

РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ КОСМОНАВТИКИ
имени К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО

ПИЛОТИРУЕМАЯ ЭКСПЕДИЦИЯ НА МАРС

*Посвящается
50-летию
со дня запуска
первого
искусственного
спутника
Земли*

Москва – Королев
2006

УДК 629.788:523.43

ББК 39.67

ПЗ2

Редакционная коллегия:

Главный редактор А.С. Коротеев, академик РАН

Заместители главного редактора: Н.Н. Севастьянов, А.А. Горшков, В.Ф. Семенов.

А.И. Григорьев, академик РАН, А.М. Зеленый, член-корреспондент РАН;

Н. М. Иванов, А.Н. Потапов, В.П. Сметанников

Авторы: Р.М. Абдулхаликов, А.А. Адов, В.Н. Акимов, П.О. Андрейчук, П.В. Андреев, А.Н. Астахов, Г.Б. Асташев, Р.И. Беглов, М.А. Бек, М.С. Беляков, Л.А. Беседина, Л.В. Бобрышева, А.Н. Богачев, И.Б. Браверман, Н.А. Брюханов, В.С. Васильковский, И.Н. Гансвиндт, А.Д. Егоров, Н.А. Егоров, О.И. Егорова, И.О.Елисеев, Ю.А.Гашков, А.Н. Глухов, И.А. Голов, А.А. Горшков, О.А. Горшков, В.М. Готлиб, А.И. Григорьев, А.М. Губертов, А.В. Десятов, А.М. Зеленый, А.С. Зернов, Н.М. Иванов, М.Н. Казаков, С.С. Климов, И.Б. Козловская, Н.В. Колесник, Ю.Ф. Колюка, Г.М.Комарова, А.С. Коротеев, В.И. Лукьященко, А.Н. Крылов, Д.В. Куткин, В.И. Кучеренко, И.А. Лендрасова, В.М. Линкин, О.Н. Логачев, Н.В. Максимовский, М.И. Маленков, Н.Г. Медведев, А.И. Мезенцев, М.В. Михайлов, В.А. Муравлев, Н.Ф. Моисеев, А.А. Нестеренко, В.М. Нестеров, Н.Д. Новикова, С.Н. Обухов, В.А. Павшук, В.М. Петров, А.И. Подольская, Н.Б. Пономарев, А.Н. Потапов, О.Ф. Прилуцкий, К.В. Псянин, Н.Н. Пономарев-Степной, В.Г. Родин, Е.Л.Ромадова, С.Ю. Романов, Т.И. Рожкова, **А.Н. Румынский**, В.П. Сальницкий, Н.Н.Севастьянов, В.Ф. Семенов, Ю.П. Семенов, А.В. Семенкин, Ю.Е. Сняк, Л.Д. Скотникова, В.П. Сметанников, В.В. Суворов, В.Г. Соболевский, Б.И. Сотников, С.И. Степанова, С.Ф. Стойко, О.Г. Сыгин, В.Н. Сычев, С.О. Твердохлебов, Е.В. Тимофеева, В.А. Усов, Г.Н. Устинов, И.И. Федик, А.И. Федосова, И.И. Хамиц, В.В. Цветков, О.С. Цыганков, А.Г. Чернявский, М.А. Шутиков, А.Г. Якушев, С.В. Ярошенко.

Пилотируемая экспедиция на Марс./ Под ред. А.С. Коротеева.– М.: Российская академия космонавтики имени К.Э. Циолковского, 2006, 320 с., илл.

Книга содержит первое систематизированное изложение истории концепций и проектов пилотируемой экспедиции на Марс. Излагается современный Российский проект пилотируемой экспедиции на Марс – «МЭК». Обсуждаются основные проблемы, включая медицинские, предлагаются пути решения, опираясь на опыт советской, российской и международной космонавтики. Показано влияние технологий, разрабатываемых для экспедиции на Марс, включая ядерные, на программу создания Лунной базы и эффективной космической транспортной системы. Авторы около пятидесяти лет занимаются проблемами полета человека на Марс и делятся своим опытом разработок.

Книга может быть полезной специалистам ракетно- космической отрасли, студентам соответствующих специальностей вузов, а также всем интересующимся историей и перспективой исследования и освоения космического пространства.

ISBN 5-9900783- 1- 5

©Российская академия космонавтики
им. К.Э. Циолковского

ПРЕДИСЛОВИЕ

Марс приковывал к себе интерес еще в древние времена. Процессы, протекающие на Марсе, во многом схожи с процессами на Земле. Поэтому изучение Марса позволяет выявлять закономерности этих процессов и формировать более достоверный прогноз их развития на Земле.

Исследование Марса – трудная задача, в решении которой в той или иной степени будут участвовать все страны, обладающие передовыми технологиями. В России накоплен огромный интеллектуальный и технологический потенциал для организации пилотируемых полётов к Марсу. Ведущими научно-исследовательскими институтами и конструкторскими бюро нашей страны работы по пилотируемой экспедиции на Марс ведутся в рамках Федеральной космической программы с целью определения на первом этапе облика и характеристик экспедиции с учетом российских традиций и научно-технического задела.

Полёт человека к Марсу приобретает вполне реальное очертание и большую роль в подготовке такого полёта сыграют орбитальные станции. На них могут быть реализованы мероприятия по увеличению ресурса работы технических средств, решены вопросы ремонтпригодности, осуществления деятельности в открытом космосе. На орбитальных станциях будут продолжаться работы по все более длительному пребыванию человека в условиях невесомости, будут отрабатываться технологии, системы и агрегаты будущих межпланетных комплексов.

Данная книга является обобщением работ, ведущихся в России почти 50 лет в области космонавтики. Она написана коллективом ведущих специалистов и несомненно вызовет большой интерес не только в России, но и за её пределами.

