакууме, удельный импульс на уровне моря – 266 с, в вакууме – 304 с [39]. Номинальное время работы первой ступени – 170 с.

Вторая ступень использовала 1 двигатель Merlin 1С Vacuum, с тягой 420 кН и удельным импульсом в вакууме – 336 с. Номиналь-

ное время работы второй ступени – 345 с. В качестве системы ориентации ступени использовались 4 двигателя Draco.

Высота ракеты составляла – 54,9 м, диаметр – 3,7 м. Стартовая масса ракеты – около 318 т.

Масса выводимого груза на НОО – до 9000 кг и на ГПО – до 3400 кг. Фактически, ракета использовалась только для запусков космического корабля Dragon на НОО.

Во время запусков проводились испытания на повторное использование обеих ступеней РН. Изначальная стратегия использования лёгкого теплозащитного покрытия для ступеней и парашютной системы себя не оправдала (процесс посадки даже не доходил до раскрытия парашютов, ступень разрушалась при вхождении в плотные слои атмосферы), и была заменена на стратегию управляемого приземления с использованием собственных двигателей.

Планировался так называемый Block 2, версия ракеты с улучшенными двигателями Merlin 1С, повышающими суммарную тягу РН до 4940 кН на уровне моря, с массой выводимого груза на НОО – до 10 450 кг и на ГПО – до 4540 кг. Впоследствии планируемые наработки были перенесены в новую версию 1.1.

Использование версии 1.0 было прекращено в 2013 году с переходом на Falcon 9 v1.1.

Falcon 9 v1.1. Вторая версия РН. Первый запуск состоялся 29 сентября 2013 года.

Баки для топлива и окислителя, как первой, так и второй ступени РН Falcon 9 v1.1 были значительно удлинены по сравнению с предыдущей версией 1.0.

Первая ступень использовала 9 двигателей Merlin 1D, с увеличенной тягой и удельным импульсом. Новый тип двигателя получил способность к дросселированию со 100% до 70%, и, возможно, ещё ниже. Изменено расположение двигателей: вместо трёх рядов по три двигателя используется компоновка с центральным двигателем и расположением остальных по окружности. Центральный двига-

тель также установлен немного ниже остальных. Схема получила название Octaweb, она упрощает общее устройство и процесс сборки двигательного отсека первой ступени [39]. Суммарная тяга двигателей – 5885 кН на уровне моря и увеличивается до 6672 кН в вакууме, удельный импульс на уровне моря – 282 с, в вакууме – 311 с. Номинальное время работы первой ступени – 180 с. Высота первой ступени – 45,7 м, сухая масса ступени – около 23 т (около 26 т для (R)-модификации). Масса помещаемого топлива – 395 700 кг, из которых 276 600 кг – жидкий кислород и 119 100 кг – керосин.

Вторая ступень использовала 1 двигатель Merlin 1D Vacuum, тяга 801 кН с удельным импульсом в вакууме – 342 с. Номинальное время работы второй ступени – 375 с. Вместо двигателей Draco применена система ориентации использующая сжатый азот. Высота второй ступени – 15,2 м, сухая масса ступени – 3900 кг. Масса помещаемого топлива – 92 670 кг, из которых 64 820 кг – жидкий кислород и 27 850 кг – керосин.

Высота ракеты увеличилась до 68,4 м, диаметр не изменился – 3,7 м. Стартовая масса ракеты выросла до 506 т.

Заявленная масса выводимого груза на НОО – 13150 кг и на ГПО – 4850 кг.

Последний запуск данной версии состоялся 17 января 2016 года со стартовой площадки SLC-4E на базе Ванденберг, на орбиту успешно доставлен спутник Jason-3. Всего ракета совершила 15 запусков и единственной неудачей стала миссия SpaceX CRS-7.

Дальнейшие запуски производились с помощью РН Falcon 9 FT.

Falcon 9 v1.1(R). Falcon 9 v1.1(R) (R от англ. reusable – повторно используемая) является модификацией версии 1.1 для управляемого приземления первой ступени [39].

Модифицированные элементы первой ступени:

– первая ступень оснащена четырьмя раскладывающимися посадочными опорами, используемыми для мягкой посадки. Суммарная масса стоек достигает 2100 кг;

- установлено навигационное оборудование для выхода ступени к точке приземления;
- три двигателя из девяти предназначены для торможения и получили систему зажигания для повторного запуска;
- титановые решётчатые рули и блок газовых сопел системы ориентации (рис. 3.11). На верхней части первой ступени устанавливаются складные решётчатые рули для стабилизации вращения и улучшения управляемости на этапе снижения, особенно в то время, когда двигатели будут отключены (для рулей в целях снижения массы использовалась незамкнутая гидравлическая система, не требующая тяжёлых насосов высокого давления). Решётчатые рули были испытаны на прототипе F9R Dev1 в середине 2014 года и впервые были использованы во время девятого полёта Falcon 9 v1.1 в миссии SpaceX CRS-5. В более поздних модификациях следующей версии первой ступени, Full Thrust, гидравлическая система была улучшена до замкнутой, а алюминиевые рули заменены на титановые, что упростило многократное использование. Новые рули немного длиннее и тяжелее своих алюминиевых предшественников, повышают возможности контроля ступени, выдерживают температуру без необходимости нанесения абляционного покрытия и могут быть использованы неограниченное количество раз, без межполётного обслуживания;



Рис. 3.11. Решетчатые рули на 1-й ступени РН

– в верхней части ступени установлена система ориентации – набор газовых сопел, использующих энергию сжатого азота, для контроля положения ступени в пространстве до выпуска решётчатых рулей. На обеих сторонах ступени расположен блок, каждый по 4 сопла, направленные вперёд, назад, в сторону и вниз. Сопла, направленные вниз используются перед запуском трёх двигателей Merlin при манёврах торможения ступени в космосе, производимый импульс опускает топливо в нижнюю часть баков, где оно захватывается насосами двигателей.

Falcon 9 Full Thrust. Обновлённая и улучшенная версия РН, призванная обеспечить возможность возврата первой ступени после запуска ПН на любую орбиту, как НОО, так и ГПО. Новая версия, неофициально известная под названием Falcon 9 FT (Full Thrust; с англ. – «полная тяга») или Falcon 9 v1.2, пришла на смену версии 1.1.

Основные изменения: модифицировано крепление двигателей (Octaweb); посадочные стойки и первая ступень усилены, для соответствия возросшей массе ракеты; изменено устройство решётчатых рулей; композитный отсек между ступенями стал длиннее и прочнее; увеличена длина сопла двигателя второй ступени; добавлен центральный толкатель для повышения надёжности и точности расстыковки ступеней РН.

Топливные баки верхней ступени увеличены на 10%, за счёт чего общая длина РН увеличилась до 70 м.

Стартовая масса выросла до 549 054 кг за счёт увеличения вместимости топливных компонентов, что было достигнуто благодаря использованию переохлаждённого окислителя.

В новой версии РН компоненты топлива охлаждаются до более низких температур. Жидкий кислород охлаждается с $-183\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $-207\text{ }^{\circ}\text{C}$, что позволит повысить плотность окислителя на 8–15%. Керосин охлаждается с $21\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $-7\text{ }^{\circ}\text{C}$, его плотность увеличится на 2,5 %. Повышенная плотность компонентов позволяет

поместить большее количество топлива в топливные баки, что, в сумме с возросшей тягой двигателей, значительно увеличивает характеристики ракеты.

В новой версии используются модифицированные двигатели Merlin 1D, работающие на полной тяге (в предыдущей версии тяга двигателей была намеренно ограничена), что позволило значительно увеличить показатели тяги обеих ступеней РН.

Так, тяга первой ступени на уровне моря выросла до 7607 кН, в вакууме – до 8227 кН. Номинальное время работы ступени уменьшилось до 162 секунд.

Тяга второй ступени в вакууме выросла до 934 кН, удельный импульс в вакууме – 348 с, время работы двигателя увеличилось до 397 секунд.

Максимальная ПН, выводимая на НОО (без возвращения первой ступени), составляет 22 800 кг, при возвращении первой ступени уменьшится на 30–40 %. Максимальная ПН, выводимая на ГПО, составляет 8300 кг, при возвращении первой ступени на плавающую платформу – 5500 кг. ПН, которую можно будет вывести на траекторию перелёта к Марсу, составит до 4020 кг.

Данная версия РН прошла пять существенных модернизаций, именуемых в компании как «Block». Улучшения последовательно вводились с 2016 по 2018 год.

Falcon 9 Block 4 представляет собой переходную модель между Falcon 9 Full Thrust (Block 3) и Falcon 9 Block 5. Первый полёт состоялся 14 августа 2017, миссия CRS-12. Всего было произведено 7 первых ступеней этой версии, которые выполнили 12 запусков (5 ступеней использовались повторно). Последний запуск Falcon 9 со ступенью Block 4 состоялся 29 июня 2018 года. Все последующие запуски выполняются ракетами версии Block 5.

Окончательная версия РН, нацеленная на повышение надёжности и упрощение повторного использования, – Falcon 9 Block 5. Ожидается, что будет построено 30–40 первых ступеней Falcon 9

Block 5, которые совершат порядка 300 запусков в течение 5 лет до завершения её эксплуатации. Первая ступень Block 5 рассчитана на «десять и более» запусков без межполётного обслуживания. Первый запуск состоялся 11 мая 2018 года. На модели Block 5 удалось значительно повысить тягу двигателей и улучшена процедура повторного использования РН.

Основные изменения в Block 5:

- тяга двигателя Merlin 1D увеличена на 8% в сравнении с Block 4, с 780 кН (176 000 фунт-сил) до около 854 кН (19000 фунт-сил) на уровне моря. Суммарная тяга девяти двигателей первой ступени – 7686 кН на уровне моря. Тяга двигателя второй ступени Merlin 1D+ Vacuum увеличена на 5% до 981 кН (220000 фунт-сил). Во время первого запуска этот двигатель был дросселирован до тяговых показателей предыдущей версии;

- по требованию NASA были переработаны причастные к взрыву ракеты 1 сентября 2016 года композитные резервуары высокого давления (COPV) (англ.) русск., использующиеся в системах наддува обеих ступеней, и перепроектированы турбонасосы на двигателях Merlin 1D после того, как на некоторых из них были обнаружены микротрещины, появляющиеся после полёта или испытаний. Также проведены многочисленные улучшения для соответствия требованиям NASA для ракеты, используемой для пилотируемых полётов;

- *Octaweb*, алюминиевая структура для закрепления 9 двигателей первой ступени, которая ранее была цельносварной, теперь сборная. Конструкция существенно усилена для повышения надёжности, для её изготовления используется алюминиевый сплав серии 7000 вместо серии 2000;

- промежуточная секция между ступенями, посадочные опоры и защитный кожух электропроводки, проходящий по всей длине ракеты – теперь чёрного цвета, покрыты гидрофобным жа-

ростойким материалом собственного производства SpaceX, не требующим дополнительной покраски;

- новые складывающиеся посадочные опоры, которые ранее приходилось полностью снимать, оборудованы внутренним фиксатором, который может легко открываться и закрываться повторно. Отсутствуют внешние фиксаторы опор, удерживающие их во время запуска, все механизмы спрятаны внутри опоры;

- на постоянной основе будут использоваться титановые решётчатые рули, впервые испытанные 25 июня 2017 года при запуске Iridium NEXT-2 и на боковых ускорителях Falcon Heavy во время дебютного запуска в феврале 2018 года. Применяемые ранее алюминиевые рули больше использовать не будут;

- жаростойкий щит в основании РН, для защиты при возвращении ступени в плотные слои атмосферы, теперь выполнен из титана и имеет активное водное охлаждение, для упрощения повторного использования. Ранее щит был выполнен из композитных материалов;

- обновлена вся авионика, улучшены бортовые компьютеры и контроллеры двигателей. Установлена новая, усовершенствованная инерциальная измерительная система;

- вторая версия ГО, спроектированного для возвращения и повторного использования.

Falcon Heavy (*heavy* с англ. – «тяжёлый») – двухступенчатая РН сверхтяжёлого класса, предназначенная для вывода КА на НОО, ГПО, ГСО и гелиоцентрическую орбиты. Её первая ступень представляет собой структурно усиленный центральный блок, выполненный на основе первой ступени РН Falcon 9 FT, модифицированный для закрепления двух боковых ускорителей. В качестве боковых ускорителей используются многоразовые первые ступени РН Falcon 9 с композитным защитным конусом на верхушке. Вторая ступень Falcon Heavy аналогична используемой на ракете-

носителе Falcon 9. Все миссии Falcon Heavy, кроме первой, будут использовать ускорители Block 5.

Для одноразового варианта РН масса выводимого груза на НОО составит до 63,8 т, на ГПО – 26,7 т, до 16,8 т на Марс и до 3,5 т на Плутон.

Первый запуск Falcon Heavy состоялся в ночь на 7 февраля 2018 года. Варианты комплектации ракет-носителей Falcon 9 показаны на рис. 3.12.

Возвращение и посадка первой ступени. Разогнав вторую ступень с ПН, первая ступень отключает двигатели и отделяется на высоте около 70 км, примерно через 2,5 минуты после запуска РН, точные значения времени, высоты и скорости разделения зависят от полетного задания, в частности от целевой орбиты (НОО или ГПО), массы ПН, и места посадки ступени. При запусках на НОО скорость ступени при разделении составляет около 6000 км/ч (1700 м/с; 4,85 Махов), при запусках на ГПО, когда требуется посадка на находящуюся в океане плавающую платформу ASDS, скорость достигает 8350 км/ч (2300 м/с; 6,75 Махов). После расстыковки первая ступень РН с помощью системы ориентации осуществляет небольшой манёвр ухода от выхлопа двигателя второй ступени и разворачивается двигателями вперёд для подготовки к трём основным манёврам торможения:

1. Импульс перехода на обратный курс

При возврате к месту запуска на посадочную площадку, вскоре после расстыковки ступень использует продолжительное (~40 с) включение трёх двигателей для изменения направления своего движения на противоположное, выполняя сложную петлю с пиковой высотой около 200 км, при максимальном отдалении от стартовой площадки до 100 км в горизонтальном направлении.

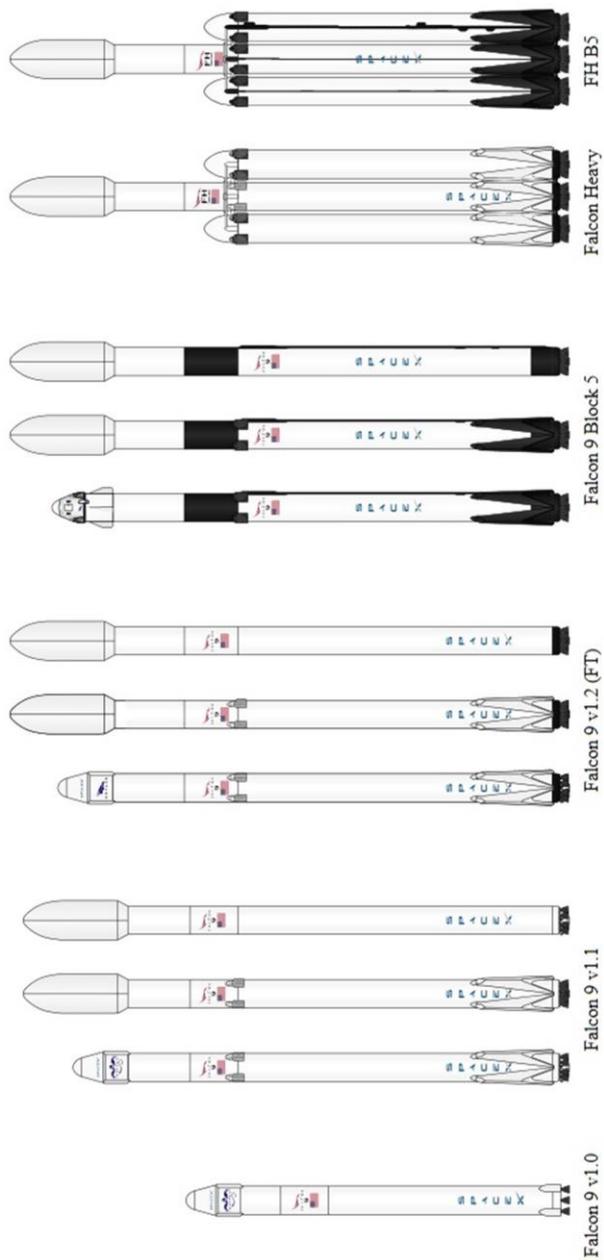


Рис. 3.12. Варианты комплектации ракет-носителей Falcon 9

Схема возврата ступени на платформу.

В случае посадки на плавающую платформу после запуска на НОО, ступень по инерции продолжает движение по баллистической траектории приблизительно до высоты 140 км. При приближении к апогею производится торможение тремя двигателями для сброса горизонтальной скорости и задания направления к платформе, находящейся приблизительно в 300 км от места запуска. Длительность работы двигателей составляет около 30–40 секунд.

При запуске спутника на ГПО первая ступень работает дольше, используя больше топлива для набора более высокой скорости до расстыковки, резерв оставшегося топлива ограничен и не позволяет выполнить сброс горизонтальной скорости. После расстыковки ступень двигается по баллистической траектории (без торможения) по направлению к платформе, расположенной в 660 км от места запуска.

2. Импульс вхождения в атмосферу

В процессе подготовки к вхождению в плотные слои атмосферы первая ступень осуществляет торможение путём включения трёх двигателей на высоте около 70 км, что обеспечивает вход в плотные слои атмосферы на приемлемой скорости. В случае запуска на ГПО, в связи с отсутствием предыдущего манёвра торможения, скорость ступени при вхождении в атмосферу вдвое (2 км/с против 1 км/с), а тепловая нагрузка в 8 раз больше соответствующих значений при запуске на НОО. Нижняя часть первой ступени и посадочные стойки выполнены с использованием термостойких материалов, позволяющих выдержать высокую температуру, до которой нагреваются элементы ступени при входе в атмосферу и движении в ней.

Продолжительность работы двигателей также разнится в зависимости от наличия достаточного резерва топлива: от более продолжительного (25–30 с) при запусках на НОО до короткого (15–17 с) для миссий на ГПО.

На этом же этапе раскрываются и начинают свою работу решётчатые рули для контроля рыскания, тангажа и вращения. На высоте около 40 км двигатели выключаются и ступень продолжает падение до достижения конечной скорости, а решётчатые рули продолжают работать до самой посадки.

3. Посадочный импульс

При достаточном резерве топлива включение одного, центрального, двигателя происходит за 30 секунд до посадки и ступень замедляется, обеспечивая мягкую посадку по схеме, отработанной в рамках проекта Grasshopper. Посадочные опоры откидываются за несколько секунд до касания посадочной площадки.

При запусках на ГПО, для максимально быстрого снижения скорости с меньшими затратами топлива, используют короткое, 10-секундное торможение сразу тремя двигателями. Два внешних двигателя выключаются раньше центрального и последние метры полёта ступень завершает, используя один двигатель, который способен к дросселированию до 40% от максимальной тяги.

Перед финальным торможением ступень не нацеливается непосредственно на платформу, чтобы избежать её повреждения в случае, если двигатель не запустится. Окончательное выруливание происходит уже после запуска двигателя.