А.Н. ПЕРМИНОВ
Руководитель Федерального
космического агентства
России

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ.	3
СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ.	7
ВВЕДЕНИЕ.	9
Глава 1. Состояние и направления исследований Марса.	10
1.1. Введение.	10
1.2. Современное состояние исследований.	10
1.3. Перспективная программа исследований Марса.	22
1.4. Предшественники пилотируемой экспедиции.	27
1.5. Выводы.	29
1.6. Список использованной литературы.	30
Приложение 1. Сравнение Марса и Земли.	35
Список использованной литературы.	41
Глава 2. Исторический обзор концепций, проектов, программ полета человека на Марс.	42
2.1. Обзор некоторых основных концепций полета человека на Марс.	42
2.2. Российский проект экспедиции. Эволюция развития.	45
2.3. Выводы.	48
2.4. Список использованной литературы.	48
Глава 3. Межпланетный экспедиционный комплекс для полета на Марс.	49
3.1. Проблемы экспедиции на Марс.	49
3.2. Варианты концепций полета человека на Марс. Концептуальные решения.	50
3.3. Баллистическое обоснование концепций марсианской экспедиции.	67
3.4. Выводы.	85
3.5. Список использованной литературы.	85
Глава 4. Межпланетный орбитальный корабль.	86
4.1. Общие требования и состав межпланетного орбитального корабля.	86
4.2. Конструкция и компоновка.	87
4.3. Бортовые системы межпланетного орбитального корабля.	91
4.4. Выводы.	106
4.5. Список использованной литературы.	106
Глава 5. Энергодвигательный комплекс.	107
5.1. Исторические аспекты.	107
5.2. Вариант энергодвигательного комплекса на основе ЖРД.	110
5.3. Вариант энергодвигательного комплекса на основе ядерных установок.	113
5.4. Вариант комплекса на основе солнечных батарей и электроракетных двигателей. ...	138
5.5. Вариант комплекса на основе комбинации солнечных батарей, электроракетных двигателей и ЖРД.	166
5.6. Выводы.	166
5.7. Список использованной литературы.	167

Глава 6. Марсианский взлетно-посадочный комплекс.	170
6.1. Назначение и состав взлетно- посадочного комплекса .	170
6.2. Аэротермобаллистическое формирование взлетно- посадочного комплекса.	173
6.3. Посадочный модуль (ПМ).	188
6.4. Взлетный модуль (ВМ).	188
6.5. Жилой модуль (ЖМ).	192
6.6. Основные характеристики взлетно- посадочного комплекса (ВПК).	193
6. 7. Выводы.	195
6.8. Список использованной литературы.	195
Глава 7. Корабль возвращения к Земле.	196
7.1. Назначение.	196
7.2. Основные требования и состав.	197
7.3. Компоновка и конструкция.	199
7.4. КВЗ на базе космического корабля «Союз».	201
7.5. Выводы.	202
7.6. Список использованной литературы.	202
Глава 8. Развертывание межпланетного экспедиционного комплекса на околоземной орбите. Программа полета к Марсу.	203
8.1. Сборка межпланетного экспедиционного комплекса.	203
8.2. Полет межпланетного экспедиционного комплекса на Марс и возвращение к Земле.	204
8.3. Выводы.	207
8.4. Список использованной литературы.	207
Глава 9. Лётная отработка средств экспедиции.	208
9.1. Лётные испытания, проведенные в России в интересах организации экспедиции на Марс.	208
9.2. Лётная отработка систем, агрегатов и модулей межпланетного экспедиционного комплекса.	211
9.3. Выводы.	215
9.4. Список использованной литературы.	215
Глава 10. Марсианская база. Планетное оборудование.	216
10.1. Назначение и структура.	216
10.2. Жилой комплекс.	220
10.3. Энергетический комплекс.	221
10.4. Транспортно- технологический комплекс.	228
10.5. Выводы.	233
10.6. Список использованной литературы.	233

Глава 11. Использование технических средств, разрабатываемых для марсианской экспедиции, при освоении Луны.	236
11.1. Возможный сценарий освоения Луны с добычей ^3He	236
11.2. Возможный сценарий освоения Луны с добычей кислорода.	240
11.3. Возможные этапы создания Лунной Базы.	242
11.4. Выводы.	244
11.5. Список использованной литературы.	244
Глава 12. Медико-биологическое обеспечение экспедиций.	245
12.1. Факторы и условия пилотируемых экспедиций.	245
12.2. Задачи и структура медико-биологического обеспечения экспедиции.	247
12.3. Медицинское обеспечение экспедиции.	249
12.4. Психологическое обеспечение экспедиции.	263
12.5. Проблемы жизнеобеспечения экипажа марсианской экспедиции.	274
12.6. Оранжерея I пилотируемого марсианского корабля.	276
12.7. Обеспечение микробиологической безопасности экспедиции.	281
12.8. Обеспечение радиационной безопасности экспедиции.	288
12.9. Наземные модельные исследования.	298
12.10. Выводы.	302
12.11. Список использованной литературы.	304
Глава 13. Концепция космической транспортной системы.	308
13.1. Назначение.	308
13.2. Основные требования.....	309
13.3. Облик и характеристики одноразовых ракет-носителей семейства «Ангара».	310
13.4. Облик и характеристика частично-многоразовой ракеты-носителя «РН-35».....	310
13.5. Облик и характеристики многоразового солнечного буксира «МСБ-1».	311
13.6. Зарубежные космические транспортные системы.	315
13.7. Выводы.	316
13.8. Список использованной литературы.	316
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.	317

СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ

- АД — артериальное давление крови в организме
а.е. — астрономическая единица длины, равная среднему расстоянию Земли от Солнца; 1 а.е. = 149,6 млн. км
АПАС — андрогинный периферийный агрегат стыковки космических модулей
АЭС — атомная электростанция
БМП — блок удаления вредных микропримесей из воздуха
ВИЭ — возобновляемый источник энергии на Земле
ВКД — внекорабельная деятельность экипажа
ВМ — взлетный модуль
ВПК — взлетно-посадочный комплекс
ГИРД — Группа изучения реактивного движения - общественная организация, созданная в Москве в 1931 г.
ГКЛ — галактические космические лучи
ГМК — грузовой межпланетный корабль
ГНЦ — государственный научный центр
ГРК — газоразрядная камера в ионном электроракетном двигателе
ДАС — электроракетный двигатель с анодным слоем
DLR — Deutsche Forschungsanstalt für Luft und Raumfahrt – Немецкое исследовательское общество по аэронавтике и астронавтике
ДУ — двигательная установка, включает: двигатель, баки с рабочим телом, систему автоматического управления и диагностики
ESA — European Space Agency – Европейское космическое агентство
ЖРД — жидкостный ракетный двигатель, использует рабочие компоненты в жидком виде
ЗУС — запирающее устройство сопла ракетного двигателя
ИД — ионный электроракетный двигатель
ИМБП — Институт медико-биологических проблем Российской академии наук
ИОС — ионная оптическая система в ионном двигателе
ИСЗ — искусственный спутник Земли
ИСМ — искусственный спутник Марса
ИТК — интеллектуальный телемедицинский контур
JPL — Jet Propulsion Laboratory – Лаборатория реактивного движения, организация NASA, укомплектованная персоналом Калифорнийского института технологий; основные интересы связаны с исследованиями дальнего космоса с помощью автоматических аппаратов
КА — космический аппарат, беспилотный
КВЗ — корабль возвращения к Земле, в котором экипаж автономно возвращается на околоземную орбиту после полета к другим планетам
КК — космический корабль, обеспечивающий полет человека в космосе
КОСПАР — Cospar = Committee on Space Research – Комитет по космическим исследованиям при Международном Совете научных союзов
КПД — коэффициент полезного действия
КРБ — криогенный разгонный блок
КТС — космическая транспортная система
КЭС — космическая электростанция
ЛИИ — летно-испытательный институт
МАГАТЭ — Международное агентство по атомной энергии, в английской транскрипции – «International Atomic Energy Agency»
мбар — миллибар, внесистемная единица измерения давления, 1 мбар = 1/1000 бар, 1 бар = 0,1 МН/м² = 1,0197 кг/см²
МВПК — марсианский взлетно-посадочный комплекс
МВт — мегаватт = 10⁶ Вт
МКРЗ — Международная комиссия по радиационной защите
МКС — Международная космическая станция
МОК — межпланетный орбитальный корабль
МП — магнитное поле
МПД — магнитоплазмодинамический двигатель
МПК — марсианский посадочный комплекс
МРБ — многоцелевой ракетный блок
МСБ — многогазовый солнечный буксир
МЭК — межпланетный экспедиционный комплекс
NASA — National Aeronautics and Space Administration, в России используется следующий перевод: «Национальная администрация по аэронавтике и астронавтике», США
НИЦ — научно-исследовательский центр
нм — нанометр, 1 нм = 10⁻⁹ м

- НПП** — научно-производственное предприятие
НТЦ — научно-технический центр
ОИСМ — орбита искусственного спутника Марса
ОКБ — опытно-конструкторское бюро
ОС — орбитальная станция
ОТВС — основная тепловыделяющая сборка в реакторе
ПБ — поворотный барабан — исполнительный орган в управлении мощностью реактора
ПГС — пневмогидравлическая схема
ПМК — пилотируемый межпланетный корабль
РАКЦ — Российская академия космонавтики имени К.Э. Циолковского
РАН — Российская академия наук
РЗ — радиационная защита от ионизирующей радиации
РКК — ракетно-космическая корпорация
РН — ракета-носитель
РПЗ — радиационный пояс Земли
РС — Российский сегмент на Международной космической станции
РТ — рабочее тело
РФ — Российская Федерация
САУ — система автоматического управления
СБ — солнечная батарея
СВЧ — сверхвысокая частота радиоизлучения в диапазоне от 300 МГц до 300 ГГц, соответственно длина радиоволны от 1 м до 1 мм
сЗв — санзитверт, 1 сЗв = Зиверт/100; Зиверт — системная единица измерения эквивалентной дозы ионизирующей радиации, полученной живым организмом; единица Зиверт равна единице поглощенной дозы радиации, измеряемой в Грей (Гр), умноженной на коэффициент опасности радиации $K(K=1-20)$; старая единица эквивалентной дозы 1 бэр = 1 сЗв; 1Гр = 1 Джоуль поглощенной энергии в 1 кг массы тела
СЗК — сборочно-заправочный комплекс на околопланетной орбите
СКЛ — солнечные космические лучи, обладающие радиационным воздействием на материалы ($E \geq 10$ МэВ)
СОЖ — система обеспечения жизнедеятельности экипажа
СОРБ — система обеспечения радиационной безопасности экипажа
СПД — стационарный плазменный двигатель
СПС — солнечное протонное событие, сопровождающееся выбросом из хромосферы Солнца (вспышка) высокоэнергетических частиц, называемых солнечными космическими лучами (СКЛ)
СРВК — система регенерации воды из конденсата атмосферной влаги
СЭДУ — солнечная энергодвигательная установка
СЭУ — солнечная энергоустановка
ТВС — тепловыделяющая сборка в реакторе, которая содержит делящееся вещество
ТГУ — турбогенераторная установка
ТДУ — тормозная двигательная установка
ТКГ — турбокомпрессор-генератор
ТМО — телемедицинское обеспечение
УКВ — ультракороткие радиоволны с длиной волны от 10 до 0,10 м
ФВП — фильтр вредных примесей в воздухе
ФГУП — Федеральное государственное унитарное предприятие
ХИ — холодильник-излучатель для сброса тепла в космос
ЦКР — центрифуга короткого радиуса
ЦУП — центр управления полетом
ЧСС — частота сердечных сокращений
Э — Эрстед, системная единица напряженности магнитного поля, $1 \text{ Э} = 79,58 \text{ А/м}$
ЭДД — электродуговой двигатель
ЭДК — энергодвигательный комплекс, который интегрирует энергоустановку с двигательной установкой
ЭКГ — электрокардиограмма
ЭРД — электроракетный двигатель
ЭРДУ — электроракетная двигательная установка
ЭУ — энергоустановка
ЭХГ — электрохимический генератор тока
ЯРД — ядерный ракетный двигатель
ЯЭБ — ядерный энергоблок
ЯЭДУ — ядерная энергодвигательная установка
ЯЭУ — ядерная энергоустановка

ВВЕДЕНИЕ

Изучение Марса в последнее время стало одним из основных направлений космических исследований, которое вызывает повышенный интерес как ученых, так и широкой общественности. В определенной степени этот интерес поддерживается тем, что пока сохраняется вероятность обнаружения каких-либо форм жизни на Марсе или следов наличия ее в прошлом. Обнаружение признаков жизни на Марсе явилось бы знаменательным событием, открывающим новые страницы в изучении проблемы возникновения жизни.