Возвращение ступени. Возвращение первой ступени уменьшает максимальную ПН на 30–40%. Это вызвано необходимостью резервирования топлива для торможения и посадки, а также дополнительной массой посадочного оборудования (посадочные опоры, решётчатые рули, система реактивного управления и прочее).

В SpaceX ожидают, что по меньшей мере половина от всех запусков РН Falcon 9 будет требовать посадки первой ступени на плавающую платформу, в частности все запуски на ГПО и за пределы земной орбиты.

Этапы вывода ПН и приземления РН Falcon 9 в заданном районе представлены на рис. 3.13.

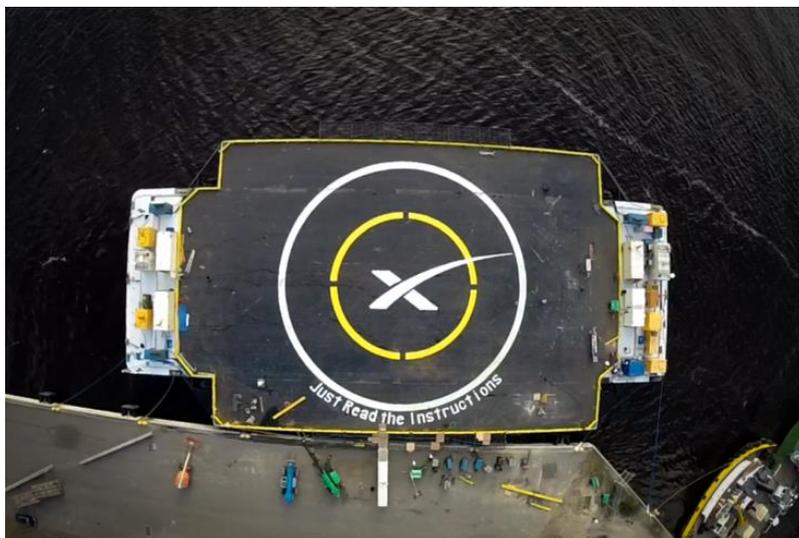


Рис. 3.13. Автономный беспилотный корабль-космопорт

Стартовые площадки.

В настоящее время запуски Falcon 9 производятся с трёх пусковых площадок:

- космический центр Кеннеди (мыс Канаверал, Флорида, США) – LC-39A. Модернизирован для запусков Falcon 9 и Falcon Heavy, будет использоваться для пилотируемых полётов. Первый запуск с площадки состоялся 19 февраля 2017 года;

- база Ванденберг (Калифорния, США) – SLC-4E. Первый запуск произведён 29 сентября 2013 года. Используется для вывода спутников (в частности, Iridium NEXT) на полярные орбиты;

- база ВВС США на мысе Канаверал (мыс Канаверал, Флорида, США) – SLC-40. Отсюда 4 июня 2010 года был осуществлён первый запуск Falcon надёжности система зажигания двукратно резервирована;

- площадка для суборбитальных полётов и испытаний:

– полигон Макгрегор в штате Техас. Использовался для испытаний систем многоразового использования первых ступеней ракеты в рамках проекта Grasshopper в 2012–2014 годах.

Посадочные площадки. В соответствии со стратегией возврата и повторного использования первой ступени Falcon 9 и Falcon Heavy, компания SpaceX использует две наземные площадки на западном и восточном побережье США:

– база ВВС США на мысе Канаверал – Посадочная зона 1 (бывший стартовый комплекс LC-13). Дебютная посадка первой ступени Falcon 9 была выполнена 22 декабря 2015 года. Планируется создание ещё 2-х посадочных площадок, которые позволят выполнять посадку боковых ускорителей Falcon Heavy;

– база Ванденберг – Посадочная зона 4 (бывший стартовый комплекс SLC-4W). Впервые посадка первой ступени Falcon 9 на этой площадке была выполнена 8 октября 2018 года.

При запусках, условия которых не дают возможности возвращения первой ступени Falcon 9 к месту запуска, посадка осуществляется на специально изготовленную плавающую платформу *autonomous spaceport drone ship*, которая является переоборудованной баржей. Установленные двигатели и GPS-оборудование позволяют доставить её в необходимую точку и удерживать в ней, создавая устойчивую площадку для посадки. В настоящее время SpaceX имеет две такие платформы:

– «Of Course I Still Love You» (Marmac 304), атлантическое побережье США, порт базирования – Канаверал;

– «Just Read the Instructions» (Marmac 303), тихоокеанское побережье США, порт базирования – Лос-Анджелес (см. рис. 3.13).

На рис. 3.14 представлена схема вывода на орбиту ПН и посадка Falcon 9 в заданном районе.

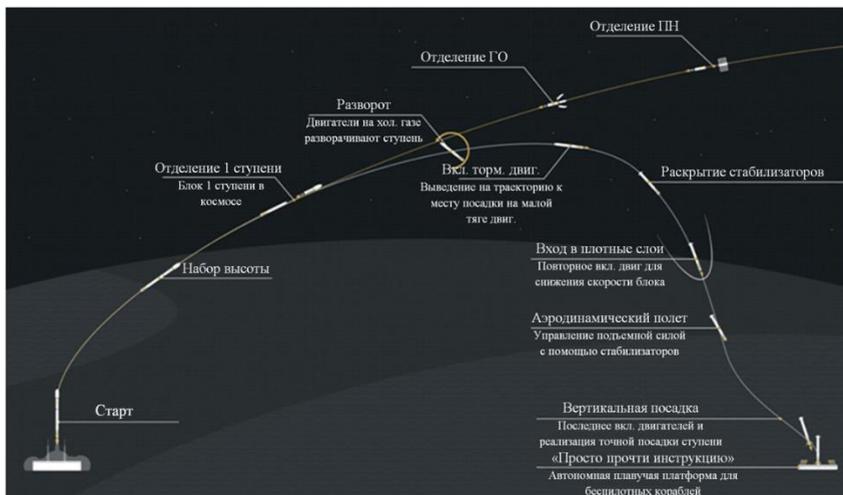


Рис. 3.14. Этапы вывода ПН и приземления РН Falcon 9 в заданном районе

4 ОСНОВЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

4.1 Общие сведения об эксплуатации ракетно-космических комплексов

В технике понятие «эксплуатация» определяется ГОСТ 25866-83 как стадия жизненного цикла изделия, на которой реализуется, поддерживается и восстанавливается его качество. Стадия эксплуатации, в общем случае, включает использование изделия по назначению, его транспортирование, хранение, техническое обслуживание и ремонт. Для сложных видов техники (авиационной, морской, ракетной и т.п.) в нормативной документации может быть установлена номенклатура видов ремонта, входящих в эксплуатацию (например, текущий или средний ремонт), и выполняемых на условиях вывода изделия из эксплуатации (капитальный ремонт).

Традиционно выделяют три основных этапа эксплуатации РКН или РН и ПН (КА и РБ при необходимости):

- наземная эксплуатация РН и ПН;
- выведение на орбиту ПН в составе РКН;
- эксплуатация на орбите ПН.

Каждый из этих этапов характеризуется присущими только ему факторами, воздействующими на РН и ПН, причем каждый из этих этапов эксплуатации должен моделироваться и оцениваться при наземной экспериментальной отработке отдельно.

Этап наземной эксплуатации включает в себя все работы с РН, КА и РБ, проводимые до того, как они будут запущены и КА вый-

дет на целевую орбиту. Этап наземной эксплуатации включает в себя:

- изготовление РН, КА и РБ и испытания на заводе-изготовителе (ЗИ);
- хранение РН и ПН;
- транспортирование от ЗИ к месту запуска на космодром;
- испытания на космодроме и подготовка к запуску.

Наземная эксплуатация ПН и РН начинается с момента начала изготовления бортовой аппаратуры, отдельных систем, деталей конструкции и приборов на ЗИ и в смежных организациях кооперации.

Наземная эксплуатация характеризуется необходимостью соблюдения компромисса между возможностями и удобством работы с образцами РКТ на земле и исключением воздействия факторов, отсутствующих при орбитальной эксплуатации. Это выражается, например, в требованиях по обеспечению чистоты в помещениях, в которых проводят сборку образцов РКТ, а также в транспортировочном контейнере. Ещё одним характерным примером является использование специальных опор при сборке и испытаниях антенн и солнечных батарей, поскольку они рассчитаны на эксплуатацию в невесомости и могут сломаться на Земле под собственным весом. Состав основных параметров окружающей среды, контролируемых при наземной эксплуатации образцов РКТ определяется, в том числе, необходимостью обеспечения комфортных климатических условий для персонала, осуществляющего их разработку и создание:

- температура в цехах и помещениях ЗИ образцов РКТ должна быть в пределах от 15 до 35°C;
- давление – нормальным;
- состав газовой среды и относительная влажность до 80% при температуре +20°C (определяют выпадение росы на поверхности изделия, а также химическую активность этой росы);

– чистота помещений по классу Р8 (частицы меньше 0,1 мкм) (необходима для исключения загрязнения поверхностей образцов РКТ, что может привести к ухудшению оптических характеристик датчиков и покрытия солнечных батарей, а также к накоплению на поверхности изделия статического электричества).

Для наземного этапа эксплуатации РКТ физические свойства окружающей его атмосферы имеют следующие значения:

- давление от 93,3 до 106,7 кПа (от 700 до 800 мм рт. ст.);
- допускается повышение температуры до 35°C в течение 60 суток за год;
- относительная влажность не более 60% при температуре +20°C.

В рамках программы обеспечения надежности на этапах проектирования и целевого функционирования РН, КА и РБ, разрабатывается комплексная программа экспериментальной отработки (КПЭО) изделий в целом, так и отдельных их структурных элементов, определенных структурной схемой этих изделий. КПЭО включает, как правило, этапы наземных экспериментальной отработки и испытаний всех типов КА, РБ, РН и их структурных элементов с целью подтверждения их работоспособности с заданными техническими характеристиками в условиях близких к реальным, в которых они функционируют.

4.2 Наземная экспериментальная отработка технических средств ракетно-космического комплекса

4.2.1 Стенды наземной экспериментальной отработки

Условия испытаний создаются специальными стендами, имитирующими определенные условия, в которых функционируют испытываемые образцы РКТ.

В частности к ним относятся:

- вибростенд;
- акустическая камера;
- стенд обезвешивания;
- стенд физического моделирования;
- термобарокамера;
- камера тепла (холода);
- термокамера;
- стенд электрических испытаний.

Далее кратко рассмотрим их назначение и основные характеристики.

Вибростенды, на которых имитируются вибрационные, ударные и линейные нагрузки, действующие в полете на РН и ПН на этапах наземной эксплуатации, включая их транспортировку и выведении на рабочую орбиту. Ниже на рис. 4.1 представлена электродинамическая вибрационная установка 2016-3/DSA10-200KVA.



Рис. 4.1. Вибростенд

Вибростенд представляет собой механизм, позволяющий производить колебательные движения заданной частоты, которые определяются величиной расчетной нагрузки, действующей на

испытываемый образец. ПН или фрагмент конструкции РН закрепляют на стапеле вибростенда, после чего тот начинает работу, имитируя различные виды механических нагружений, определенных техническим заданием на разработку образца РКТ. В предельном случае эквивалентными вибрационными нагрузками можно заменить все виды механических нагрузок, действующих на испытываемый образец.

Акустическая камера: имитация акустических нагрузок под головным обтекателем РН, которые возникают вследствие работы двигателей РН при выведении ПН на орбиту и набегающим потоком воздуха. Акустические нагрузки характеризуются тем, что, в отличие от вибрационных нагрузок, приложены не к конкретным точкам закрепления ПН на вибростенде или на РН, а ко всей поверхности ПН (КА и РБ) – акустические нагрузки генерируются звуковыми волнами от ГО РН.

То есть силовую нагрузку (перегрузку) воспринимает корпус или ГО РН, а КА, РБ и их внутренние узлы и приборы подвергаются комбинированному воздействию. По сути, это воздействие является комбинацией вибрационной нагрузки и акустического воздействия.

Для анализа нагрузок в этом случае необходимы не только аэродинамические характеристики изделия (или его внешней оболочки), но и ряд других параметров. Важной группой таких параметров систем и изделий являются инерционные характеристики.

В натуральных условиях элементы конструкции летательного аппарата подвергаются интенсивному акустическому нагружению на трех основных этапах: 1) старт; 2) выход на транзвуковую скорость при подъеме; 3) спуск и торможение в плотных слоях атмосферы на этапе завершения эксплуатации.

Мощное акустическое поле возникает от высокотемпературных струй газа, истекающих из реактивных двигателей, которые взаимодействуют с окружающей средой и с частями наземного

комплекса. Пример имитационного акустического стенда приведен на рис. 4.2.



Рис. 4.2. Акустическая камера и рабочее место испытателя

Технические характеристики акустической камеры:

- диапазон частот, Гц 50-10000;
- максимальный уровень давления на срезе акустического рупора, Дб 160±3;
- объем акустической камеры, м³ 30.

Объем реверберационной камеры позволяет проводить работы с крупногабаритными (до 4 м) объектами испытаний с уровнем звукового давления до 148 дБ.

Для малогабаритных объектов испытаний, за счет их размещения на срезе акустического рупора, возможно достижение суммарного уровня звукового давления до **160±3 дБ**.

Стенды обезвешивания: имитация невесомости для отработки раскрываемых элементов конструкции КА в наземных условиях. Чтобы приблизиться к условиям невесомости необходимо максимально обезвесить тем или иным способом каждую из подвижных частей испытываемого изделия. Для этих целей на практике широко используются специальные стенды. Выбор системы обезвешивания определяется кинематикой раскрывающегося звена, его динамическими характеристиками, требуемой точностью обезвешивания, числом испытываемых изделий. В соответствии с прин-

ципом действия возможны различные системы обезвешивания: на воздушных опорах; на электромагнитной подвеске; на аэростатической подвеске; в гидросреде; в летающих самолетах-лабораториях; механические с применением тросов, противовесов, пружин, роликов, рычагов, шарниров.

Далее рассматривается механический стенд обезвешивания, который позволяет отработать процесс раскрытия подвижных элементов конструкции КА, путем приложения к конструкции этого механизма силы, равной по модулю весу этого механизма и направленную вертикально вверх, причём при работе механизма (при перемещении частей механизма при его работе) величина и направление равнодействующей силы остаются неизменными.

В качестве равнодействующей силы может использоваться сила тяжести (через блок перекидывают трос с грузом, вес которого равен весу обезвешиваемой конструкции), сила упругости (силу создаёт пружина заданной жёсткости) или сила Архимеда (шары, наполненные гелием).

Пример стенда отработки механизма раскрытия панелей солнечных батарей (СБ) приведен на рис. 4.3 и 4.4. Стенд рассчитан на раскрытие двух зеркально симметричных панелей СБ 1 и содержит форменную опору 2, на которой закреплено обезвешивающее устройство 3, и переходную раму 4 под имитатор 5 КА. В верхней части опоры 2 установлен кронштейн 6, горизонтально перемещаемый по направляющим, а в нижней части опоры – регулируемые стойки 8. На рис. 4.4 панель СБ раскрыта.

Устройство 3 выполнено в виде отдельных шарнирных звеньев 9, причем кронштейн 6 жестко соединен с первым звеном. Оси вращения звеньев соосны осям вращения соответствующих панелей СБ 1.

Кронштейн 6 перемещается по направляющим вручную и закрепляется специальным винтом. В каждом звене 9 закреплено по два демпфера с подвесками в виде стержней. При испытании СБ

на раскрытие освобождается связь с бортом имитатора 5, и створки СБ 1 под действием штатных пружин начинают раскрываться. Так как зазор между створками СБ 1 и устройством 3 ограничен (не более 150 мм), то наличие указанных демпферов с подвесками мало искажает расчетное движение створок, а жесткая их связь в виде стержней подвески обеспечивает синхронность движения створок СБ 1 и устройства 3.

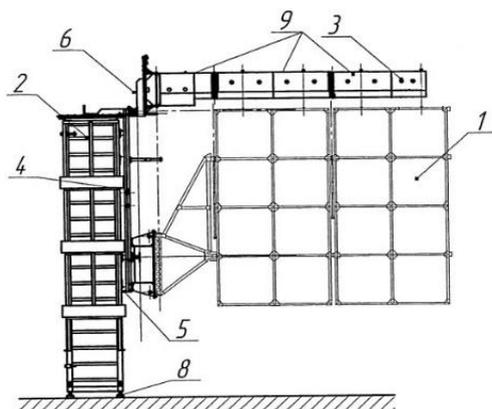


Рис. 4.3. Стенд обезвешивания (СБ раскрыта)

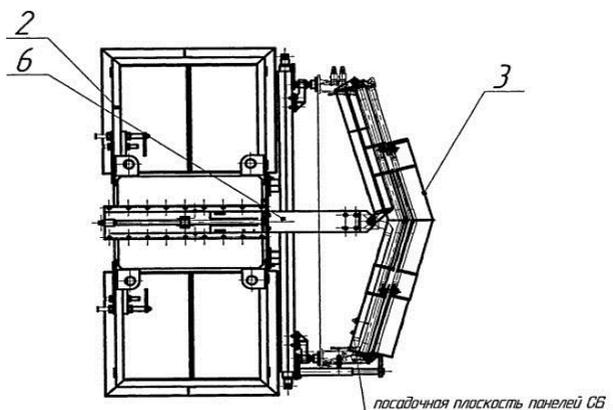


Рис. 4.4. Стенд обезвешивания (СБ в сложенном состоянии)

Стенды физического моделирования и экспериментальной отработки влияния внешних факторов на образцы ракетно-космической техники

Необходимость моделирования влияния основных внешних факторов полета КА и РБ определена требованиями обеспечения надежности решения целевых задач на интервале времени активного существования и схода с орбиты.

КА, РБ и их бортовые системы должны быть стойкими при функционировании во всем диапазоне высот орбит выведения, переходных, рабочих орбитах и на участке спуска и приземления (для пилотируемых КА и КА научно-технологического типа) в условиях воздействия внешних факторов космического полета, основными из которых являются:

- вакуум (давление менее $2,0 \cdot 10^{-5}$ мм. рт. ст ($2,67 \cdot 10^{-3}$ Па);
- тепловое воздействие от прямого солнечного излучения в условиях ближнего космоса (величина теплового потока составляет $Q_c = 3,78 \cdot 10^{28}$ Вт в видимом спектральном диапазоне от 380 нм до 780 нм и других диапазонах, включая рентгеновский (от 0,01 до 5 нм), ультрафиолетовый УФ (от 5 нм до 380 нм), инфракрасный ИК (от 780 нм до 1 мм). При этом температурный диапазон на неосвещенной поверхности от минус 150°C до $+125^\circ\text{C}$ на освещенной поверхности;
- ионизирующее излучение космического пространства (ИИКП) естественного происхождения, а именно электронного и протонного излучений естественного радиационного пояса Земли (ЕРПЗ);
- протонное излучение солнечных космических лучей (СКЛ) по дозовым эффектам с уровнями ИИКП, определяемыми по ОСТ 134-1044-2007 г.;
- воздействия высокоэнергетичных протонов ЕРПЗ, СКЛ и галактических лучей (ГЛК), а также тяжело заряженные частицы

(ТЗЧ) СКЛ и ГКЛ со спектрами, определяемыми по отраслевому стандарту ОСТ 134-1044-2007.