Марс представляется уникальной планетой для исследования вопросов эволюции планет Солнечной системы, прогноза развития Земли и её биосферы. Но главное заключается в том, что Марс является единственной планетой, перспективной с точки зрения ее обживания человеком. Возможно, именно это и является наиболее важной целью полета человека на Марс в интересах сохранения земной цивилизации. Глобальные катастрофы на Земле вполне реальны, цена слишком высока и поэтому откладывать начало длительного процесса подготовки к полету на Марс неразумно.

Проекты полета человека на Марс создавались в разных странах. Космические агентства ведущих держав, в том числе и России, рассматривают проблему полета человека на Марс как одну из перспективных задач развития космонавтики.

В России пилотируемые программы всегда занимали особое место в космонавтике, основывающейся на самых передовых технологиях. Ведущие научно-исследовательские институты и конструкторские бюро, определяющие современный уровень развития промышленности России, рассматривали проблемы полета человека на Марс с самого начала космической эры.

Создание пилотируемого комплекса для полета на Марс потребует практической реализации многих новейших технологий в неразрывном их сочетании в сложнейшем космическом объекте. Это откроет одновременно пути использования этих технологий в интересах общества, что, в значительной степени, будет способствовать устойчивому развитию мира.

В настоящей книге излагается современный взгляд на российскую концепцию полета человека на Марс. Книга предназначена для широкого круга читателей, интересующихся главными направлениями развития науки и техники в XXI веке.

Глава 1.

Состояние и направления исследований Марса

1.1. Введение

Изучение Марса в последнее время стало одним из основных направлений космических исследований, которое вызывает широкий интерес как у ученых, так и, благодаря активным усилиям средств массовой информации, у широкой общественности. Сейчас в каждом астрономическом окне запуска (так называются самые удобные в энергетическом отношении периоды, повторяющиеся примерно через 26 месяцев) к Марсу направляются все новые автоматические межпланетные станции; установленные на них научные приборы изучают различные свойства атмосферы и поверхности Марса, и открывают на этой планете новые и неожиданные явления (см. раздел 1.2). Широкая программа научных исследований Марса будет продолжаться и в ближайшем будущем (см. раздел 1.3), хотя расходы на программу научных исследований Марса только в США за сорок лет уже превысили 10 миллиардов долларов (в ценах 2006 года).

Марс интересен не только сам по себе. Среди всех планет Солнечной системы он наиболее близок к Земле не только по расстоянию, но и по своим свойствам. Вопрос существования (или наличия в прошлом) жизни на Марсе с давних времен не давал покоя ученым. Проблема жизни на Марсе всегда была одной из важнейших тем астробиологических исследований, начиная с работы соратника Чарльза Дарвина Альфреда Уоллеса [1.1].

Точно так же Марс рассматривался как инженерами (начиная с Ф.А. Цандера и Вернера фон Брауна [1.2], [1.3]), так и писателями-фантастами. Космические агентства ведущих космических держав, в том числе и России, детально изучают проблемы полета человека на Марс. В научной программе могут появиться так называемые предшественники пилотируемых экспедиций или космические проекты, специально предназначенные для проведения исследований, технических демонстраций и развития инфраструктуры для сокращения стоимости, уменьшения риска, и повышения общего успеха будущих пилотируемых экспедиций [1.4, 1.5, 1.6, 1.7] (как это происходит сейчас с программой исследований Луны с помощью роботов RLEP [1.8], в которой предполагается запустить спутник Луны (Lunar Reconnaissance Orbiter) в 2008 году и лунную посадочную станцию (Lunar Lander) в 2010 году).

1.2. Современное состояние исследований

Предыстория – наземные наблюдения Марса. Триста лет наблюдений Марса с поверхности Земли (см., например [1.9]) позволили получить общее представление об этой планете: были определены параметры ее орбиты, скорость вращения и направление оси вращения, были отождествлены крупные темные и светлые поверхностные образования (см. рис. 1.1 – первое изображение Марса с темным образованием на поверхности «Большой Сырт» или Syrtis Major), слежение за которым позволило определить период вращения Марса; на рис. 1.2 для сравнения показал аналогичный снимок с космического телескопа Hubble [1.10]).

При наблюдениях с наземных телескопов были обнаружены полярные шапки и их сезонные изменения, облака, и пыльные бури, покрывающие всю поверхность Марса. Еще в XVIII веке Уильям Гершель, наблюдая покрытие звезды Марсом, показал, что у него имеется атмосфера, и что ее толщина не очень велика [1.11]. Только перед самыми первыми полетами к Марсу были опубликованы результаты спектрометрических измерений, которые показали, что содержание воды в атмосфере Марсе (14 микрон) в десятки раз меньше, чем в самых сухих земных пустынях [1.12, 1.13], парциальное давление углекислого газа равно 4,2 мбар, а полное давление не может быть больше 25 мбар, что в 40 раз меньше давления на поверхности Земли [1.14]. Однако, ограничения наземных наблюдений (влияние земной атмосферы и большие расстояния до планеты – от 54 до 400 миллионов километров) не позволяли надеяться на быстрое достижение новых результатов, которые могли быть получены только с помощью космических аппаратов.



Рис. 1.1 Рис. Марса (Христиан Гюйгенс, 1659 г.) [1.9]. На рисунке изображена область Большой Сырт (Syrtis Major), по перемещению которой был определен период вращения Марса

Пролётные аппараты. Первым космическим аппаратом, направившимся в полет к Марсу, стал «Марс-1» (Россия), выведенный на траекторию полёта 1 ноября 1962 года ([1.15], см. рис. 1.3). Однако, через четыре месяца после запуска связь с ним была потеряна.

При первом пролете вблизи Марса космического аппарата США «Mariner-4» в 1965 году (минимальное расстояние до центра планеты 13 200 км) было получено два десятка изображений с разрешением порядка километра (см. рис. 1.4) [1.16]. Это разрешение было в сотни раз лучше, чем у наземных телескопов, но сейчас у камеры спутника Mars Global Surveyor (MGS) оно улучшилось еще в тысячу раз, примерно до 1 метра [1.17] (см. рис. 1.5).

Самым ярким впечатлением от первых полученных снимков Марса было большое количество кратеров и кажущийся недостаток других поверхностных формаций (однако, нельзя забывать, что тогда эти снимки покрывали всего 1% поверхности планеты). Марс показался ученым гораздо более похожим на Луну, чем на Землю [1.20]. Эксперимент по радиопросвечиванию атмосферы [1.21] показал, что атмосферное давление вблизи поверхности Марса является очень низким, от 4 до 6 мбар, или в 200 раз меньше земного.

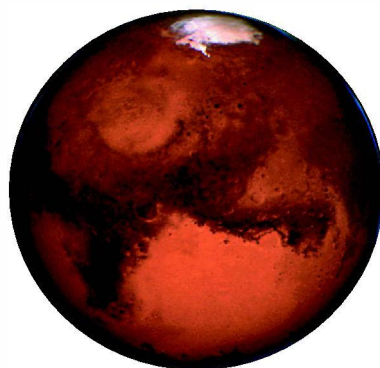


Рис. 1.2 Снимок того же полушария Марса, сделанный космическим телескопом «Хаббл» [1.10] с околоземной орбиты во время противостояния Марса в 2003 году. Снимок перевернут по отношению к оригиналу. Фото: NASA

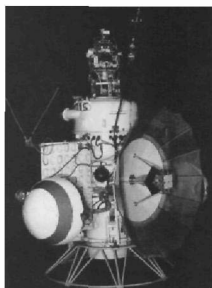


Рис. 1.3 Космический аппарат Марс-1 (2МВ-4) [1.15]. Фото: РКК Энергия.

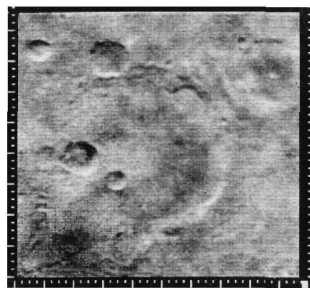


Рис. 1.4 Снимок кратера Маринер (размер кадра 250 км) [1.17]. Фото: NASA/JPL.

Большим недостатком пролётных аппаратов была малая длительность наблюдений – полезное время работы при пролёте составляло всего лишь десятки минут. По настоящему полную картину планеты могли показать лишь длительные наблюдения с орбиты спутников Марса и они начались в 1970-х годах.

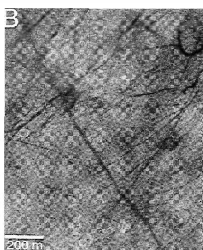


Рис. 1.5 Следы песчаных торнадо [1.19]. Фото: NASA/JPL/MSSS.

Орбитальные аппараты. Первым искусственным спутником Марса стал американский космический аппарат «Mariner-9» (14 ноября 1971 года) [1.22], через пару недель к нему присоединились два советских спутника «Марс-2» и «Марс-3» [1.23]. Им не очень повезло – на Марсе бушевала сильнейшая пылевая буря, и над покрывающими всю планету облаками пыли возвышались только самые высокие марсианские горы (см. рис. 1.6 [1.24]). Советским спутникам не удалось увидеть и этого – на всех полученных с них снимках Марс был закрыт равномерным слоем пыли [1.23] (тем не менее, другие приборы позволили получить интересные результаты по свойствам атмосферы Марса [1.25]).

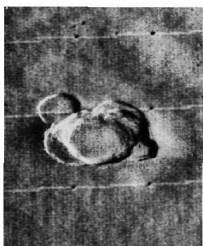


Рис. 1.6 Olympus Mons над пылью, Mariner 9 [1.24]. Фото: NASA/JPL.

В январе 1972 года буря утихла, пыль осела, и перед телевизионной камерой «Mariner-9» открылся другой мир. На тысячах снимков с разрешением от 100 метров до нескольких километров были обнаружены самые разнообразные вулканические и тектонические геологические формации (самые высокие горы и самые большие каньоны в Солнечной системе, см. рис. 1.6 и 1.7), высохшие русла мощных водных потоков, слоистые структуры полярных шапок, различные структуры, образовавшиеся под действием ветра, многочисленные ударные кратеры (подробные обзоры можно найти, например в [1.22] и [1.27]). Следующие космические аппараты «Марс-4», «Марс-5», «Марс-6» и «Марс-7» были



Рис. 1.7 Мозаика снимков с орбитальных аппаратов Viking с видом на гигантский экваториальный каньон Vallis Marineris (Долина Маринеров). Длина системы каньона превышает 3000 км, а средняя глубина равна 8 км [1.26]. Фото: NASA/JPL

запущены к Марсу в 1973 году [1.28]; с них были переданы снимки с неплохим разрешением (см. рис. 1.8 и [1.29]) и на них были получены другие интересные результаты по атмосфере, ионосфере и межпланетной среде в окрестностях Марса [1.30].