Перечисленные внешние факторы могут моделироваться в термобарокамерах и климатических камерах различного вида и с различными техническими характеристиками.

Так, при испытаниях КА или РБ на одновременное воздействие вакуума и температуры, проводят наземные испытаниями в термобарокамерах, в которых создаются следующие условия:

- вакуум: не менее 10^{-3} Па;
- температура: не ниже 100 К (создается азотными экранами);
- имитация теплового воздействия от имитатора солнечного излучения на уровне 1360-1440 Вт/м² в видимом или инфракрасном спектральном диапазоне, а в отдельных случаях и в УФ диапазоне.

Термобарокамеры представляет собой цилиндрическую (для большей прочности) конструкцию с внутренними объёмами от 10 до 600 м³, способную герметично закрываться и оборудованную системами насосов и редукторов, которые откачивают из камеры воздух, создавая разрежение (вакуум).

Пример термобарокамеры приведен на рис. 4.5.



Рис. 4.5. Термобарокамера

Охлаждение внутри камеры создается азотными экранами – металлические листы со встроенным трубопроводом, по которому подаётся жидкий азот (температура кипения азота – минус 195°С). Эти экраны поглощают тепло, излучаемое КА (который до помещения в термобарокамеру имел комнатную температуру). Для имитации воздействия высоких температур либо перепада температур в камере устанавливают источник инфракрасного излучения – электрообогреватель. Данный тип термобарокамеры может быть конструктивно оснащён любым другим типом имитатора, который требуется в рамках программы экспериментальной обработки изделия в целом или отдельных его элементов конструкции.

Пример оснащения вакуумной камеры ВК-3 испытательного центра АО «РКЦ «Прогресс» приведен на рис. 4.6.

Основной ее особенностью является возможность проведения испытаний образцов РКТ и бортовой аппаратуры в условиях физического моделирования воздействия следующих факторов космического пространства: вакуум, поток плазмы, воздействие электростатического разряда, поток электронов, воздействие УФ излучения.

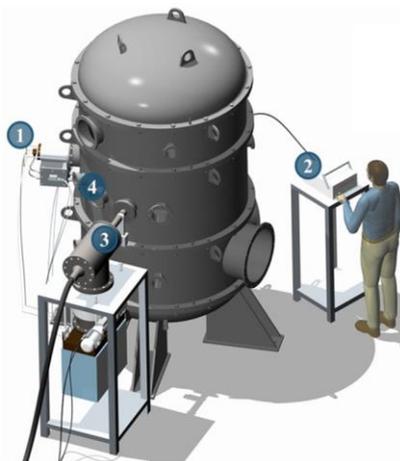


Рис. 4.6. Многофакторная вакуумная камера

На рис. 4.6 обозначено: 1 – имитатор потока плазмы; 2 – имитатор электростатического разряда; 3 – имитатор потока электронов; 4 – имитатор УФ-излучения.

Основные технические характеристики вакуумной камеры ВК-3 приведены в табл. 4.1.

Таблица 4.1. Основные технические характеристики вакуумной камеры

Характеристика	Значение
Вакуумная камера ВК-3	
Объем, м ³	3,5
Рабочее давление, мм. рт. ст.	0,75 x10 ⁻⁶ ... 750
Поворотный стол	
Диаметр, м	1
Грузоподъемность, кг	200
Величина угла поворота, град	± 210

На этапе наземной эксплуатации образцы РКТ подвергаются климатическому воздействию, начиная с производственных, сборочных цехов и испытательных стендов на ЗИ, технологическом и стартовом комплексе космодрома. Если в цехах ЗИ и в помещениях технологического комплекса на космодроме поддерживаются определенные условия окружающей среды (температура, давление, влажность, чистота), то на стартовом комплексе на РН с головным обтекателем действует весь спектр внешнего воздействия, связанный с сезонными изменениями температуры, давления и влажности.

Климатические испытания являются частью комплексной программы экспериментальной отработки изделий РКТ. Для этого вида испытаний используются как специальные климатические камеры, так и описанные выше термобарокамеры.

Для наземного этапа эксплуатации РН и КА на заводе-изготовителе и в МИК на космодроме физические свойства окружающей его атмосферы должны иметь следующие значения:

- давление от 93,3 до 106,7 кПа (от 700 до 800 мм рт. ст.);
- температура в цехах и помещениях должна быть в пределах от 15 до 35 °С, при этом допускается повышение температуры до 35 °С в течение 60 суток за год;
- относительная влажность должна составлять не более 60% при температуре +20 °С.

Непосредственно воздействию внешних климатических факторов подвергаются РН и КА в условиях подготовки к старту на космодроме.

К внешним климатическим факторам относятся:

- повышенная и пониженная температура окружающей атмосферы, которая может изменяться в пределах от – 65 °С до + 75 °С;
- повышенная или пониженная влажность окружающей атмосферы;
- атмосферное давление и резкое его изменение (бароудар) при выведении на орбиту;
- дождь, град, роса, иней;
- атмосферная пыль и песок.

Климатические испытания, в части воздействия внешних факторов, могут проводиться для головных обтекателей, отдельных ступеней РН, КА, а также их отдельных агрегатов и узлов, включая приборы. Для этого применяются климатические камеры различных типов.

Большая камера холода. Для крупногабаритных изделий (РН, КА, их отдельные агрегаты и системы), эксплуатирующихся в условиях воздействия пониженной температуры (до –50 °С) применяются большие камеры холода (БКХ).

Технические характеристики одной из некоторых типов БКХ приведены ниже:

- направление воздействия: по всему объему;
- рабочий объём камеры: 1700 м³;

- габаритные размеры камеры: длина 24 м, ширина 7,8 м, высота 8,0 м;

- диапазон воспроизводимых температур: от -20 до -50 °С.

Большие камера тепла. Для испытаний крупногабаритных изделий, отдельных агрегатов, систем и комплексов, эксплуатирующихся в условиях воздействия повышенной температуры до 70 °С, повышенной влажности до 98%, дождя интенсивностью 3-7 мм/мин, используются большие камера тепла (БКТ).

Ниже приведены некоторые технические характеристики БКТ с направлением воздействия по всему объему:

- рабочий объем камеры: 1700 м³;

- габаритные размеры камеры: длина 24 м, ширина 7,8 м, высота 8,0 м;

- максимальная масса испытуемых изделий, с учетом оснастки: 100 т;

- диапазон воспроизводимых температур: от $+20$ до $+70$ °С;

- относительная влажность при температуре от 25 до 40 °С: до 98%;

- интенсивность дождя 3-7 мм/мин.

Термокамера обеспечивает обработку и испытания отдельных узлов, изделий электронной техники (аппаратуры и конструкционных материалов, эксплуатирующихся в условиях воздействия пониженной и повышенной температур от -70 °С до $+120$ °С, повышенной влажности до 98%.

Термокамера КТ3000 (см. рис. 4.7) имеет следующие характеристики:

- направление температурного воздействия: по всему объему;

- рабочий объем камеры: $3,0$ м³;

- габаритные размер камеры: длина – 1,65 м;

- ширина и высота – 1,5 м;



Рис. 4.7. Термокамера
КТ3000

- диапазон воспроизводимых температур: от -70°C до $+120^{\circ}\text{C}$;
- относительная влажность при температуре до 60°C : 98%;
- энергопотребление: 10 кВт/с.

Стенд электрических испытаний. Одной из трудоемких и ответственных операций наземных испытаний изделий на ЗИ и на космодроме является проведение электрических испытаний, целью которых является проверка практически всех электрических цепей. При про-

ведении испытаний обеспечивается следующее:

- энергопитание всего состава бортовой аппаратуры КА (РБ);
- выдачу наземными имитаторами, прием и прохождение команд управления КА (РБ);
- выдачу бортовой телеметрической системой КА (РБ) телеметрической информации от всех бортовых систем и передачу ее в имитатор наземных средств приема данных с последующей обработкой;
- комплексное взаимодействие отдельных систем КА (РБ) и бортового комплекса управления этих средств, реализованного на бортовых вычислительных средствах (БВС);
- проведение испытаний на электромагнитную совместимость отдельных бортовых средств КА (РБ).

Процесс установки КА «Бион-М» №1 в испытательный стенд для проведения электрических испытаний показан на рис. 4.8.

Одним из основных факторов наземной эксплуатации КА, РБ и РН являются большое количество транспортировочных операций (транспортирование на заводе-изготовителе (ЗИ), на полигон

запуска РН и ПН, транспортирование в пределах полигона) и необходимость постоянного контроля значений параметров окружающей среды с тем, чтобы они не оказывали влияние на ресурс аппаратуры и последующую эксплуатацию по назначению.

Рамками комплексной программы экспериментальной отработки изделия и отдельных его компонентов определяется состав испытательного оборудования и многочисленных стендов.

После завершения всех испытаний, предусмотренных частными программами, и приема результатов этих испытаний представителем заказчика, КА, РБ и РН отправляется на космодром для подготовки к запуску или в хранилище.

В хранилищах РН и КА находится в упаковке при температуре воздуха в пределах $5...35\text{ }^{\circ}\text{C}$, относительной влажности до 100% при температуре $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$ и чистоте по классу Р8 ИСО (частицы меньше $0,1\text{ }\mu\text{м}$). Время хранения может доходить до 3–5 лет, поэтому периодически (1 раз в 1-2года) проводится контроль состояния РН и КА: внешний осмотр, электрические проверки и т.д.

Учитывая неблагоприятные воздействия климатических факторов, КА транспортируется в специальной упаковке – пылевлаго- непроницаемой, обеспечивающей следующие условия внутренней среды: температура от минус 50 до плюс $50\text{ }^{\circ}\text{C}$, относительная влажность не более 60% при температуре $20\text{ }^{\circ}\text{C}$. При необходимо-



Рис. 4.8. Установка КА «Бион-М» №1 в испытательный стенд

сти в упаковке создается микроклимат: более узкий диапазон температур от плюс 5 до плюс 35 °С.

4.2.2 Этап наземной эксплуатации

Этот этап, связанный с транспортировкой РН и ПН на космодром, осуществляется заводом-изготовителем в соответствии с требованиями, изложенными в тактико-техническом задании на ОКР разработки и создания КА, РБ или РКН, входящих в КК.

Для этого изделия помещают в специальные транспортные контейнеры и перевозят автомобильным, железнодорожным или авиационным транспортом в соответствии с требованиями допустимых нагрузок, действующих при транспортировке. РКН перевозят, как правило, в разобранном на отдельные ступени состоянии. Тяжелые КА перевозят с отстыкованными панелями солнечных батарей и другими навесными элементами конструкции.

На космодроме, после прибытия, контейнеры с изделиями осматриваются на предмет наличия повреждений при транспортировке. Далее вскрывают контейнеры и осуществляется проверка изделия, в том числе проводится анализ показаний датчиков нагрузок, установленных в транспортном контейнере, показания которых не должны превышать расчётных допустимых значений.

Ниже на рис. 4.9 приведена общая схема доставки на космодром компонентов РН и ПН.

Как правило, все компоненты КК по прибытии на космодром доставляются в МИК, где производятся работы, направленные на сборку и подготовку КА, РБ и ступеней РН к испытаниям в рамках наземной подготовки к запуску.

На этапах наземной эксплуатации и выведения РН и КА воздействуют механические нагрузки различного рода.

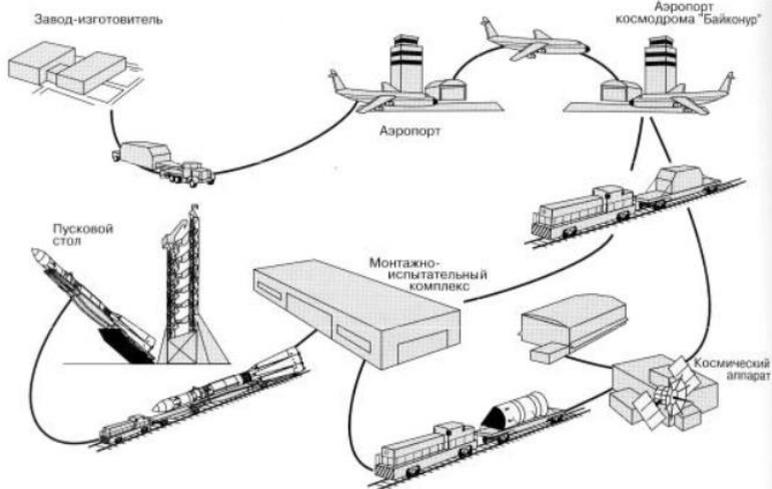


Рис. 4.9. Схема доставки компонентов РН и ПН на космодром

Источником механических нагрузок на наземных этапах эксплуатации (при транспортировке ПН и РН) являются следующие силы:

- гравитационного характера;
- силы инерции;
- реакции опор крепления ложементов к транспортным средствам на конструкцию КА и РКН;
- вызванные ускорениями при разгоне и торможении транспортных средств, перевозящих ПН и РН.

При транспортировке с ЗИ на космодром предъявляются технические требования к виду транспорта доставки КА и РБ с точки зрения обеспечения допустимых механических нагрузок. При этом оговариваются условия и возможность доставки КА и РБ автомобильным, железнодорожным или авиационным транспортом.

По своему характеру на этапе выведения РН и ПН (в составе РН) различают следующие виды нагрузок:

– квазистатические нагрузки – это перегрузки, вызванные возмущениями постоянного характера (разгон на участке выведения).

– акустические нагрузки – объёмная вибрация под действием звуковых волн, генерируемых РН и головным обтекателем на этапе выведения КА на орбиту.

– вибрационные нагрузки – возникают при работе движущихся агрегатов РН, при прохождении РН через скачки уплотнения атмосферы, при колебании корпуса РКН в момент поворота и т.д., а также при работе механизмов КА на орбите.

– ударные нагрузки – вызваны ударами при разделении ступеней РН при выведении ПН на орбиту, а также ударами при зачехловке (фиксации) раскрываемых элементов конструкции КА на орбите.

Ниже в табл. 4.2 приведены максимальные нагрузки на этапах наземной эксплуатации и запуска РН с КА.

Таблица 4.2. Механические нагрузки на этапах наземной эксплуатации и выведения на орбиту КА и РБ

№	Наименование нагрузки	Величина нагрузки	Длительность нагрузки
1	Квазистатические (в составе КА): - вдоль продольной оси КА - поперек продольной оси КА	$\pm(10 - 15) \text{ go}$ $\pm(3 - 6) \text{ go}$	5 мин 5 мин
2	Вибрационные, синусоидальные в диапазоне частот: 5-20 Гц 20-50 Гц 50-600 Гц 600-2000 Гц 2000-2500 Гц	(1,0 – 1,7) go (1,7 – 3,0) go (3,0 – 10,0) go (10,0 – 12,0) go 5 go	30 мин в направлении каждой из трех осей
3	Акустические шумы в центре полосы частот: 31,5 Гц 63,0 Гц 125,0 Гц	130(125) дБ 133(128) дБ 139(134) дБ	80-120 с

Окончание табл. 4.2

	250,0 Гц 500,0 Гц 1000,0 Гц 2000,0 Гц 4000,0 Гц	141(136) дБ 140(135) дБ 137(132) дБ 130(125) дБ 123(118) дБ	
4	Ударные нагрузки:		
4.1	На участке выведения (9 ударов)	±40 go	3-6 мс
4.2	Транспортирование в составе КА (22500 ударов)	±5 go	2-10 мс
4.3	Автономное транспортирование:		
	– вертикальное (10800 ударов)	±15 go	5-10 мс
	– горизонтальное (410 ударов)	±12 go	2-15 мс

4.3 Этап наземной эксплуатации и подготовки к запуску ракеты-носителя космического назначения

4.3.1 Основные сведения о космодромах

Космодром – специально отведенная территория с комплексом сооружений и технологического оборудования, обеспечивающих транспортирование, прием, хранение, сборку, подготовку и пуск РКН с ПН, измерение параметров ее движения на участке выведения, прием и обработку телеметрической информации о функционировании бортовых систем в полете [40].

Космодром занимает площадь до нескольких сотен квадратных километров.

Крупный современный космодром включает пункты управления (командные пункты), ракетно-космические комплексы, измерительный комплекс, комплекс посадки и обслуживания, базы хранения, информационно-вычислительные центры, заводы по производству некоторых КРТ и сжатых газов, одну или несколько

заправочных станций КА и РБ, а также районы падения отделяющихся частей РКН.

На космодроме имеется комплекс предполетной подготовки и послеполетной реабилитации космонавтов. Эксплуатацию космических средств осуществляют научно-исследовательские и испытательные подразделения.

Космодром – это уникальный научно-технический комплекс, на структуру и состав которого влияют многие факторы: географические координаты расположения, объем национальных и международных программ, номенклатура (класс) применяемых РН, уровень развития техники и состояние экономики государства, возможности обеспечения безопасности населения районов, по которым проходят трассы полета РКН.

Кроме того, космодром может иметь ряд вспомогательных объектов: аэродромы, вертолетные площадки, теплоэлектростанции, развитую систему водоснабжения, промышленные и сельскохозяйственные предприятия, железнодорожные и автомобильные транспортные сети.

По масштабам производства и потребления электроэнергии, например, космодром Байконур сравним с таким государством, как Молдова.

Выбор места расположения космодрома (его позиционного района) осуществляется с учётом рельефа местности, гидрологических условий, механических характеристик грунтов, состояния грунтовых вод, климатических и метеорологических условий (среднегодовой температуры воздуха, количества осадков, скорости ветра, влажности, количества солнечных дней в году) и представляет собой проблему международного масштаба, так как при пусках современных ракет-носителей тяжелого и сверхтяжелого классов траектории их выведения составляют почти половину витка вокруг Земли.

Вдоль трассы полета РН предусматривается создание зон отчуждения под районы падения отработавших частей РН и районы посадки спускаемых аппаратов КА. Трассы полета РН не должны препятствовать судоходству, воздушным и другим сообщениям и наносить ущерб как собственной стране, так и другим государствам. Для обеспечения безопасности транспортных сообщений заблаговременно объявляются предупреждения морским судам и самолетам о недопустимости захода в районы падения отработавших ступеней РН и полетов над ними.

На выбор места расположения космодрома влияют рельеф местности, гидрологические условия, механические характеристики грунта, состояние грунтовых вод, климатические и метеорологические условия (среднегодовая температура воздуха, количество осадков, скорость ветра, влажность, количество солнечных дней в году) и др.

В настоящее время построены и находятся в эксплуатации около 20 космодромов, из них активно используются 12, в том числе по 3 – в России и США, по 2 – в Китае и Японии, по 1 – во Франции (космодром Куру во Французской Гвиане) и Индии.

Несмотря на то, что в мире насчитывается достаточно большое количество стартовых площадок для запуска спутников в космос, большинство пусков производится с шести из них: Байконур и Плесецк (Россия), Мыс Канаверал и Вандерберг (США), Куру (Французская Гвиана) и Сичан (Китай). Остальные космодромы либо не используются, либо в год с них производится один-два пуска.

Показательно стремление стран, активно развивающих космическую отрасль (Бразилия, Южная Корея), иметь свой космодром. Однако чаще всего для запуска национальных КА применяются средства выведения и пусковые площадки «ветеранов» космической деятельности – так гораздо дешевле.