В 1975 году к Марсу полетела американская армада – два орбитальных аппарата «Viking-1» и «Viking-2» с посадочными аппаратами (о посадках будет рассказано ниже) [1.31-32]. Их телевизионные камеры [1.33] еще более расширили наблюдательную базу для исследователей Марса – количество полученных снимков увеличилось до пятидесяти тысяч, было отснято 97% поверхности Марса, на снимках появился цвет (рис. 1.7, 1.9).

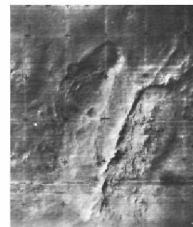


Рис. 1.8 Один из снимков, полученных с «Марса-5» [1.32]

После полетов орбитальных аппаратов «Viking» в телевизионных съемках Марса наступил примерно двадцатилетний перерыв. Новый этап в этой области исследований наступил с запуском орбитального аппарата «Mars Global Surveyor» (MGS) в 1996 году [1.35], который продолжает работать до сих пор. В отличие от предыдущих аппаратов, находившихся на высокоапогейных сильно вытянутых орбитах, «MGS» с помощью длительного аэродинамического торможения в верхней атмосфере Марса [1.36] был выведен на низкую круговую полярную солнечно-синхронную орбиту высотой 378 км, прекрасно приспособленную для телевизионной съемки. Вместе с высоким качеством оптики и ПЗС-линейки черно-белого сканера высокого разрешения МОС [1.17] эта орбита позволила получить уникально четкие изображения (см. рис. 1.5, 1.10 и 1.11) [1.18].



Рис. 1.9 Мозаика снимков Марса (размер 200 x 400 км) с орбитального аппарата «Viking-1», показывающая сеть тонких каналов, по которым когда-то текла вода [1.34]. Фото: NASA/JPL.

В 2003 году к Марсу впервые полетел европейский космический аппарат «Mars Express» [1.38] (в котором использовалось немало научных приборов, первоначально предназначенных для полета на российском космическом аппарате «Марс-96», не вышедшем на расчетную орбиту в 1996 году [1.39, 1.40]). Его телевизионная аппаратура [1.41] позволяла получать цветные стереоскопические изображения с высоким разрешением до нескольких метров (см. рис. 1.12, 1.13 и 1.14). Эти изображения позволили сделать выводы о недавней вулканической, гидротермальной и ледниковой активности на Марсе [1.45].



Рис. 1.10 Снимок места посадки марсохода Spirit; яркие точки слева сверху и внизу в середине – это парашют и посадочный аппарат [1.37]. Фото: NASA/JPL/MSSS

Телевизионные камеры орбитальных аппаратов получают не только изображения участков поверхности с высоким разрешением. Они проводят также синоптические наблюдения, ежедневно в течение многих лет наблюдая погоду на Марсе. На рис. 1.15 показана мозаичная панорама Марса, построенная из снимков на широкоугольной камере МОС [1.46] в апреле 1999 года. Такие данные служат основой для моделей гло-



Рис. 1.11 Слоистые осадочные породы в ударном кратере на западе Arabia Terra (8° с.ш., 7° з.д.) – снимок со спутника «MGS» [1.18]. Фото: NASA/JPL/MSSS



Рис. 1.12 Пыль и лед на северном полюсе Марса [1.42]. Высота обрывов достигает 2 км. Фото: ESA/DLR/FU Berlin (G.Neukum)

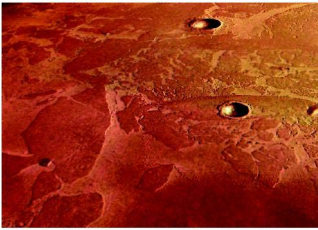


Рис. 1.13 Паковый лед на Марсе, покрытый слоем вулканического пепла – снимок «Mars Express» [1.43]. Фото: ESA/DLR/FU Berlin (G.Neukum)

бальной атмосферной циркуляции на Марсе (см., например [1.47]).

Помимо телевизионных снимков орбитальные аппараты приносят и другую важную информацию о свойствах Марса. Траекторные измерения орбитальных аппаратов позволили построить весьма точную модель гравитационного поля Марса [1.48], которая, в свою очередь, использовалась при интерпретации топографических измерений с помощью лазерного дальномера MOLA на орбитальном аппарате «MGS» [1.49, 1.50], обеспечивающего точность глобальной привязки высот до 10 метров, локальную точность измерений в 0,5 м с разрешением вдоль трассы полета в 300 метров. Построенная по этим данным топографическая карта Марса показана на рис. 1.16. Перепад высот на Марсе значительно превышает земной (высота самой высокой горы равна 21,1 км и глубина самой глубокой впадины равна -7,8 км). Совместный анализ измерений гравитационного поля и топографии позволил также обнаружить особенности внутренней структуры Марса [1.51].

Инфракрасные спектрометры и радиометры, устанавливавшиеся практически на всех орбитальных аппаратах, позволили измерить температуру атмосферы и поверхности, а также получить сведения о минералогическом составе поверхности.

На рис. 1.17 [1.52] показано распределение ночной температуры по поверхности Марса, измеренное с помощью спектрометра теплового излучения TES [1.53] на орбитальном аппарате «MGS». Температура самых теплых областей (красных) равна -65 °С, у самых холодных (синих) она составляет -120 °С. В северных полярных областях измерения проводились летом и там было относительно тепло, а южные полярные области были самыми холодными. В экваториальной области различие температур определяется свойствами поверхности и топографией. Рис. 1.18 [1.54] иллюстрирует распределение серого

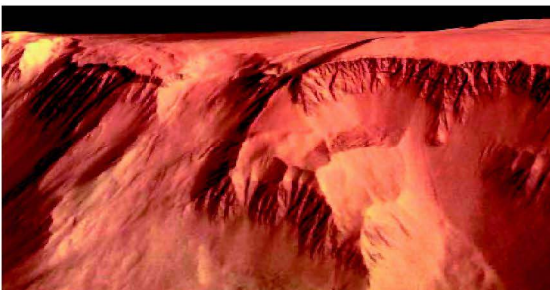


Рис. 1.14 Снимок западного склона вулкана Olympus Mons (прибор HRSC – Mars Express высоты 266 км) [1.44]. Высота склона – около 7 км, разрешение 25 м. Фото: ESA/DLR/FU Berlin (G.Neukum)

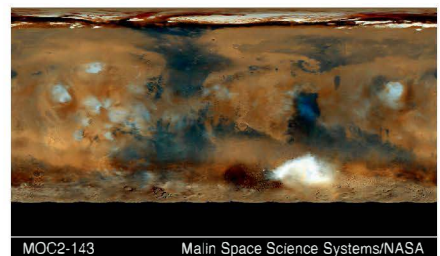


Рис. 1.15 Панорама Марса, построенная по снимкам на широкоугольной камере спутника MGS [1.46]. Облака голубоватого цвета состоят из кристалликов льда. Фото: NASA/JPL/MSSS

гематита (минерала, образование которого обычно связывают с присутствием воды в жидком состоянии) в районе посадки марсохода Opportunity. Области с повышенным содержанием гематита выделены желтым и красным цветом.

С помощью установленной на орбитальном аппарате «Mars Odyssey» системы получения изображений в тепловом излучении THEMIS [1.55] в южной полярной области были непосредственно обнаружены отложения льда ([1.56, 1.57], см. рис. 1.19).

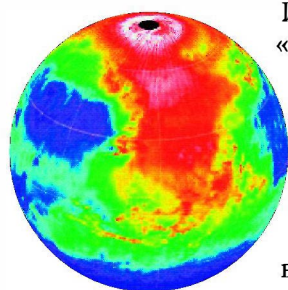


Рис. 1.17 Распределение ночной температуры на Марсе [1.52]. Фото: NASA/JPL/ASU

Измерения магнитного поля на орбитальном аппарате «MGS» позволили обнаружить локальные поля магнитных аномалий в окрестностях Марса [1.58]. Интересные результаты были получены при исследовании верхней атмосферы Марса на спектрометре SPICAM [1.59] инфракрасного и ультрафиолетового диапазонов на орбитальном аппарате «Mars Express». С его помощью были построены профили характеристик атмосферы в диапазоне 25 – 150 км, измерено распределение водяного пара и озона, определены спектры дневного и ночного свечения верхней атмосферы, и обнаружены полярные сияния в районах локальных магнитных аномалий [1.60].

На орбитальном аппарате «Mars Odyssey» был установлен комплекс приборов (гамма-спектрометр GRS [1.61], нейтронный спектрометр NS [1.62], и детектор нейтронов высоких энергий HEND [1.63, 1.64]), оказавшийся весьма полезным для обнаружения водорода в приповерхностных слоях марсианского грунта. На рис. 1.20, 1.21 и 1.22 соответственно пока-

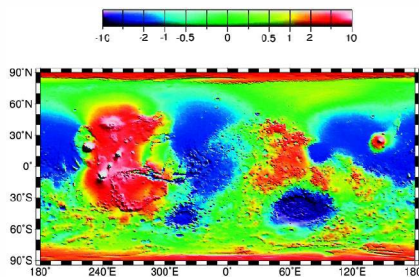


Рис. 1.16 Топографическая карта Марса по данным лазерного альтиметра MOLA [1.50]. Возвышенности отмечены красным цветом, низменности – синим

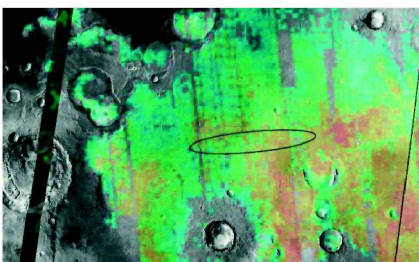


Рис. 1.18 Распространенность серого гематита в районе посадки марсохода Opportunity [1.54]. Фото: NASA/JPL/ASU

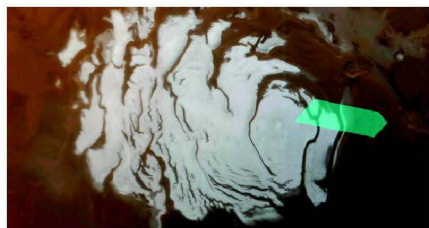
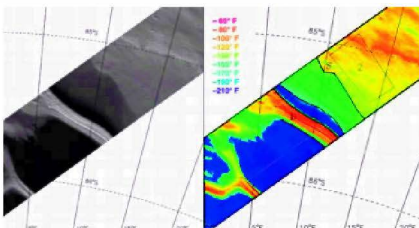


Рис. 1.19 Отложения льда на краю южной полярной шапки [1.57]. Слева показана общая картина южной полярной шапки, на которой зеленым цветом отмечена область наблюдений шириной 32 км, проводившихся в 2002 году в конце марсианского лета (фото NASA/JPL/MSSS). В центре показано изображение в тепловом излучении, а справа – карта распределения температуры (фото: NASA/JPL/ASU); зеленым цветом отмечены отложения льда



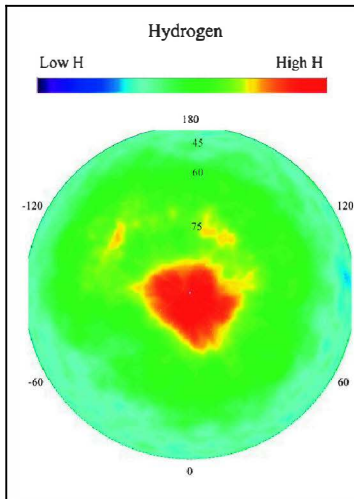


Рис. 1.20 Распределение водорода в северной полярной шапке по данным прибора GRS [1.67]