По карте расположения космодромов (рис. 4.10) видно стремление ведущих космических держав создавать космодромы как

можно ближе к экватору – это связано с тем, что в таком случае увеличивается масса ПН, выводимого на ГСО и ОО. Так, в 2016 году произведен первый пуск РН с нового китайского космодрома Вэньчан на острове Хайнань у южных берегов Китая.

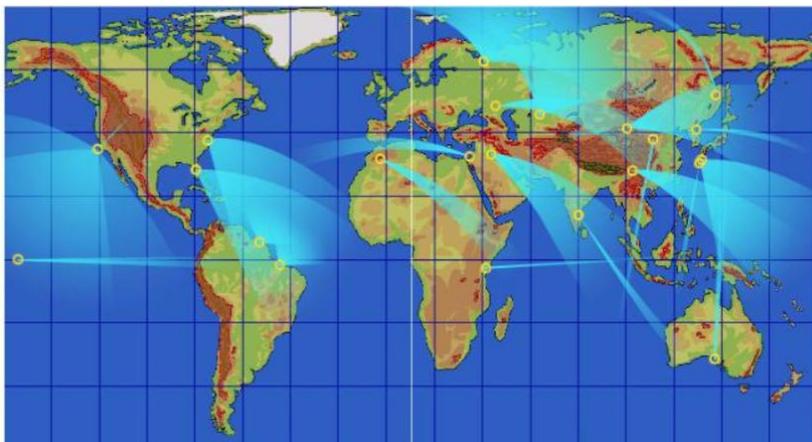


Рис. 4.10. Траектория запусков с основных космодромов мира

На рисунке видно, что большинство запусков РН с КА и РБ в мире осуществляется в направлении с запада на восток. Такой выбор траектории запуска связан с тем, что в этом направлении вращается Земля и, соответственно, ракета, стоящая на стартовой позиции. Поскольку спутник в итоге должен набрать первую космическую скорость не относительно поверхности Земли, а относительно её центра масс, при запуске ракеты на восток вращение Земли даёт некоторую начальную прибавку скорости, позволяющую экономить топливо РН.

Однако в случае с выведением на солнечно-синхронную орбиту, наклонение которой должно быть больше 90° , запуск КА и РБ должен быть осуществлён в направлении с востока на запад несмотря на то, что такая траектория энергетически невыгодна.

Конкретный диапазон азимутов пуска РКН выбирается из условий обеспечения космических программ, возможности расположения измерительных пунктов и обеспечения безопасности населения районов, расположенных вдоль трассы полета.

Дополнительным фактором, определяющим выбор траектории запуска, является необходимость наличия зон отчуждения, то есть нежилых регионов, для падения отработавших ступеней ракет-носителей. По этой причине космодромы строят либо на берегу моря, либо в пустынной местности.

Существенное влияние как на наклонения орбит КА, так и на энергетические возможности РН оказывает географическая широта расположения космодрома.

Если пуск РН производится в восточном направлении, т.е. в направлении вращения Земли, то за счет ее суточного вращения КА приобретает приращение скорости:

$$\Delta V_{\Omega} = R_3 \cdot \Omega \cdot \cos B,$$

где R_3 – средний радиус Земли (6371 км);

Ω – угловая скорость суточного вращения Земли ($7,3 \cdot 10^{-5}$ рад/с);

B – географическая широта космодрома, град.

При пуске с экватора ($B = 0$) КА получает максимальное приращение скорости 470 м/с.

При выводе КА с космодрома, расположенного на широте, отличной от нуля, на ГСО (наклонение орбиты $i = 0$; высота $H_{ГСО} = 35\,900$ км; круговая скорость $V_{ГСО} = 3,1$ км/с) требуются дополнительные затраты топлива на изменение наклонения орбиты.

Приращения скоростей КА за счет суточного вращения Земли, а также необходимые приращения скорости для изменения наклонения орбиты ΔV_i при выведении КА на ГСО для космодромов РФ и США сведены в табл. 4.3 (космодромы расположены в порядке возрастания географической широты).

Таблица 4.3. Приращения скорости КА за счет вращения Земли

Космодром	Широта В, град	Приращение скорости, ΔV_{Ω} , м/с	Приращение скорости для изменения наклона орбиты ΔV_i , м/с
Восточный полигон (США, шт. Флорида)	28,5	424	0,44 $V_{ГСО}$
Западный полигон (США, шт. Калифорния)	34,75	401	0,53 $V_{ГСО}$
Байконур (аренда РФ у Республики Казахстан)	28,5	348	0,70 $V_{ГСО}$
Восточный (РФ, Амурская область)	52,5	321	0,79 $V_{ГСО}$
Плесецк (РФ, Архангельская область)	62,8	259	0,94 $V_{ГСО}$

Таким образом, более выгодным является расположение позиционного района космодрома вблизи экватора. Для использования этого преимущества был реализован международный проект «Sea Launch» («Морской старт»). Запуски КА выполнялись с океанской платформы с помощью РКН «Зенит-3SL» с разгонным блоком ДМ-SL. Платформа, представляющая собой стартовый комплекс (СК), в сопровождении командного судна буксируется к экватору, откуда и производится пуск РКН. В перспективе этот проект будет реализован с новой ракетой-носителем «Союз-7».

Космодром как организационно-техническая система предназначен для создания ОГ, ее наращивания и восполнения, что обуславливает необходимость решения следующих задач:

- прием РН, КА и РБ от поставщиков и предприятий-изготовителей;
- хранение РН, КА, РБ и комплектующих элементов к ним;

- хранение КРТ;
- производство низкокипящих КРТ и сжатых газов;
- сборка и испытания РН, КА и РБ;
- запуск КА;
- траекторные измерения на участке выведения РКН;
- прием и обработка телеметрической информации;
- обеспечение технических и стартовых комплексов водой, теплом, энергией.

Для решения указанных задач космодром имеет в своем составе следующие структурные подразделения:

- управление космодрома (система пунктов управления, или командных пунктов);
- центры испытаний и применения космических средств;
- центр анализа и математической обработки результатов пуска с подчиненными ему частями – измерительными пунктами космодрома и вычислительным центром;
- специальные подразделения.

В позиционном районе космодрома расположены следующие основные объекты космической инфраструктуры:

- позиционные районы РКК различных типов;
- город (жилой городок);
- аэропорт (аэродром);
- кислородно-азотный завод (КАЗ);
- одна или несколько станций заправки КА и РБ КРТ и газами;
- измерительные пункты, узел связи и вычислительный центр, образующие измерительный комплекс космодрома;
- системы энерго-, тепло- и водоснабжения;
- система транспортных (железнодорожных и шоссейных (грунтовых) дорог) и инженерных коммуникаций;
- наземные и водные районы падения отделяемых частей (РПОЧ) РКН.

Рассмотрим более подробно один из позиционных районов РКК отечественной космической отрасли.

4.3.2 Основные сведения о позиционном районе

Позиционный район РКК – участок местности, ограниченный условной замкнутой линией, на котором располагаются сооружения и технические средства РКК. На территории России размещены три космодрома (Байконур, Плесецк, Восточный) и один полигон (Капустин Яр), оснащенный РКК для РКН легкого класса.

На рис. 4.11 представлена схема позиционного района космодрома Байконур.



Рис. 4.11. Позиционный район космодрома Байконур

В позиционном районе (ПР) РКК размещены сооружения, коммуникации для общепромышленного и специального оборудо-

вания в соответствии с потребностями технологического процесса подготовки и пуска РКН. Эти группы сооружений, коммуникаций и оборудования называются позициями (площадками) [41].

В общем случае позиционный район РКК имеет следующие основные позиции:

- стартовая позиция РКК, где расположен СК;
- техническая позиция РКК, где расположен ТК;
- позиция выносного командного пункта РКК;
- стартово-посадочная позиция или посадочный комплекс, где расположена взлетно-посадочная полоса и оборудование для обслуживания многоэтажных транспортных космических кораблей и авиационного транспорта РКК;

- полигон приземлений – участок местности в виде полосы отчуждения, используемый для приземления отработавших элементов РКН;

- пристартовый (полигонный) измерительный пункт, предназначен для радиотелеметрической диагностики состояния РКН в период подготовки к пуску и на этапе выведения;

- техническая база – участок местности, на котором размещаются хранилища подвижного оборудования, склады, гаражи и пр.;

- жилой городок для обслуживающего персонала и их семей.

Технический комплекс космодрома – это часть специально оборудованной территории космодрома с размещенными на ней зданиями и сооружениями, оснащенными специальным технологическим оборудованием и общетехническими системами.

Оборудование ТК позволяет обеспечить прием, сборку, испытание и хранение РКТ, а также заправку компонентами топлива и сжатыми газами КА и РБ, их стыковку с РН и транспортировку собранного комплекса на старт.

В специальных вагонах элементы РКТ с заводов-изготовителей доставляются в МИК технического комплекса, где произво-

дится их разгрузка с помощью подвижных и стационарных разгрузочно-погрузочных средств.

МИК – основной элемент технического комплекса, оснащенный двумя видами оборудования: механосборочным и контрольно-испытательным. МИК представляет собой многопролетное высотное каркасное промышленное сооружение, имеющее крановое оборудование большой грузоподъемности.

В пролетах МИКа размещается механосборочное оборудование, а также производятся расконсервация, сборка и проверка ракетно-космических систем. По периметру корпуса располагаются различные лаборатории с контрольно-проверочной аппаратурой автономной и комплексной проверки космической техники.

Размеры и оснащение МИК зависят от типа собираемых и испытываемых ракет, КА и РБ. В МИК составные части ракет-носителей, КА и РБ подвергаются внешнему осмотру, предварительным поэлементным испытаниям и далее подаются на сборку. Сборка их производится, как правило, на отдельных, не связанных между собой технологических линиях. При большой интенсивности подготовки и проведения пусков для сборки и испытаний РН и КА могут быть предусмотрены отдельные МИК.

С помощью монтажных средств и кранового оборудования осуществляются сборка космических средств и подача их на пневмовакуумные испытания. Такие испытания проводятся с целью выявления негерметичности всех гидро- и газопроводов и герметичных отсеков РН и КА. Электрические испытания проводятся с целью определения целостности всех электрических цепей и правильности функционирования систем управления и всех элементов с электропитанием.

Собранный и проверенный КА и РБ направляется на заправочную станцию для продолжения цикла подготовки к запуску.

Заправочная станция – элемент технического комплекса, представляющий собой комплекс сооружений и технологических

систем и предназначенный для заправки РБ и КА компонентами ракетных топлив, сжатыми газами, спецжидкостями.

Здесь находятся хранилища горючего, окислителя и сжатых газов; системы термостатирования компонентов, вакуумирования, газового контроля, измерений, автоматизированной заправки, нейтрализации токсичных паров и жидкостей, пожаротушения, связи, вентиляции и т.д. Заправочная станция является технологическим объектом космодрома, наиболее насыщенным взрывоопасными, пожароопасными и токсичными элементами.

Стыковка собранной и проверенной РН с головной частью, в состав которой входят заправленные КА, РБ и ГО, осуществляется в том же МИК, где производилась их сборка

Стартовый комплекс космодрома – составная часть и основной технологический объект космодрома, представляющий собой специально оборудованную территорию, оснащенную технологическими и общетехническими системами. Весь этот многочисленный и уникальный комплекс оборудования обеспечивает транспортировку, установку в стартовое устройство РН с КА, заправку компонентами топлива и сжатыми газами, предстартовые проверки, подготовку к пуску и пуск РКН.

Стартовый комплекс, как правило, включает в себя пристартовые хранилища РН и КА, транспортно-установочные агрегаты (или стационарные установщики), стартовые сооружения с пусковыми устройствами, системы заправки компонентами ракетных топлив, средства газоснабжения, САС обслуживающего персонала и членов экипажей.

Кроме того, стартовый комплекс оснащается вспомогательными сооружениями и системами: холодильными центрами, автономными электростанциями, узлами связи, системами телевидения и киносъёмки, автомобильными и железными дорогами и т.д.

Центральным звеном управления каждого стартового комплекса является **командный пункт**. Там обрабатывается вся со-

бранная информация о состоянии и готовности всех технологических и общетехнических систем старта, бортовой аппаратуры и агрегатов РН, КА и РБ, кондиционности и количестве компонентов ракетных топлив, газов и спецжидкостей, а также информация о готовности всех служб космодрома (метео- и топогеодезического обеспечения, аварийно-спасательных и поисковых команд, групп тылового обеспечения, эвакуации и т.д.) к предстоящим работам.

Здесь же размещается контрольно-проверочная и испытательная аппаратура предстартовой подготовки КК.

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

Командный пункт обычно представляет собой находящееся под землей четырех- или пятиэтажное здание, начиненное электроникой и десятками километров кабеля. Отсюда ведется управление всей предстартовой подготовкой к пуску и выдается команда на запуск РН и КА.

Необходимо особо подчеркнуть, что каждое из сооружений технического или стартового комплекса можно приравнять к промышленному предприятию средних размеров. Например, система заправки жидким кислородом РН «Энергия» включает в себя:

- систему приема и хранения жидкого кислорода вместимостью несколько тысяч тонн;
- систему переохлаждения и термостатирования жидкого кислорода, обеспечивающую охлаждение окислителя на $6...8$ °С ниже точки кипения и поддерживающую заданную температуру с точностью до $0,5...1$ °С;
- систему заправки жидким кислородом, обеспечивающую подачу компонента со скоростью $6...8$ тонн в минуту;

- систему вакуумирования теплоизоляции криогенных емкостей и трубопроводов до 10"~6 мм рт. ст.;
- систему автоматического непрерывного контроля газовой среды;
- систему автоматического пожаро- и взрывопредупреждения;
- автоматизированную систему управления всеми технологическими операциями;
- систему контроля кондиционности хранящегося и заправляемого кислорода и т.д.

На последнем этапе подготовки КК на старте и после пуска в работу включаются специалисты еще одной важной части космодрома – **командно-измерительного комплекса (КИК)**, обеспечивающего траекторные измерения движения РН с КА на активном участке полета, а также получение, обработку и анализ данных о работе бортовых систем, комплекса в целом, объективных показателей о состоянии космонавтов.

В связи с ростом числа КА, постоянно функционирующих на орбитах, изменялись функции, структура, техническая оснащенность командно-измерительного комплекса, который в последнее время все чаще правильно называют **наземным автоматизированным комплексом управления (НАКУ)**.

Это универсальный комплекс наземных, морских и воздушных средств и аппаратуры для обмена командно-программной, телеметрической и траекторной информацией с любым типом КА и управления всей ОГ, находящейся в данный момент в космосе.

КИК космодрома включает в себя пристартовые измерительные пункты и десятки измерительных пунктов вдоль трасс полета КА; баллистический центр, автоматические системы сбора, обработки, передачи и отображения информации; информационно-вычислительные центры; системы связи и телеобмена с космонавтами.

В состав КИК космодрома входят также кинотеодолитные станции (пункты), предназначенные для непосредственного визуального слежения и съемки полета КА на начальном участке.

Вся информация, получаемая в ходе нормального или аварийного полета, обрабатывается в вычислительном центре. Результаты этой обработки являются основным беспристрастным документом, характеризующим полет, и исходным материалом для принятия решения по конкретному космическому объекту. В связи с этим, наибольшую ценность имеет информация измерительного комплекса при летно-конструкторских испытаниях, когда «незаметное» отклонение любого параметра может привести к срыву целой программы.

Посадочный комплекс космодрома – это часть специально оборудованной территории космодрома с размещенным на ней комплексом зданий и сооружений, оснащенных технологическим и общетехническим оборудованием.

Посадочный комплекс предназначен для приема космических кораблей, аппаратов, ступеней и элементов РН многоразового использования. На посадочном комплексе производится также комплекс мероприятий послеполетной профилактики спускаемых объектов и подготовки их к транспортировке на техническую позицию.

В состав космодромов входят и полигоны посадки КА. Они, конечно, не такие сложные, грандиозные и дорогостоящие, как посадочные комплексы многоразовых космических кораблей, но тем не менее достаточно технически оснащенные и оборудованные в инженерном отношении. Это довольно большие районы, предназначенные для штатной посадки космических объектов или спускаемых капсул. Полигоны посадки выбираются, как правило, в равнинной, малонаселенной местности без крупных водоемов.

Трасса полигона посадки на протяжении нескольких тысяч километров оснащается средствами связи, наблюдения, контроля и

выдачи целеуказаний о траектории спуска космического объекта поисково-спасательным службам. Полигон посадки должен обеспечить своими средствами контроль спуска, обнаружение объекта и его эвакуацию.

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

В США в качестве полигонов посадки КА выбраны районы акватории океана, что накладывает свои особенности на конструкцию КА, а также на средства его поиска и эвакуации.

4.3.3 Последовательность технологических операций на технологическом комплексе

Транспортировка. Прием РН и КА [42].

Учитывая габариты КА и особенно РН, поставка их на космодром осуществляется в виде отдельных отсеков (сборок) и ступеней, число которых зависит от типа КА и РН.

Транспортировка включает укладку элементов РКТ на средства транспортировки, их закрепление, создание температурно-влажностного режима при транспортировке, а также их доставку в позиционный район.

Ступени РН прибывают в позиционный район в специальных железнодорожных вагонах или платформах на морских судах, самолетах, вертолетах или автомобилях. Сборки КА или КА в полностью собранном виде, имеющие меньшие габариты и массу, могут транспортироваться в герметичных контейнерах. Комплектуемые элементы (узлы разового действия, стабилизаторы, газовые рули, пороховые ракетные двигатели систем разделения степеней и отделения КА, блоки питания, гироскопические приборы, сол-

нечные батареи, экраны, теплозащита и т.д.) транспортируются в специальной таре (укупорке). По прибытии производятся работы по выгрузке ступеней РН, сборок КА и РБ, извлечение их из контейнеров, выгрузка и прием комплектующих элементов по ведомости комплектации, прием сопроводительной документации. После выгрузки блоков и извлечения сборок КА и РБ из контейнеров проводится внешний осмотр корпусов РН и КА без вскрытия люков, оформляется акт приемки РН и КА.

Погрузочно-разгрузочные работы содержат следующие операции:

- демонтаж груза с транспортного средства, подведение средств обслуживания к перевозимому грузу, доступ номеров расчета к местам крепления и снятия с элемента РКН транспортной оснастки; подведение к ступеням средств перегрузки;

- закрепление грузозахватных устройств на элементе РКН, их подъем и перемещение на одно из рабочих мест МИК, оснащенных транспортным оборудованием, комплектами вспомогательного оборудования (стремлянками, вышками и т.д.), кранами (мостовыми, козловыми и стреловыми); грузозахватными приспособлениями (траверсы, стропы и т.д.), монтажно-стыковыми и ангароскладскими тележками.

Погрузочно-разгрузочные работы включают:

- выгрузку блоков (ступеней) РН с транспортных средств на стыковочно-испытательные или ангароскладские средства;

- выгрузку контейнеров с КА или со сборками, извлечение КА или сборок из контейнеров и установку их на специальные подставки и испытательные стенды;

- перегрузку блоков (ступеней) РН со стыковочно-испытательных средств на ангароскладские средства и обратно;

- перегрузку собранного КА на кантовочно-стыковочный стенд;

– перегрузку РКН со стыковочно-испытательных средств на транспортно-установочный агрегат (тележку) и обратно.

Монтажно-стыковочные работы включают:

- сборку КА;
- стыковку ступеней РН, сборку РКН;
- сборку ПН;
- стыковку ПН с РН, пристыковку ГО.

Монтажно-стыковочные работы выполняются в два этапа: механическая стыковка изделий и подстыковка электро-, пневмо- и гидрокоммуникаций.

Сборка КА осуществляется в вертикальном положении на специальных унифицированных испытательных стендах, позволяющих проводить монтажно-стыковочные работы и электрические испытания бортовых систем КА.

Стыковка блоков (ступеней) РН проводится в горизонтальном положении на специальном стыковочном агрегате с использованием мостовых кранов (для РН «Союз») или с помощью комплекта стыковочно-испытательных тележек.

Если в состав КГЧ входит РБ, то вначале КА стыкуется с РБ, а затем ПН пристыковывается к РН.

Перед проведением стыковки ступеней РН, сборки КА, пристыковки ГО выполняются заключительные операции, в ходе которых осуществляется установка комплектующих элементов на борт РН (КА, РБ), закрытие и пломбировка люков, герметизация люков и стыковочных узлов.

Для всех существующих РН пристыковка ПН к РН производится в горизонтальном положении с помощью мостового крана и специальных приспособлений или кантовочно-стыковочного стенда, на который предварительно перегружается КА. После пристыковки ПН к РН производится пристыковка ГО с помощью специальной стыковочной тележки.

Как показывает анализ, монтажно-сборочные и погрузо-разгрузочные работы при подготовке РКН на ТК составляют 20–45% общего времени подготовки, а с учетом вспомогательных работ могут достигать 60%. Поэтому сокращение общего времени подготовки к запуску существенно зависит от степени автоматизации и механизации монтажно-сборочных, погрузо-разгрузочных и вспомогательных работ.

Автономные и комплексные испытания бортовых систем и приборов РН, КА и РБ.

Существенно различная технология подготовки КА, РБ и РН может приводить к территориальной разобщенности сооружений, в которых выполняются подготовки этих элементов к запуску РКН.

Если для РН объем работ ограничивается электро- и пневмопроверками, операциями сборки и стыковки ступеней, то для КА и РБ номенклатура операций, кроме перечисленных дополнена такими операциями как:

- взвешивание и определение центра масс;
- обезвешивание отдельных элементов и систем КА;
- контроль герметичности корпуса и ПГС;
- заправка теплоносителем систем термостатирования;
- юстировка внешних и установка внутри корпуса бортовых приборов и ряд других операций.

Кроме этого, КА по своим техническим условиям должен собираться в более жестких условиях по чистоте и влажностно-температурным условиям.

В МИКе технического комплекса помимо общепромышленного оборудования размещаются:

- мостовые краны (МК);
- специальное подъемно-перегрузочное оборудование (ППО), состоящее из ступеней кантователей и грузозахватных приспособлений;

- стендовое оборудование (СО) для специфических операций подготовки КА;

- барокамеры.

В состав оборудования МИК входит также вспомогательное оборудование (ВО) и эксплуатационное оборудование (ЭО), обеспечивающее доступ к рабочим зонам.

На безопасном от зоны проверок расстоянии размещается заправочная станция для РБ и КА. Точность заправки этих элементов РКН существенно выше той, которую обеспечивают системы заправки стартового комплекса для ступеней РН.

В этом сооружении, оснащённом системами контроля загазованности и пожаротушения, размещены зоны заправки окислителем и горючим. Здесь имеются технические системы хранения, заправки и контроля доз заправки.

В самом большом помещении МИК имеются несколько железнодорожных путей, на которых располагаются монтажно-стыковочные тележки со ступенями РН, транспортные средства доставки РН, стенды и стапели для сборки блоков РН, а также транспортно-установочный агрегат, на ложементы которого укладывается готовая к транспортировке РКН. Здесь же производится полная сборка РКН, для чего в МИК транспортируется проверенный КА и РБ. По периметру этого здания располагаются системы комплекта проверочного оборудования (системы управления РН, системы телеметрии, контроля командных приборов, проверки герметичности баков РН и ее двигательных установок). Для выполнения монтажно-стыковочных работ в комплект технологического оборудования входят мостовые краны, средства обслуживания, эксплуатационное и вспомогательное оборудование.

Автономные и комплексные испытания бортовых систем и приборов КА и РН включают:

- проверку командных приборов;
- автономные испытания (АИ) бортовых систем и приборов;

- комплексные испытания (КИ) бортовых систем;
- подготовку бортовых источников питания к установке на борт.

Проверка командных приборов. К командным приборам относятся гироскопические приборы и устройства, служащие для измерения угловых скоростей, углов, линейных ускорений. К ним относятся гироскопы определения направления (гиригоризонт, гиравертикант, орбитальные гирикомпасы), датчики угловых скоростей, гириинтеграторы, гиристабилизированные платформы.

Испытания командных приборов проводятся автономно по определенным программам с установкой на специальные испытательные стенды. Перед началом проверки их тщательно, с высокой точностью выставляют и ориентируют с тем, чтобы в наземных условиях имитировать условия работы в полете и ориентацию измерительных осей гироскопов на борту.

Испытания командных приборов проводятся в лаборатории МИКа и после проверки их устанавливают на борт КА и РН. Часть командных приборов КА поставляется непосредственно установленными на борту КА и проверяется в объеме автономных испытаний без снятия с борта.

Автономные испытания бортовых систем и приборов.

АИ (применительно к ряду КА они называются проверочными включениями) проводятся с целью проверки исправности и правильности функционирования отдельных бортовых систем и приборов. Объем автономных испытаний и последовательность их проведения определяются эксплуатационной документацией на конкретные РН и КА.

Проводиться они могут с помощью отдельных стоек автономных испытаний, центрального пульта управления или с использованием универсальных контрольно-измерительных комплексов.

С целью повышения достоверности испытаний результаты испытаний записываются на наземные станции телеметрического контроля с последующей дешифровкой и оценкой этих результатов.

Комплексные испытания бортовых систем.

КИ бортовых систем могут быть начаты только при условии получения положительных результатов АИ. Целью комплексных испытаний бортовых систем КА и РН является проверка правильности функционирования всех бортовых систем в их взаимосвязи на всех этапах полета КА и РН в обычных и аварийных режимах с использованием основных и дублирующих каналов. При проведении КИ имитируются многие операции и режимы полета (набор высоты, работа двигательных установок, выключение ДУ ступеней РН, разделение ступеней, отделение КА от РН и т. п.).

КИ – один из наиболее сложных и ответственных этапов. Они занимают от 15 до 35% общего времени подготовки РН, КА, РБ на ТК. Контроль правильности функционирования бортовых систем производится путем анализа контролируемых параметров на экранах мониторов, оценки результатов регистрации наземных станций телеметрического контроля, по показаниям измерительных приборов контрольно-поверочной аппаратуры, а также путем визуального наблюдения работы исполнительных элементов бортовых систем (срабатывание электропневмоклапанов, отклонения органов управления вектором тяги и др.).

Для некоторых РН комплексные испытания называются полным регламентом. При полном регламенте сначала автоматически проверяются отдельные бортовые системы, а затем проводится проверка функционирования бортовых систем в режиме подготовки и полета.

При проведении АИ и КИ различных КА и РН используется КПА в виде отдельных испытательных пультов, универсальных полуавтоматизированных и автоматизированных контрольно-измерительных комплексов, а также испытательное оборудование, включающее в себя управляющую вычислительную машину (УВМ) и систему автоматической обработки данных.

Применение в составе КПА УВМ обусловлено сложностью бортовых систем и большой трудоемкостью операций по оценке их технического состояния. Необходимость использования в составе КПА УВМ связана также с наличием в составе бортовой аппаратуры БЦВМ.

Подготовка бортовых источников питания к установке на борт является весьма трудоемким и продолжительным по времени процессом. Его длительность для различных КА и РН составляет от 30 до 85% от общего времени их подготовки на ТК.

В качестве бортовых источников тока для большинства КА и РН используются химические источники тока (ХИТ), составленные из серебряно-цинковых или ртутно-окисных батарей.

В части запуска ХИТ могут поставляться в различном состоянии: не залитые электролитом, залитые электролитом или залитые электролитом и заряженные. В зависимости от этого с ХИТ проводится разный объем работ по их подготовке к установке на борт.

Наибольший объем работ выполняется с ХИТ, когда они прибывают на зарядно-аккумуляторную станцию, не залитые электролитом. В этом случае производится заливка аккумуляторов электролитом и их пропитка в течение 10-20 ч. После этого аккумуляторы выдерживаются определенное время в барокамере при различных уровнях разрежения. Затем осуществляют «формовку» батарей несколькими зарядно-разрядными циклами с определенными по величине токами заряда и разряда в течение фиксированных интервалов времени. Рабочий заряд блоков батарей производят токами установленной величины и продолжительности с выравниванием потенциалов и отливкой при необходимости электролита.

После того как батареи окажутся залитыми электролитом и заряженными, замеряют электродвижущую силу и напряжение под нагрузкой каждого блока в отдельности и всей батареи в течение заданного промежутка времени.

Замеряется также сопротивление изоляции между каждым гнездом штепсельного разъема и корпусом и между батареями. Перед установкой блоков питания на борт дополнительно замеряется величина электродвижущей силы блоков, сопротивление изоляции и напряжение батарей под кратковременной нагрузкой.

На некоторых РН используются батареи ампульного типа, задействие которых перед пуском занимает лишь десятки секунд, но они обладают меньшей энергоемкостью.

Проверка РН, РБ и КА на герметичность.

Проверка герметичности РН и КА включает пневмоиспытания систем РН и пневмовакuumные испытания КА.

Пневмоиспытания РН включают проверки на герметичность систем управляющего и высокого давления, баков и топливных магистралей, а также проверку работоспособности автоматики ДУ.

Пневмовакuumные испытания проводятся с целью проверки герметичности сборок КА и механически собранного КА, топливных баков, пневмокоммуникаций и элементов автоматики двигательных установок КА.

Проверка герметичности герметичных отсеков КА и РБ осуществляется в барокамере. Объект испытаний (КА или РБ) помещают в барокамеру, затем производят герметизацию барокамеры.

Вакуумный насос создает в барокамере разрежение. Контроль давления осуществляется вакуумметром. Воздушно-гелиевая смесь, используемая в качестве контрольного газа, подается во внутреннюю полость объекта испытаний из воздухораспределительной сети МИК и гелиевого баллона.

Утечки контрольного газа во внутреннюю полость барокамеры контролируются гелиевым течеискателем.

Проверки на герметичность занимают от 12 до 18% общего времени подготовки на ТК. В зависимости от объектов контроля, требуемой точности измерения степени негерметичности применяются различные методы контроля герметичности.

Заправочные работы с КА и РБ. К заправочным работам с КА и РБ относятся заправка ДУ компонентами топлива, сжатыми газами, а также заправка системы терморегулирования (СТР) теплоносителем.

Заправка КА компонентами рабочего тела производится на заправочной станции. Заправка КА иностранного производства, используемых в качестве коммерческих грузов для отечественных РН, может производиться в помещении подготовки и заправки КА в МИКе средствами и силами разработчика КА.

Заправка СТР начинается с контроля герметичности технологических коммуникаций заправки и бортовых магистралей системы терморегулирования.

Герметичность проверяется по спаду давления с учетом изменений температуры окружающей среды и барометрического давления в МИК за время испытаний. Затем отмеренное количество теплоносителя заливают в мерную емкость наземного агрегата-заправщика и производят вакуумирование теплоносителя.

Основная цель вакуумирования (деаэрации) – удаление пузырьков газа из теплоносителя. После этого теплоноситель вытесняют из мерной емкости в бортовые магистрали СТР до «перелива». Заправка СТР заканчивается созданием в ней требуемого давления теплоносителя.

4.3.4 Содержание основных работ, проводимых с ракетно-космической техникой на стартовом комплексе

Стартовый комплекс – сооружение, в состав которого входят объекты, обеспечивающие доставку РКН на стартовую площадку, ее проверку, заправку, подготовку и запуск [42]. На космодроме могут находиться один или несколько стартовых комплексов.

Из МИК, собранная и испытанная РКН с головной частью, по железнодорожным или автодорожным подъездным путям достав-

ляется и в дальнейшем устанавливается в вертикальное положение на пусковом устройстве (стартовой платформе).

Транспортирование РКН на СК и установка ее на пусковое устройство (ПУ) осуществляется с помощью железнодорожного транспортно-установочного агрегата (ТУА). Транспортирование РКН на СК осуществляется с помощью тепловоза или электровоза (электротягача) со скоростью до 5 км/ч.

Скорость транспортирования конкретной РКН определяется эксплуатационной документацией на нее. Часто, особенно когда расстояние между ТК и СК большое, при транспортировании требуется термостатирование КА. Система термостатирования КА размещается на специальной буферной платформе – отдельной железнодорожной платформе

С этой целью при подготовке РКН к транспортированию к головному обтекателю подводят воздухопроводы.

Установка РКН на ПУ может производиться по трем основным схемам:

- стационарным установщиком пусковой установки после стыковки его с ТУА;
- механизмом подъема транспортно-установочной тележки, расположенным на башне обслуживания.
- самим ТУА.

После установки РКН на ПУ в вертикальное положение ТУА отводится в безопасное место. На некоторых стартовых комплексах ТУА отводится от ПУ непосредственно перед пуском на определенный угол от вертикального положения.

Выполнение требований по готовности и темпу запусков КА для новых СК определяет необходимость автоматизации операций по предстартовой подготовке на СК. Это может быть достигнуто за счет автоматической стыковки всех коммуникаций «земля – борт» и исключения применения узлов разового действия. Так, например, электро-, пневмокоммуникации РКН стыкуются авто-

матически с наземными коммуникациями непосредственно на ПУ через стационарную кабель-мачту при стыковке ТУА.

После установки РКН на ПУ подстыковка заправочных, электрических и других технологических коммуникаций осуществляется с помощью агрегатов автоматической стыковки.

Установка РКН на ПУ завершается ее вертикализацией с контролем точности установки в вертикальное положение.

Схема установки РКН на пусковое устройство СК показана на рис. 4.12.

Установка РКН в вертикальное положение содержит операции выставления опор транспортно-установочного агрегата, блокировки его подвески, перевод его стрелы в вертикальное положение с предварительной оценкой степени неvertикализации РКН, компенсации возникающего около вертикального положения опрокидывающего момента от веса РКН.

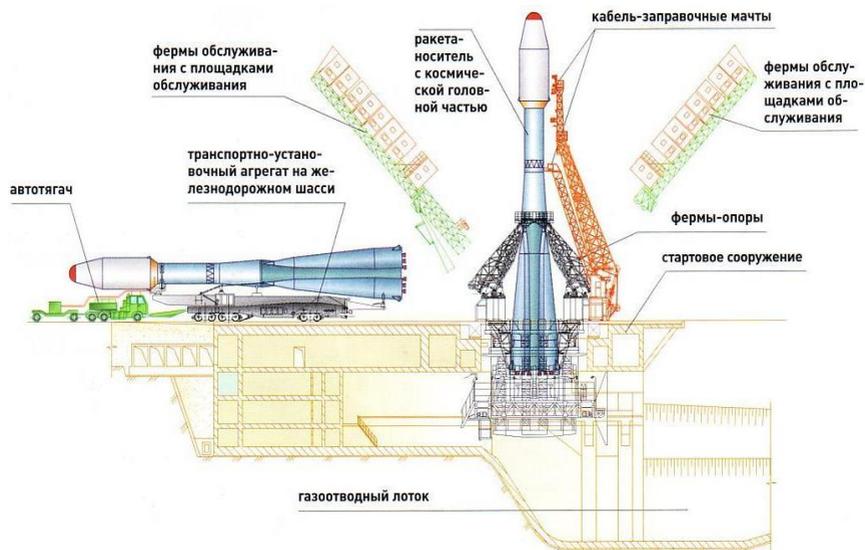


Рис. 4.12. Установка РКН на пусковое устройство СК

Вывешивание РКН, находящейся на опорах транспортно-установочного агрегата выполняется системами этого агрегата, параллельно с ориентацией опор стартовой системы, что обеспечивает подготовку операции передачи веса РКН с транспорта на стартовую систему.

Установка РКН на пусковой стол включает операции: сближения тарелей стола и опор РКН, синхронный перевод тарелей в «нулевую» отметку, передачу веса РКН с установщика на пусковой стол, что обеспечивает разгрузку мест крепления РКН на установщике. В дальнейшем производится наложение на борт механических связей, обеспечивающих ветровое крепление ракеты, отстыковка ложементов ТУА от РКН, перевод стрелы установщика в горизонтальное положение и его отведение от пускового стола.

Стыковка бортовых коммуникаций РКН с наземными системами СК продолжается после придания РКН строго определенного пространственного положения. Для этого РКН вертикализируют на пусковом столе и разворачивают в базовую плоскость стрельбы. Точность этих передвижений очень высока и поэтому в состав оборудования пускового стола входят специальные системы передвижения опор, поддержания и контроля их положения. Вертикализация РКН обеспечивает равномерное распределение веса РКН между опорами и позволяет выполнить азимутальное наведение с заданной точностью. Контроль вертикализации и азимутального наведения осуществляется наземными системами прицеливания, работающими совместно с командными приборами РКН. В дальнейшем к борту РКН подводятся средства обслуживания (кабельмачты, башни и фермы обслуживания) через коммуникации которых осуществляется связь РКН со стационарными наземными системами. Стыковка этих коммуникаций выполняется со средств обслуживания, при этом проводится контроль проходимости соединений, их герметичности и способности безударно отстыковываться перед или в момент пуска.

Предстартовая подготовка бортовых систем РКН и прицеливание РН.

Подготовка к предстартовым проверкам РКН начинается с проверки технологического оборудования и технических систем на функционирование. В ходе подготовки к проверкам РКН на ПУ на кабель-мачту и заправочную мачту устанавливают узлы разового действия (наполнительные соединения, кабели и другие элементы, не подлежащие повторному применению). На РКН устанавливаются комплектующие элементы и снимается съемное оборудование (заглушки с заправочно-сливных (ЗСК) и дренажно-предохранительных клапанов (ДПК), транспортировочные приспособления КА и т.д.). После подстыковки воздухопроводов системы термостатирования начинается термостатирование КГЧ.

Предстартовая проверка бортовых систем РКН включает АИ и КИ. В ходе автономных испытаний бортовых систем производится их включение, настройка и запись исходных уровней выходных сигналов, датчиков системы телеизмерений (СТИ) и ряд других операций. При комплексных испытаниях проверяются бортовые системы РН с участием бортовых систем КА. Результаты предстартовой проверки бортовых систем РКН оцениваются по фотограммам или магнитным лентам наземной системы телеметрического контроля. После КИ ряд бортовых приборов РН настраивается по полетному заданию.

Прицеливание РН на СК включает проверку сохранности основных геодезических направлений, наведение РН в базовое направление или в плоскость стрельбы и контроль прицеливания. Для большинства РН контроль прицеливания осуществляется дистанционно.

Заправка РН компонентами топлива и пуск РКН.

Заправка РН компонентами топлива является одной из наиболее сложных и опасных операций в процессе подготовки РКН к пуску.

Целесообразность заправки РН непосредственно перед пуском определяется следующими причинами:

- наличием коррозионного воздействия химически агрессивных компонентов на баки и арматуру РН;
- пожаро- и взрывоопасностью заправленной РН;
- интенсивным испарением низкокипящих КРТ из баков РН;
- необходимостью непрерывного обогрева некоторых приборов РН горячим воздухом после заправки РН низкокипящими компонентами;
- трудностями организационно-технического характера, связанными с контролем состояния заправленной ракеты.

В силу важности и особой сложности к заправке РН предъявляются следующие основные требования:

- время, затрачиваемое на заправку РН, не должно быть большим. Отсюда вытекает необходимость создания высокопроизводительных насосов для перекачки компонентов (5000 л/мин и более);
- заправка должна быть высокоавтоматизированной, обеспечивая быстрый и безаварийный слив КРТ на любом этапе подготовки к пуску в целях обеспечения безопасности эксплуатирующего персонала.

Набор готовности к пуску начинается с отведения на безопасное расстояние части средств обслуживания, при этом на борт подаются команды, переводящие часть систем РКН в необратимое предпусковое состояние (прорываются разделительные мембраны в ПГС РН и ее двигательной установке, бортовые источники тока – ампулизованные батареи переводятся в рабочее состояние, разориентируются гироскопические приборы и т.д.).

Пусковое оборудование переводится в состояние готовности к пуску. Включаются системы охлаждения, пожаротушения, обеспечивающие безопасность пуска.

Кабель-мачты переводятся в положение готовности к отстрелу коммуникаций и отведения.

При наборе схемы готовности происходит включение бортовых систем РКН, контроль их исходного состояния и подготовка ДУ 1-й ступени к запуску.

Непосредственно перед пуском осуществляется переход бортовых систем и приборов с наземного питания на бортовое и отвод кабель-мачты.

Пуск РКН осуществляется через оставшиеся коммуникации из защищенного командного пункта. После выхода двигателей РКН на режим номинальной тяги, она освобождается от узлов систем удержания на опорах пускового стола, при этом отстыковываются все оставшиеся пристыкованными к борту коммуникации, опоры пускового стола и стрелы кабель-мачт отходят на безопасные для полета РКН расстояния.

Далее приведены команды и действия на заключительном этапе пуска РКН в порядке их выдачи.

Сброс ШО – штепсельный разъем отрывной отрывается от обтекателя корабля, после чего от него отводится заправочно-дренажная мачта.

Минутная готовность – минута до команды «Ключ на старт».

Ключ на старт – при помощи поворота специального ключа подготовка запуска переводится на автоматический режим.

Протяжка-1 – протягивается полоса бумаги, на которой в наземном пункте подготовки к запуску начинается запись информации о ракете.

Продувка – топливные коммуникации и другие элементы ракетного двигателя продуваются азотом для противопожарного освобождения их от паров горючего и окислителя.

Протяжка-2 – протягивается полоса бумаги, на которой в наземном пункте подготовки к запуску начинается запись информации о стартовом комплексе.

Ключ на дренаж – закрытие дренажных клапанов, через которые шёл отвод испаряющегося жидкого кислорода от ракеты в атмосферу, что визуально проявлялось в белых облачках, окутывающих ракету. Дренаж шёл одновременно с возмещением испарившегося кислорода в баках с окислителем, которое по этой команде также прекращается.

Земля-борт – от ракеты отходит кабель-мачта, ракета готова перейти на собственное питание.

Пуск – начинается подача компонентов топлива в двигательную установку.

Зажигание – воспламенение топлива в камерах сгорания.

Предварительная, промежуточная, главная, подъем – этапы набора тяги двигательной установки.

Есть контакт подъема – сработал датчик, фиксирующий отрыв ракеты от стартового стола.

4.4 Этап выведения полезной нагрузки на опорную орбиту в составе ракеты-носителя

4.4.1 Основные сведения о нагрузках и возмущениях, действующих на ракету

Выведение РН с КА (РБ) на круговую НОО представляет собой совокупность двух основных участков полёта: активный участок – выведение орбитального блока в составе КА, РБ и последней ступени РН на баллистическую траекторию, и пассивный участок – сама баллистическая траектория, по которой орбитальный блок движется до достижения высшей точки баллистической траектории, при этом высота этой точки соответствует высоте целевой орбиты или орбиты выведения с заданными параметрами.

На РКН на участке выведения действуют следующие нагрузки:

- нагрузки на стартовом столе без учета воздействия силы ветра;
- нагрузки с учетом воздействия силы ветра;
- подъемная сила ГЧ РКН;
- управляющий момент;
- сила тяги от управляющего и маршевого двигателей РН;
- аэродинамический нагрев;
- перегрузка осевая и поперечная.

В состав нагрузок на стартовом столе без учета воздействия силы ветра входят:

а) суммарная масса ракеты с ПН, которую можно представить в виде:

$$G_{\text{РН}} = m_{\text{РН}} \cdot g, \text{ где } g = 9,8 \text{ м/с}^2 \text{ – ускорение свободного падения;}$$

б) сила от реакции опор, удерживающих ракету с ПН, которую можно представить в виде:

$$R_i = m_{\text{РН}} \cdot g/i, \text{ где } i \text{ – число опор.}$$

Сила ветра, действующего на РКН, может составлять $W_1 = 20 \text{ м/с}$ (на суше), $W_2 = 30 \text{ м/с}$ (на море).

Нагрузки, возникающие от воздействия ветра приводят к перераспределению сил от реакции опор R_i на стартовом столе. Нагрузки от воздействия ветра и изменения угла атаки на участке вывода ракеты с ПН и с учетом аэродинамических сил Y_a и X_a , определяются:

$$Y_a = C_y(\alpha) \cdot F_m \cdot \rho(h) \cdot v^2 / 2, X_a = C_x(\alpha) \cdot F_m \cdot \rho(h) \cdot v^2 / 2,$$

где $V = V_{\text{ка}} + W_i$, угол атаки α представляет сумму:

$$\alpha = \alpha_{\text{пр}} + \alpha_w = \alpha_{\text{пр}} + W_i/V,$$

где $\alpha_{\text{пр}}$ – программное значение угла атаки (угол между вектором скорости и продольной осью ракеты); α_w – приращение угла атаки за счет ветровой нагрузки W_i .

Подъемная сила ГЧ ракеты определяется следующим образом:

$$Y_{ГЧ} = 3 \cdot \alpha \cdot F_{ГЧ} \cdot \rho(h) \cdot v^2 / 2.$$

Для корпуса ракеты в виде цилиндра площадью $F_{ц}$ может быть определена:

$$Y_{ц} = 1,5 \cdot \chi \cdot \alpha^2 \cdot F_{ц} \cdot \rho(h) \cdot v^2 / 2,$$

где $\chi = L_{ц} / D_{ц}$ – удлинение корпуса ракеты $L_{ц}$ и $D_{ц}$, соответственно длина и диаметр корпуса в виде цилиндра.

Управляющий момент создается за счет отклонения вектора тяги. При этом эффективная сила управляющего воздействия с учетом силы компенсации $P_{ком}$ (рис. 4.13) от головной части РН, равна:

$$P_{упр} = Y_{ком} \cdot L_{ком} / L_{упр}.$$

На активном участке выведения работает маршевый двигатель РН, который создает вектор тяги силой P , направленной в сторону полета, а также управляющие силы и моменты от системы управляющих двигателей, заставляющих двигаться РН по заданной траектории.

Аэродинамические силы и моменты продолжают действовать на РН на всем участке выведения, но их величина изменяется в зависимости от плотности атмосферы, которая падает с увеличением высоты полета.

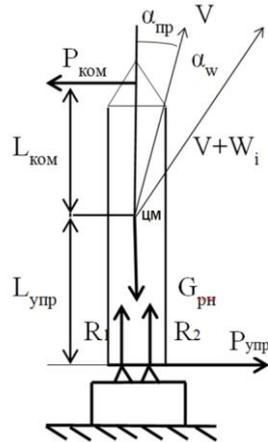


Рис. 4.13. Силы, действующие на РН при выведении с ПУ и в полете

Этап выведения КА (РБ) на орбиту характеризуется малой длительностью и быстрой сменой внешних условий (ускорение движения, направление этого ускорения, температурная нагрузка после сброса ГО и т.д.), что делает этот этап орбитальной эксплуатации наиболее ответственным этапом существования КА.

На рис. 4.14 приведены зависимости изменения контрольных параметров внешних условий и нагрузок на РН (V , q , ρ) при выводе ПН на низкую околоземную орбиту.

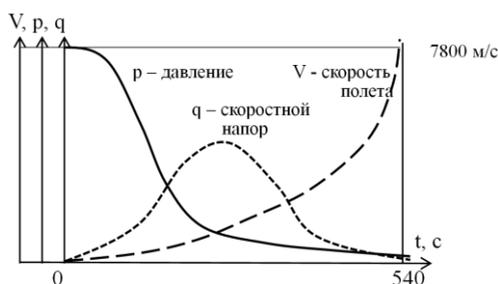


Рис. 4.14. Изменение контрольных параметров состояния РН (V , q , ρ) при выводе ПН на орбиту

На рис. 4.15 приведены зависимости изменения ветровой нагрузки, действующей на РН при выводе ПН на низкую орбиту.

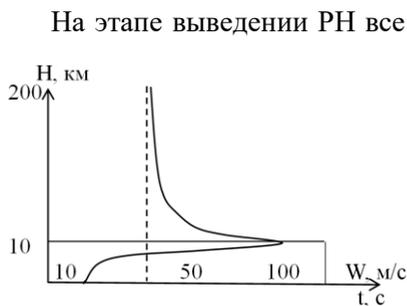


Рис. 4.15. Изменение ветровой нагрузки на РН

На этапе выведения РН все выступающие части конструкции РН, движущиеся в потоке набегающего воздуха, подвергаются аэродинамическому нагреву. Для защиты нагреваемых элементов конструкции наносят термостойкое покрытие, которое выдерживает температуру до 600–700 °С. Для РКН максимальному наг-

реву подвергается ГО особенно в передней его части. Температура нагреваемой поверхности T_w связана с параметрами полета H , ρ , V функциональной зависимостью $T_w = f(H, \rho, V)$, при этом температура заторможенного потока может быть вычислена по формуле:

$$T_{\text{top}} = T_{\infty} (1 + K \cdot M^2),$$

где K – коэффициент диссоциации.

Выделяемое тепло передается путем конвективного теплообмена и может быть вычислено по формуле:

$$h(T_{\text{top}} - T_w) = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_w^4,$$

где ε – степень черноты поверхности КА;

σ – постоянная Стефана–Больцмана;

T_w^4 – температура поверхности ГЧ.

На примере ГО РН рассмотрим воздействие на него аэродинамического нагрева. На рис. 4.16 показано изменение конвективного теплового потока в носовой части обтекателя, возникающего

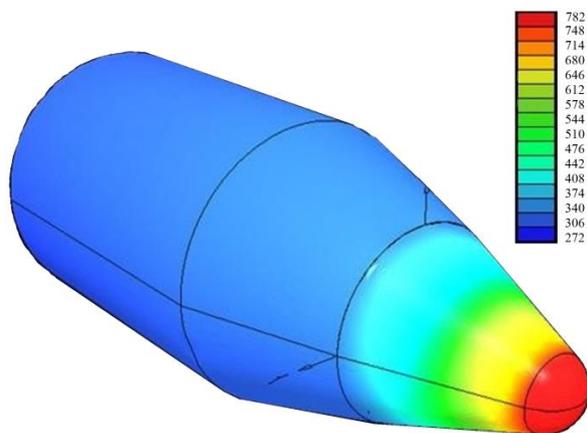


Рис. 4.16. Распределение температуры на ГО на 120 с полета

при торможении газового потока вблизи обтекаемой поверхности ГО. Этот тепловой поток вызывает нагрев поверхности ГО.

Как видно из рисунка, температура носовой части ГО превышает допустимую рабочую величину для алюминиевых сплавов. Поэтому на наружную поверхность носовой части ГО наносят теплозащитное покрытие (ТЗП) из асбопластика или стеклопластика на фенольном связующем, в обшивке и в продольном силовом наборе (стрингерах) рабочая температура в течение полета находится в допустимых пределах. Однако для КА (ПН), находящегося внутри ГО, тепловой поток от конструкции обтекателя может быть недопустимым, в следствие чего необходима теплоизоляция нагретой конструкции от внутренней полости ГО.

Теплоизоляция ГО обеспечивает поддержание температуры 10-30 °С для ПН под обтекателем и должна обеспечиваться возможность вентиляции, чтобы в процессе выхода в космос ПН уравнивать давление внутри отсека, а также предотвратить обтекатель от разрушения за счет избыточного внутреннего давления.

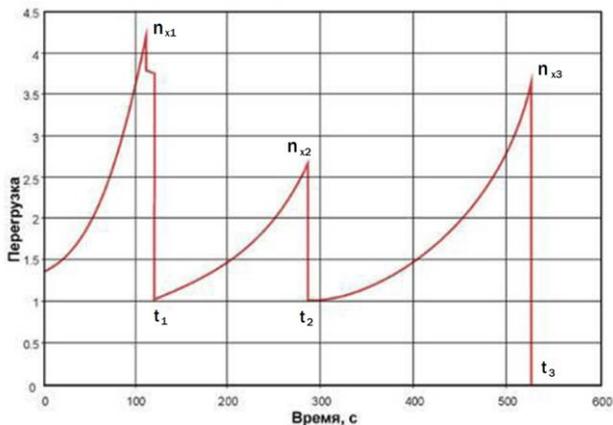
На активном участке полета РКН большое влияние на конструкцию имеет перегрузка. Продольная перегрузка на активном участке выведения КА при работе i -ой ступени РН равна:

$$n_{xi} = P_{дyi} / g + \left(m_{рн} - \sum_{i=1}^n m_i \right),$$

где $P_{дyi}$ – тяга двигателей i -й ступени;

m_i – масса i отработанных ступеней РН.

Изменение продольной перегрузки при выводе РН типа «Союз» представлено на рис. 4.17.



t_1, t_2, t_3 – время отделения 1, 2, 3 ступени РН, соответственно;
 n_{x1}, n_{x2}, n_{x3} – перегрузки, возникающие на времени отделения ступеней РН «Союз-2»

Рис. 4.17. Распределение величины продольной перегрузки при выводе 3-х ступенчатой РН

4.4.2 Этап выведения на орбиту

Этап характеризуется малой длительностью и быстрой сменой внешних условий, действующих как на РН, так и ПН, полный перечень и величина которых приведены в разделе 3.2.2, а также дополнительных нагрузок, связанных с температурным воздействием после сброса ГО. Все это делает этот этап наиболее ответственным, учитывая отсутствие возможности какого-либо управляющего воздействия на этом этапе со сторон наземных средств. Все управление РН на участке выведения осуществляется автоматически средствами бортовой системой управления, описанной в подразделе 3.1. Это относится и к операциям отделения отработанных ступеней РН и хвостового отсека, сброса ГО и отделения ПН от РН. В случае возникновения неисправности, СУ РН включает САС, которая в некоторых случаях позволяет избежать или сни-

зитель последствия от воздействия аварийной ракеты на пусковое устройства и другие технические средства, а для пилотируемой ракет спасти экипаж. Ниже на рис. 4.18 приведена циклограмма вывода РН «Союз-2» этапа 1б на опорную орбиту.

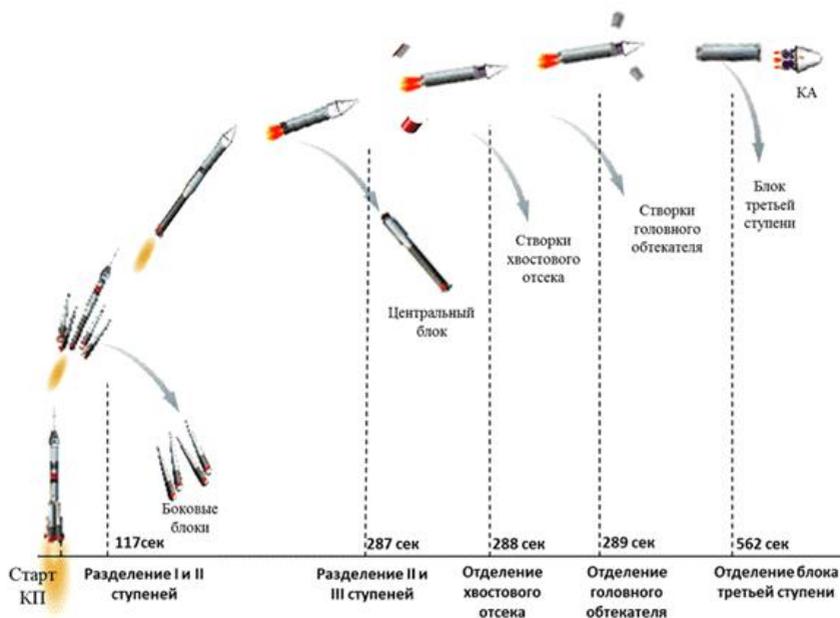


Рис. 4.18. Циклограмма выведения РН «Союз-2» этапа 1б на опорную орбиту

4.5 Этап орбитальной эксплуатации космических комплексов

4.5.1 Формирование рабочей орбиты

Этот этап непосредственно связан с этапом выведения КА на орбиту с помощью РН или РБ и этапом функционирования КА на рабочей (целевой) орбите.

При достижении высоты целевой орбиты или параметров орбиты выведения последняя ступень РН сообщает КА импульс доразгона, выводящий спутник на круговую орбиту. Последняя ступень РН после выдачи импульса доразгона должна быть способна сойти с орбиты и затонуть в океане для предотвращения засорения околоземных орбит неуправляемыми объектами (космическим мусором). Схема вывода ПН с «доразгоном» позволяет исключить неконтролируемое возвращение верхней ступени РН на Землю.

Для выведения КА на рабочую круговую или эллиптическую орбиту с другими параметрами, необходимо произвести 2-х импульсный маневр. Первый импульс V_1 выдается как правило в перигее орбиты выведения (около 200–250 км) для формирования круговой орбиты и второй импульс V_2 выдается в момент времени и по величине, обеспечивающих требуемую высоту орбиты и требуемое положение линии апсид.

Этап выведения КА на рабочую (целевую) орбиту – это исправление ошибок выведения КА с помощью РН, а также приведение КА в нужную точку «стояния» на ГСО или на орбиту с заданными параметрами. Этот этап характеризуется значительными механическими нагрузками на конструкцию и приборы КА. Учёт этих нагрузок необходим для обеспечения прочности раскрываемых элементов и конструкции спутника, часто за счёт введения в конструкцию дополнительных механизмов, не участвующих в целевой работе элемента, а необходимых только на этапе выведения на орбиту.

Отработка маневра формирования рабочей орбиты КА может быть произведена двигательной установкой РН или РБ (при наличии), или КДУ КА.

Рассмотрим особенности вывода ПГ РБ (с БВ «Волга»).

1. **Схема выведения ПГ с незамкнутой орбиты.** При данной схеме выведения:

- время от момента отделения РБ от РН до включения КДУ – 75 секунд, формируется переходная орбита с высотой апогея, равной высоте конечной круговой орбиты, и высотой перигея не менее 180 км;

- интервал между 1-м выключением и 2-м включением КДУ – от 30 минут до 1 часа 50 минут;

- время работы КДУ при первом импульсе составляет от 200 до 500 с, при втором импульсе – от 50 до 290 с.

2. Одноимпульсная схема выведения ПГ с замкнутой орбиты. Переход с эллиптической орбиты выведения с высотой апогея, соответствующей высоте конечной круговой орбиты, осуществляется путем выдачи импульса в апогее орбиты. При данной схеме выведения ПГ:

- время от момента отделения БВ от РН до включения КДУ не менее 30 минут;

- время работы КДУ при одном включении – до 500 с (с учетом коррекции ошибок выведения).

3. Двухимпульсная схема выведения ПГ. Переход с околокруговой орбиты выведения осуществляется путем выдачи двух импульсов: первого импульса для формирования переходной эллиптической орбиты с высотой апогея, равной высоте конечной круговой орбиты, затем выдачи в апогее переходной орбиты второго импульса для формирования конечной круговой орбиты.

При данной схеме выведения ПГ:

- время от момента отделения БВ от РН до включения КДУ не менее 30 минут;

- интервал между 1-м выключением и 2-м включением КДУ – от 30 минут до 1 часа 50 минут;

- время работы КДУ при первом импульсе составляет от 200 до 500 с, при втором импульсе – от 50 до 290 с.

На рис. 4.19 показана схема выведения ПН на ОО и переход на РО средствами ДУ КА.

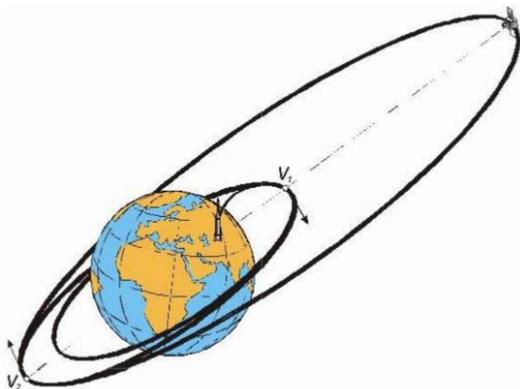


Рис. 4.19. Вывод ПН на ОО и переход на РО средствами ДУ КА

4. *Схема выведения ПГ с изменением наклона плоскости орбиты.*

Такая схема выведения позволяет выводить ПГ на солнечно-синхронные орбиты. Отличается от схем полета, приведенных выше дополнительным импульсом, реализуемым на орбите с целевыми высотами, в районе пересечения с плоскостью экватора в бинормальном направлении. Угол рыскания при отработке импульса равен 90° или минус 90° в зависимости от направления полета. Требуемое изменение наклона плоскости орбиты для перехода на ССО не должно превышать $0,4^\circ$.

5. *Маневр увода БВ с конечной орбиты* осуществляется после отделения ПГ. Для этого проводятся следующие действия:

а) обрабатывается двух импульсный манёвр перехода БВ на орбиту увода. На орбите увода организовывается включение КДУ на время от 100 до 500 с для полной выработки остатков компонентов топлива из ОДУ с целью снижения риска непреднамеренного разрушения после завершения эксплуатации БВ в целом;

б) осуществляется выдача тормозного импульса для затопления БВ в акватории Мирового океана (при наличии топлива).

Этап орбитальной эксплуатации характеризуется отсутствием возможности влиять на КА любыми средствами кроме заранее предусмотренных. Этап эксплуатации на орбите – наиболее длительный этап. На этом этапе КА подвергается воздействию обширной гаммы факторов, каждый из которых должен быть учтён при разработке и испытаниях спутника. Сложность учёта этих факторов заключается в том, что все измерения их влияния – опосредованы, т.е. нельзя однозначно сказать, какой из факторов космического пространства привёл к тем или иным изменениям в работе КА, и кроме того, чаще всего такие измерения вызываются целой гаммой факторов, действующих одновременно.

В настоящее время срок активного существования КА составляет от трех лет. Поэтому этот этап, как правило, разбивается на этап летных испытаний, а после их завершения этап ввода в штатную эксплуатацию.

На этапе *летных испытаний* проводится отработка частных программ, подтверждающих работоспособность как отдельных бортовых систем с заданными техническими характеристиками, так и изделия в целом. В случае подтверждения заданных тактико-технических характеристик КА принимается в штатную эксплуатацию заказчиком.

4.5.2 Штатная эксплуатация

Штатная эксплуатация – это период решения целевых задач средствами целевой аппаратуры КА при функционировании его на заданной орбите в течении времени активного существования и с техническими характеристиками, определенными тактико-техническими требованиями на данный тип КА и эксплуатационной документацией.

Решение конкретных задач освоения и использования космического пространства достигается в процессе эксплуатации КС или КК

соответствующего назначения. В общем случае, КС является высшим уровнем функционального объединения космических средств, предназначенных для решения задач в космосе и из космоса, и включает в себя все орбитальные и наземные составляющие, необходимые для получения требуемого целевого результата потребителями.

Все функции управления КС, прошедшей летные испытания, возлагаются на заказчика КС, который осуществляет ее оперативное управление.

Доведение целевой информации до потребителя осуществляется посредством оператора. В РФ функции оператора российских космических средств ДЗЗ выполняет Научный Центр оперативного мониторинга Земли (НЦ ОМЗ), который реализует полный цикл работ от планирования съемки, приема, стандартной и тематической обработки данных ДЗЗ до дальнейшего распространения продуктов их обработки конечным потребителям.

Оператор осуществляет целевое применение российских КС ДЗЗ с учетом заявок всех пользователей. Заявки на проведение космической съемки предоставляются федеральными и региональными органами исполнительной власти в Роскосмос, остальными пользователями – непосредственно оператору. По запросу заказчика целевой информации предоставляется прогноз возможности космической съемки заявленной территории.

4.6 Этап вывода из эксплуатации орбитальных средств космического комплекса

4.6.1 Вывод из эксплуатации

Это процесс штатной эксплуатации КА, связанный с необходимостью завершения периода активного существования, в рамках которого осуществляется либо увод КА на орбиту захоронения

(для высоких орбит) или затопления в акватории мирового океана, либо реализуется спуск спускаемого аппарата (СА) КА в заданный район (полигон) посадки.

Орбита захоронения – это орбита существования искусственных космических объектов, на которую осуществляется их увод после окончания активной работы.

Для геостационарных спутников орбитой захоронения считается орбита, высота которой на 200 километров превышает высоту ГСО. На орбиту захоронения отправляются отработавшие орбитальные аппараты для уменьшения вероятности столкновений и освобождения места на ГСО. Для каждого КА орбита рассчитывается отдельно.

Минимальный перигей ΔH над ГСО определяется так:

$$\Delta H = 235 + (1000 \cdot C_r \cdot S/m),$$

где C_r – является коэффициентом давлением солнечного излучения, значение которого лежит в диапазоне от 1,2 и 1,5;

S [м²] – площадь КА;

m [кг] – масса данного объекта.

Константа 235 (км) включает величину 200 км запаса по высоте для маневрирования КА на орбите и еще 35 км – запас для обеспечения безопасности в связи с воздействием на КА гравитационных, солнечных и лунных возмущений.

Орбиты захоронения военных спутников с ядерной энергетической установкой находятся в диапазоне высот от 650 до 1000 км. На эти орбиты отправляется активная зона ядерного реактора после окончания её работы. Срок жизни на этих орбитах составляет порядка 2 тыс. лет.

Район затопления КА находится в южной части Тихого океана, середина которого имеет координаты 48°52' ю. ш. 123°23' з. д. Это самая отдаленная от обитаемых мест локация. Этот район закрыт для судоходства и с 1971 года наш ЦУП, НАСА и другие

агентства топят все, что спускается с орбиты, и не сгорит в атмосфере.

4.6.2 Спуск спускаемых аппаратов

Спуск осуществляется на выделенную территорию – полигон посадки. Для автоматических КА, запускаемых РФ, для спуска и приземления СА используется выделенный полигон посадки на территории РФ, координаты которого приведены на рис. 4.20.

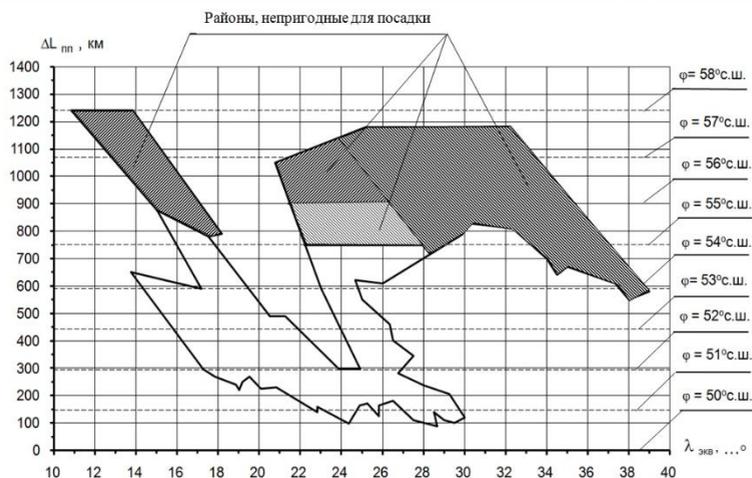


Рис. 4.20. Полигон посадки автоматических КА

Баллистический спуск СА автоматических КА типа «Бион-М», «Фотон-М» осуществляется после выдачи тормозного импульса двигательной установки КА и отделения СА от приборного и агрегатного отсеков. На этом участке полета управление спуском контролируется автоматикой системы приземления (АСП) СА. Она обеспечивает формирование и выдачу команд на исполнительные органы средств приземления, для управления ра-

диотехническими средствами обеспечения поиска (РТС ОП) и системой измерения малых высот (СИМВ).

На участке спуска СА, при достижении соответствующего атмосферного давления блок барореле (ББР) выдает в прибор коммутации команду на отстрел крышки парашютного люка (ОКПЛ) и осуществляет запуск программно-временного устройства (ПВУ), которое формирует и выдает временные метки в прибор коммутации (ПК).

По полученным данным ПК выдает соответствующие команды управления на подрыв пиропатронов, обеспечивающих ввод парашютной системы, на РТС ОП и СИМВ.

При получении команды от СИМВ о достижении СА заданной высоты ПВУ запускает ДМП, выключает СИМВ, отделяется парашют, выключаются маяки РТС ОП дальнего поиска, включается радиомаяк ближнего поиска. По окончании работы второй временной программы обесточиваются приборы АСП с обеспечением работы РМ ближнего поиска в течение 24 часов. Приборы АСП, РТС ОП, СИМВ запитываются от автономных источников, установленным в СА.

Парашютная система (ПС) СА обеспечивает вертикальную скорость снижения спускаемого аппарата до 12 м/с перед включением двигателя «мягкой» посадки и введение его в рабочее положение. Двигатель «мягкой» посадки (ДМП) обеспечивает снижение скорости парашютирования СА до 1 м/с.

Контроль параметров при баллистическом спуске СА шарообразной формы (величина подъемной силы $Y_a = 0$). Для расчета как правило задают следующие исходные данные для спуска СА, которые принято задавать для высоты полета 110 км:

- угол входа в атмосферу $Q_{вх} \in \{Q_{вх\ max}, Q_{вх\ min}\}$, он определяет вертикальную компоненту скорости входа;
- скорость входа в атмосферу $V_{вх} \in \{V_{вх\ max}, V_{вх\ min}\}$;
- широта $\varphi_{вх}$ местоположения СА в момент входа в атмосферу;

- долгота $\lambda_{\text{вх}}$ местоположения СА в момент входа в атмосферу;
- угол $i_{\text{вх}}$ наклона плоскости орбиты к плоскости экватора Земли;
- другие данные, характеризующие массовые характеристики (m), положение центра масс, площадь Миделя (F_m) и т.п.

Численный расчет осуществляется путем интегрирования дифференциальных уравнений движения СА с заданными начальными условиями движения.

В число обязательно контролируемых параметров оценки состояния процесса спуска СА включены следующие:

- M – число Маха, определяющее скорость движения;
- h – высота полета;
- V_e – модуль вектора скорости;
- q – величина скоростного напора;
- Q_e – величина угла вектора скорости СА относительно плоскости местного горизонта;
- $n\Sigma$ – модуль величины перегрузки, действующей на СА при спуске.

Чем больше значение угла $Q_{\text{вх}}$ тем интенсивнее СА входит в атмосферу, тем больше сила лобового сопротивления $X_a = C_x(\alpha) \cdot F_m \cdot \rho(h) \cdot v^2/2$ и возникающая перегрузка $n_x = C_x(\alpha) \cdot F_m \cdot \rho(h) \cdot v^2 / (2 \cdot m \cdot g)$.

До входа в плотные слои атмосферы траектория КА подчиняется законам небесной механики. В атмосфере на аппарат помимо гравитационных сил действуют аэродинамические и центробежные силы, изменяющие форму траектории его движения. Сила притяжения направлена к центру планеты, сила аэродинамического сопротивления по направлению, противоположному вектору скорости, центробежная и подъемная силы – перпендикулярно направлению движения СА. Сила аэродинамического сопротивления уменьшает скорость аппарата, в то время как центробежная и

подъемная силы сообщают ему ускорения в направлении, перпендикулярном его движению.

Ниже на рис. 4.21 приведены зависимости изменения расчетных значений перечисленных выше контрольных параметров, характеризующих динамику спуска СА в атмосфере Земли.

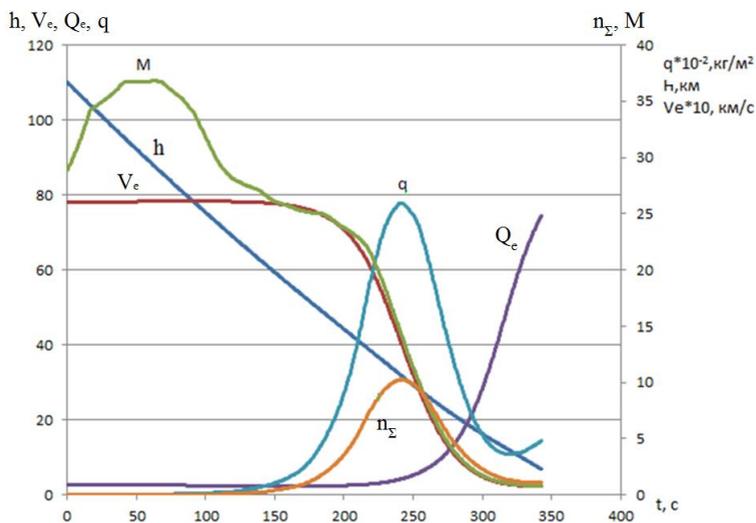


Рис. 4.21. Изменение контрольных параметров на участке спуска СА

Спуск по баллистической траектории не требует управления. Недостатком этого способа является большая крутизна траектории, и, как следствие, вхождение аппарата в плотные слои атмосферы на большой скорости, что приводит к сильному аэродинамическому нагреву аппарата и к перегрузкам, иногда превышающим $10g$ – близким к предельно-допустимым значениям для человека.

Для уменьшения величины перегрузки n_{Σ} , в зависимости от аэродинамического качества различают следующие характерные виды спуска:

– *планирующий* – с использованием подъемных сил; обычно под ним подразумевают спуск с аэродинамическим качеством (большим 0,7...1), что создает широкие возможности по маневру и обеспечению точной посадки;

– *скользящий* (или полубаллистический) это планирующий спуск с малым аэродинамическим качеством (меньшим 0,3–0,5), позволяющим снизить перегрузки до 4-6 ед. и обеспечить достаточно точную посадку, хотя и без широкого маневра; этот вид спуска используется на пилотируемых КА «Союз» и «Аполлон», форма СА которых обладает аэродинамическим качеством. Аэродинамическое качество обеспечивает, кроме снижения перегрузки, возможность управлять спуском и повысить точность приземления.

4.6.3 Порядок проведения операции спуска транспортного пилотируемого корабля «Союз»

За 1–2 витка до начала заключительных операций по спуску окончательно уточняются параметры управления на участке спуска [43, 44]. За 30–70 мин до включения ДУ на торможение (по КРЛ, с ПК, по команде гибкого цикла бортового цифрового вычислительного комплекса или от программно-временного устройства) включается так называемая «жесткая» программа спуска, вырабатывающая в строгой последовательности команды на управление по обеспечению операций спуска. Космонавты контролируют все операции по спуску и могут вмешаться в управление в любой момент.

При посадке на основной полигон включение и выключение ДУ на 1 и 2, иногда на 3 суточных витках происходит над южной частью Атлантического океана. Если посадка проводится на 3-м или 4-м суточном витке, то включение и выключение ДУ происходит над территорией Южной Америки. Разделение КА при по-

садке на 1 суточном витке происходит над центральной частью Африки. При посадке на 2, 3 и 4 суточных витках разделение происходит над северо-западной частью Африки или над Бискайским заливом.

Контроль включения и выключения ДУ, разделения корабля и входа СА в атмосферу во всех указанных выше случаях может быть осуществлен по радиолинии при наличии канала связи «ТПК – МКС – спутник-ретранслятор – ЦУП-Х-ЦУП-М».

При посадке транспортного пилотируемого корабля «Союз» по штатной программе ДУ сообщает кораблю тормозной импульс. Величина тормозного импульса зависит от высоты орбиты и задается уставкой, которая может принимать значение 89,6; 102,4; 115,2 или 128 м/с. Дальнейшее движение корабля происходит по эллиптической орбите снижения. На высоте 130-170 км происходит разделение корабля на приборно-агрегатный отсек, СА и бытовой отсек. Разделение корабля на отсеки зависит от высоты орбиты и программ разделения (при штатном спуске по гибкому циклу бортового цифрового вычислительного комплекса разделение происходит на высоте 140 км). Под действием аэродинамических сил и двигателей управления спуском СА ориентируется лобовым щитом к набегающему потоку.

На высотах ниже 84–82 км происходят развороты СА по крену, обеспечивающие посадку СА в заданный район в режиме автоматического управляемого спуска (АУС). При отказе режима АУС управление по крену может осуществляться экипажем (РУС) или может быть сформирован баллистический спуск (срыв на БС), который осуществляется закруткой СА относительно вектора скорости с угловой скоростью 13 град/с. В зависимости от времени перехода в режим БС точка приземления СА в режиме БС отстоит от точки приземления в режиме АУС на расстоянии от 0 до 450 км (недолет).

Схема управляемого спуска СА приведена на рис. 4.22.

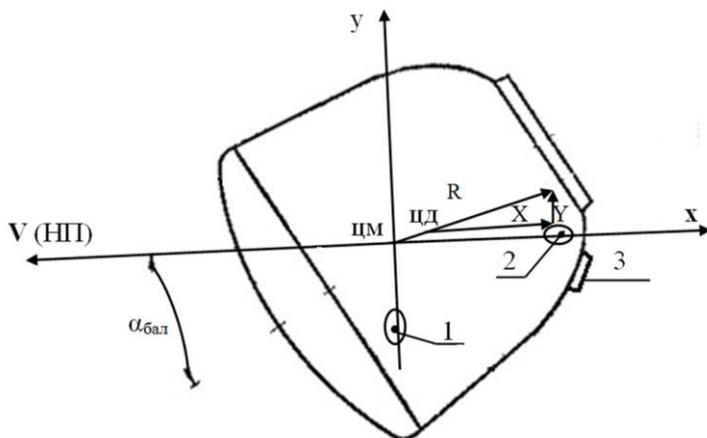


Рис. 4.22. Схема управляемого спуска СА «Союз»

На рис. 4.22 обозначено: 1, 2, 3 – микродвигатели системы управления спуском СА по каналам крен, рыскание, тангаж; V – вектор скорости СА на траектории спуска; $\alpha_{\text{бал}}$ – балансирующий угол атаки; X – сила аэродинамического сопротивления; Y – подъемная сила СА.

Система управления спуском (СУС) СА «Союз» обеспечивает стабилизацию и возможность управления продольным движением, что позволяет повысить точность приземления за счет изменения величины подъемной силы Y путем управления угловым движением по каналу крена.

СУС образует автономный контур управления и обеспечивает безопасное возвращение экипажа при возникновении в ней любых двух отказов (двух «рестартов» – отказов компьютера управления спуском).

Средствами программного обеспечения управления спуском (специализированный компьютер, который решает задачи управления спуском) реализованы многие алгоритмы, в том числе алгоритм приведения на полигон, заданный двумя координатами.

Обеспечение высокой точности посадки СА (отклонение точки посадки от расчетной не более 500 метров) достигается за счет развитого алгоритма формирования опорной зависимости, адаптации управления к расчетным параметрам СА и оценкам аэродинамического качества, а также за счет специальных алгоритмов диагностики и обработки сигналов акселерометров.

СУС обеспечивает управление траекторией спуска и угловым движением СА на всем протяжении его автономного полета и может работать в следующих режимах:

На этапе автономного управления спуском СУС ТК «Союз-ТМА» может работать в следующих режимах:

- АУС – автоматический управляемый спуск;
- РУС – ручной управляемый спуск;
- БС – баллистический спуск;
- БСР – баллистический спуск резервный.

АУС является штатным режимом СУС. Он начинается с момента разделения и заканчивается по вводу парашютной системы, обеспечивая посадку в заданный район с указанной выше точностью.

Режим РУС является резервным, дублирующим АУС в ряде нештатных ситуаций.

Режим БС применяется в случае невозможности осуществления управляемого спуска.

Режим БСР используется при отказе основного контура СУС. В этом случае формируется новый контур, в состав которого входит ограниченное количество приборов.

Для пилотируемых и транспортных СА системы «Союз» в качестве основного используется полигон посадки в районах Карагандинской и Дзезказганской областей республики Казахстан.

Район посадки пилотируемого СА «Союз» на территории республики Казахстан и схема эвакуации экипажа с места посадки представлен на рис. 4.23.

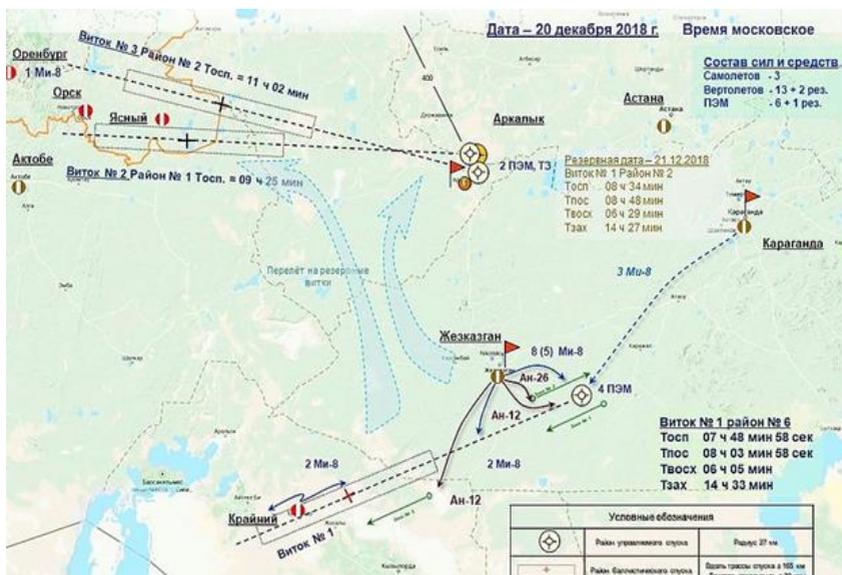


Рис. 4.23. Полигон посадки автоматических КА

4.6.4 Посадочный комплекс и поисково-спасательные силы и средства

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

Трасса полигона посадки на всем протяжении оснащается средствами связи, наблюдения, контроля и выдачи целеуказаний о траектории спуска космического объекта поисково-спасательным

службам. Полигон посадки должен обеспечить своими средствами контроль спуска, обнаружение объекта и его эвакуацию.

Поисково-спасательная работа по КА является комплексом мероприятий по поиску СА, его техническому обслуживанию, оказанию помощи и эвакуации космонавтов, спускаемого аппарата и спецматериалов с места посадки к месту назначения.

Дальнее обнаружение СА начинается с момента входа СА в плотные слои атмосферы (высота – 95 км). Данные радиолокационной проводки СА с момента его обнаружения и до нижней границы видимости радиолокационных станций (далее – РЛС) на трассе спуска передаются в службу единой системы авиационно-космического поиска и спасания (ЕС АКПС).

Информация о работе КВ-средств и координатах СА поступает с Центра пеленгации летательных аппаратов и космических объектов («Круг-М») в ЕС АКПС.

НПСК, ПЭМ, посты наблюдения, РЛС и «Круг-М» занимают готовность № 1 за 30 мин до расчетного времени раскрытия ОСП. За 15 мин до ввода ОСП экипажи ПЭМ, личный состав НПСК и постов наблюдения выходят из машин и помещений для визуального наблюдения СА, прослушивания звука (хлопка) при раскрытии ОСП и определения направления на СА. За 3 мин до расчетного времени раскрытия ОСП поисковые самолеты и вертолеты занимают соответствующие зоны и эшелоны в зависимости от метеоусловий. С момента начала работы УКВ и КВ-радиомаяков на СА экипажи самолетов, вертолетов и ПЭМ осуществляют обнаружение и пеленгование их работы с помощью бортовой поисковой аппаратуры. Обнаружив и запеленговав работу маяков, экипажи воздушных судов выполняют полет к месту посадки.

Фактический район посадки СА (его координаты) определяется радиотехническим способом в момент пролета над приземлившимся СА.

Одновременно район приземления СА уточняется с помощью аэродромных РЛС и автоматических радиопеленгаторов. При обнаружении работы маяков СА поисковые воздушные средства выполняют выход в район посадки СА. Наземные средства поиска могут выводиться в район посадки СА пролетом воздушных поисковых судов в направлении фактической точки посадки СА. После визуального обнаружения СА экипаж поискового вертолета выбирает площадку на безопасном удалении от СА и с разрешения руководителя полетов производит посадку с наветренной стороны от СА. На месте приземления СА первым, как правило, должен производить посадку вертолет, на борту которого находится оперативно-техническая группа (ОТГ) и руководитель полетов на МП, который осуществляет прием остальных вертолетов согласно рекомендованной расстановке их у СА.

При невозможности применения авиационных средств ОТГ может быть доставлена на МП СА наземными средствами.

В зависимости от метеоусловий в районе посадки, поставленных задач и обстановки в целом (остаток топлива, рельеф местности и т.п.) по согласованию с руководителем ОТГ организуется поиск и подбор вертолетами отделившихся от СА деталей (крышки парашютного контейнера, тормозного парашюта, вытяжного парашюта, лобового теплозащитного экрана и др.).

Способ эвакуации СА с МП определяется ОТГ по согласованию с руководителем поисково-спасательных работ в районе поиска.

Если в результате радиотехнического поиска СА не обнаружен, то организуется его визуальный поиск с воздуха. При этом район вероятной посадки СА определяется по данным радиолокационной проводки.

Для организации визуального поиска с воздуха район вероятного приземления СА (район поиска) разбивается на квадраты (размером 20x20 км), которые просматриваются с воздушных су-

дов. При необходимости, в зоне производится десантирование ОТГ, спасательного снаряжения и спецгрузов.

Наземный поиск СА осуществляется поисково-эвакуационными средствами высокой проходимости, оснащенными аппаратурой связи и навигации, спасательным имуществом и снаряжением.

На запасных полигонах посадки СА поиск осуществляется силами и средствами из состава выделенных на дежурство.

В США в качестве полигонов посадки КА выбраны районы акватории океана, что накладывает свои особенности на конструкцию КА и средства его поиска и эвакуации. Особенности управляемого спуска для повторного использования РН Falcon 9 рассмотрен в разделе 3.2.6.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В учебном пособии изложены основные сведения о технических средствах, входящих в состав РКК, включая РКН различного класса, РБ, КА, а также наземные средства, обеспечивающие этапы эксплуатации, связанные с наземными испытаниями, подготовки к запуску и вывода на орбиту ПН, орбитальной эксплуатации космических средств и вывода из эксплуатации этих средств.

Учебное пособие разработано в целях формирования у студентов понимания необходимости реализации единого системного подхода при создании и эксплуатации образцов РКТ в рамках КК с учетом его эволюции на типовых этапах его жизненного цикла.

Пособие предназначено для подготовки студентов, обучающихся по специальности 24.03.01 и 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов.

В первой главе настоящего учебного пособия изложен следующий материал:

- состав технических средств, входящих в КК;
- классификация КА по целевому назначению и массе;
- описание основных факторов космического пространства, их влияние на элементы конструкции и бортовую аппаратуру КА, а также приведены описания наземных средств, обеспечивающих имитацию их воздействия на этапе экспериментальной отработки при проведении наземных испытаний.

Во второй главе изложен следующий материал:

- основы устройства КА;
- представлены основные технические характеристики наиболее значимых КК ДЗЗ и научного назначения отечественной разработки;

- основы устройства разгонных блоков.

В третьей главе изложен следующий материал:

- основы устройства РН;
- представлены основные технические характеристики наиболее значимых РКК.

В четвертой главе изложено описание основных этапов эксплуатации КК с описанием используемой материальной базы:

- этап наземной экспериментальной отработки;
- этап наземной эксплуатации и подготовки к запуску РКН;
- этап выведения ПН на ОО в составе РКН;
- этап орбитальной эксплуатации КК;
- этап вывода из эксплуатации орбитальных средств КК.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Основные положения Федеральной космической программы 2016-2025 [Электронный ресурс] – <https://www.roscosmos.ru/22347/> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
2. ГОСТ Р 25645.166-2004. Модель верхней атмосферы для баллистических расчётов. – Введ. 01.01.2005. – Москва: Изд-во стандартов, 2004. – 64 с.
3. Нариманов, Г.С. Основы теории полета космических аппаратов / Г.С. Нариманов, М.К. Тихонравов; под ред. Г.С. Нариманова. – Москва: Машиностроение, 1972. – 608 с.
4. ГОСТ 25645.127-85. Магнитосфера Земли. Модель магнитного поля магнитосферных токов. – Введ. 01.01.1987. – Москва: Изд-во стандартов, 1985. – 10 с.
5. Информация с официального сайта Свободная энциклопедия «Википедия» [Электронный ресурс] – [https://ru.wikipedia.org/wiki/Тепловой баланс Земли](https://ru.wikipedia.org/wiki/Тепловой_баланс_Земли) [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
6. Информация с официального сайта. Свободная энциклопедия «Википедия» [Электронный ресурс] – [https://ru.wikipedia.org/wiki/Солнечный ветер](https://ru.wikipedia.org/wiki/Солнечный_ветер) [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
7. Информация с официального сайта. Свободная энциклопедия «Википедия» [Электронный ресурс] – [https://ru.wikipedia.org/wiki/Космические лучи](https://ru.wikipedia.org/wiki/Космические_лучи) [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
8. Информация с официального сайта. Свободная энциклопедия «Википедия» [Электронный ресурс] – <https://ru.wikipedia.org/wiki/Метеор> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
9. Гушин, В.Н. Основы устройства космических аппаратов: учебник для вузов / В.Н. Гушин. – Москва: Машиностроение, 2003. – 272 с.

10. Куренков, В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика / В.И. Куренков. – Самара: Издательство Самарского университета, 2020.
11. Кирилин, А.Н. Космическое аппаратостроение: Научно-технические исследования и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / А.Н. Кирилин, Г.П. Аншаков, Р.Н. Ахметов [и др.]; под ред. А.Н. Кирилина. – Самара: Издательский дом «АГНИ», – 2011. – 280 с.
12. Информация с официального сайта. Свободная энциклопедия «Википедия» [Электронный ресурс] – [https://ru.wikipedia.org/wiki/Зенит_\(космический_аппарат\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Зенит_(космический_аппарат)) [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
13. Информация с официального сайта. Свободная энциклопедия «Википедия» [Электронный ресурс] – <https://ru.wikipedia.org/wiki/Янтарь-4К2М> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
14. Информация с официального сайта. Свободная энциклопедия «Википедия» [Электронный ресурс] – <https://ru.wikipedia.org/wiki/Янтарь-4КС1> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
15. Информация с официального сайта. Свободная энциклопедия «Википедия» [Электронный ресурс] – [https://ru.wikipedia.org/wiki/Орлец-1_\(космический_аппарат\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Орлец-1_(космический_аппарат)) [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
16. Информация с официального сайта РКЦ «Прогресс» КА Ресурс-ДК1 [Электронный ресурс] – https://www.samspace.ru/products/satellites_of_scientific_purpose/ka_resurs_dk_1/ [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
17. Информация с официального сайта Российские космические системы Космические аппараты типа «Ресурс-П» [Электронный ресурс] – <https://russianspacesystems.ru/bussines/dzz/resurs-p/> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].

18. Информация с официального сайта. РКЦ «Прогресс» КА «Бион-М» №1 [Электронный ресурс] – https://www.samspace.ru/products/satellites_of_scientific_purpose/ka_bion_m_1/ [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
19. Кирилин, А.Н. Малые космические аппарат серии «Аист» / А.Н. Кирилин, С.И. Ткаченко, В.В. Салмин [и др.]. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. – 348 с.
20. Кирилин, А.Н. Опытнo-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д» / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Е.В. Шахматов [и др.]. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.
21. Информация с сайта «Википедия». «Обзор-Р» [Электронный ресурс] – <https://ru.wikipedia.org/wiki/Обзор-Р> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
22. НПО им С.А. Лавочкина [Электронный ресурс] – <https://www.laspace.ru/company/products/launch-vehicles/fregat/> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
23. РКЦ «Прогресс» Блок выведения «Волга» [Электронный ресурс] – https://www.samspace.ru/products/upper_stages/bv_volga/ [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
24. Информация с официального сайта. Государственный космический НПЦ им. М.В. Хруничева [Электронный ресурс] – <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=26> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
25. Лавров, С.С. Баллистика управляемых ракет дальнего действия / С.С. Лавров, Р.Ф. Аппазов, В.П. Мишин. – Москва: Наука. 1966. – 308 с.
26. Сердюк, В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учебное пособие для вузов / В.К. Сердюк; под ред. А.А. Медведева. – Москва: Машиностроение, 2009. – 504 с.
27. Аджян, А.П. Машиностроение. Энциклопедия. Ракетно-космическая техника. Т. IV22 в 2 кн. Кн. 1. / А.П. Аджян,

- Э.Л. Аким, О.М. Алифанов [и др.]; под ред. В.П. Легостаева. – Москва Машиностроение, 2012. – 925 с.
28. Кирилин, А.Н. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика ракет-носителей: учебник / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, В.И. Куренков. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2015. – 448 с.
29. Медведев, А.А. Инновационные подходы при создании ракетно-космической техники. Унификация как проектный параметр управления эффективностью: монография / А.А. Медведев. – 2-е изд. – Москва: Издательство «Доброе слово и Ко», 2020. – 400 с.
30. Ракеты-носители / Под ред. С.О. Осипова. – Москва: Воениздат, 1981. – 315 с.
31. Кирилин, А.Н. Проектирование, динамика и устойчивость движения ракет-носителей: Методы, модели, алгоритмы, программы в среде MathCad / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, А.В. Соллогуб. – Москв: Машиностроение-Полет, 2013. – 296 с.
32. Информация с официального сайта. Госкорпорация Роскосмос. РН «Союз-2» [Электронный ресурс] – <https://www.roscosmos.ru/468/> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
33. Информация с официального сайта. Госкорпорация Роскосмос. РН «Союз-2в» [Электронный ресурс] – <https://www.roscosmos.ru/20067/> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
34. Информация с официального сайта. Госкорпорация Роскосмос. РН «Союз-5» [Электронный ресурс] – <https://www.roscosmos.ru/28990/> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
35. Информация с официального сайта. Свободная энциклопедия «Википедия» РН «Иртыш» [электронный ресурс] – https://ru.wikipedia.org/wiki/Иртыш_РН [Дата обращения – 23.03.2022 г.].

36. Информация с официального сайта. Государственный космический НПЦ им. М.В. Хруничева [Электронный ресурс] – <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=44> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
37. Информация с официального сайта. Свободная энциклопедия «Википедия» РН «Ангара-А5» [Электронный ресурс] – <https://ru.wikipedia.org/wiki/Ангара-А5> [Дата обращения – 23.03.2022г.].
38. Информация с официального сайта. Свободная энциклопедия «Википедия» РН «Енисей» [Электронный ресурс] – [https://wiki2.org/ru/Енисей_\(ракета-носитель\)](https://wiki2.org/ru/Енисей_(ракета-носитель)) [Дата обращения – 23.03.2022г.].
39. Информация с официального сайта. Свободная энциклопедия «Википедия» РН Falcon_9 [Электронный ресурс] – https://ru.wikipedia.org/wiki/Falcon_9 [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
40. Информация с официального сайта. Свободная энциклопедия «Википедия» Космодром [Электронный ресурс] – <https://ru.wikipedia.org/wiki/Космодром> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
41. Информация с официального сайта. Звездный каталог [Электронный ресурс] – <https://starcatalog.ru/oborudovanie/kak-ustroen-kosmodrom.html> [Дата обращения – 23.03.2022г.].
42. Информация с официального сайта. Фёдоров А.В. Основы устройства ракетно-космических комплексов [Электронный ресурс] – <https://docplayer.ru/29146008-Osnovy-ustroystva-raketno-kosmicheskikh-kompleksov.html> [Дата обращения – 23.03.2022 г.].
43. Информация с официального сайта. Спуск корабля «Союз-ТМА» [Электронный ресурс] – https://pikabu.ru/story/kak_kosmonavtyi_vidyat_spusk_korablya_soyuztma_video_s_raznyikh_tochek_6498481 [Дата обращения – 23.03.2022 г.].

44.Информация с официального сайта. Транспортные пилотируемые корабли «Союз» [Электронный ресурс] – http://www.libma.ru/nauchnaja_literatura_prochee/nauchnyi_orbitalnyi_kompleks/p4.php [Дата обращения – 23.03.2022 г.].

Учебное издание

*Пузин Юрий Яковлевич,
Сафронов Сергей Львович*

**ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА И ЭКСПЛУАТАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ**

Учебное пособие

Редактор Л. Р. Дмитриенко
Компьютерная верстка Л. Р. Дмитриенко

Подписано в печать 19.07.2022. Формат 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Печ. л. 14,75.
Тираж 120 экз. (1-й з-д 1-25). Заказ . Арт. – 29(Р1ПР)/2022.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

Издательство Самарского университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