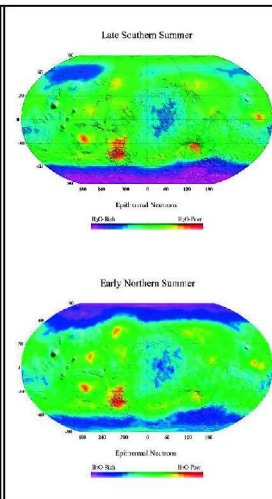


Рис. 1.21 Распределение интенсивности надтепловых нейтронов зимой (вверху) и летом (внизу) по данным прибора NS [1.68]

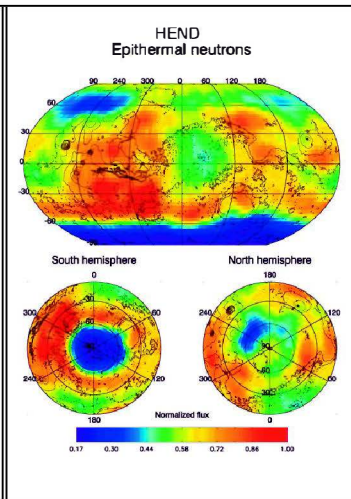


Рис. 1.22 Распределение интенсивности надтепловых нейтронов по данным прибора HEND [1.69]

заны карты распределения интенсивности гамма-квантов, образующихся при захвате нейтронов ядрами водорода (протонами), и интенсивности надтепловых нейтронов, зарегистрированных приборами NS и HEND, коррелирующие (для гамма-квантов) и антикоррелирующие (для надтепловых нейтронов) с количеством водорода в приповерхностном слое, указывающие на наличие водорода в виде льда в приповерхностных слоях полярных областей и на их сезонные изменения. Совместный анализ результатов с нейтронных детекторов и с лазерного высотомера позволил определить структуру отложений льда и твердого углекислого газа в полярных областях [1.65, 1.66].

На орбитальном аппарате «Mars Express» установлен прибор MARSIS для низкочастотной радиолокации подповерхностных слоев Марса [1.70, 1.71] и его ионосферы [1.72]. С его помощью была исследована структура ионосферных слоев и получены данные о структуре слоистых отложений в ледяных полярных шапках Марса. Кроме того, этим радиолокатором были выявлены подповерхностные бассейны, связанные с ударными кратерами [1.73].

Тем не менее, несмотря на впечатляющие результаты исследований, проведенных на орбитальных аппаратах, ответы на некоторые, нередко весьма важные вопросы, могут быть разрешены только на самой поверхности Марса и поэтому посадочные аппараты всегда присутствовали в планах исследования Марса.

Посадочные аппараты и марсоходы. Первым аппаратом, предназначенным для достижения поверхности Марса, был аппарат «2МВ-3» разработки ОКБ-1 (ныне РКК «Энергия» им. С.П. Королева). Оба аппарата «2МВ-3», запущенные осенью 1962 года, не вышли на орбиту к Марсу из-за неисправности четвертой ступени носителя [1.74, 1.75]. В 1969 году к Марсу направились новые посадочные аппараты в составе космических аппаратов «М-69» разработки СКБ им. С.А. Лавочкина, в которое в 1965 году были переданы работы

по исследованиям Луны, Венеры, и Марса. К сожалению, аппараты постигла судьба их предшественников, и они также не смогли выйти на орбиту [1.37]. В 1971 году к Марсу были запущены два космических аппарата «М-71» с орбитальными и посадочными аппаратами, получившими название «Марс-2» и «Марс-3». 21 ноября 1971 года посадочный аппарат (см. рис. 1.23) «Марс-2» вошел в атмосферу Марса по слишком крутой траектории, и разбился об его поверхность, став, однако, первым искусственным объектом земного происхождения, попавшим на поверхность Марса. 2 декабря 1971 года посадочный аппарат «Марс-3» впервые опустился на его поверхность, но передача данных с него продолжалась всего лишь 14 секунд [1.37].

В 1973 году к Марсу полетели еще два советских посадочных аппарата – «Марс-6» и «Марс-7» (рис. 1.23) [1.37]. Посадочный аппарат «Марс-7» не вышел на траекторию сближения и пролетел мимо Марса на минимальном расстоянии 1300 км. Связь с посадочным аппаратом «Марс-6» была потеряна через два месяца после запуска и он молча пролетел оставшиеся пять месяцев, в автоматическом режиме сделал нужную коррекцию, перешел на траекторию сближения, затормозился, передавал информацию о параметрах атмосферы [1.76] во время спуска на парашюте, но потом передача данных прекратилась.

Первыми посадочными аппаратами, успешно работавшими на поверхности Марса в течение длительного времени, стали американские станции «Viking-1» и «Viking-2» [1.77], опустившимися на поверхность Марса в 1976 году. На их спускаемых модулях были установлены приборы для измерения состава и структуры атмосферы и ионосферы на участке спуска, как это делалось на «Марсе-6» [1.79]. На каждом из них находилось по два сканера для построения изображений места посадки ([1.80], см. рис. 1.24; угловое разрешение составляло $0,04^\circ$ для черно-белых снимков и $0,12^\circ$ для цветных снимков [1.81], и с обоих посадочных аппаратов было получено около 4500 изображений). Метеорологический комплекс измерял давление, температуру, скорость и направление ветра каждые полтора часа [1.82]. Рентгеновский флуоресцентный спектрометр измерял состав образцов марсианского грунта [1.83]; масс-спектрометр измерил состав атмосферы [1.84]; газовый хроматограф с масс-спектрометром определял выделение летучих веществ из грунта при его нагревании [1.85]. Были определены физические и механические свойства марсианского грунта (плотность, сцепление,

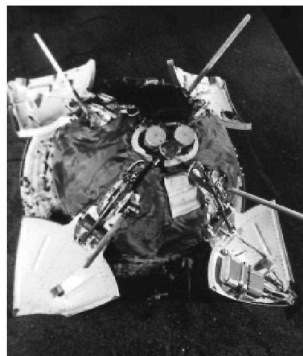


Рис. 1.23 Посадочный аппарат М-71 [1.37]. Масса аппарата составляла 1000 кг при общей массе М-71 4650 кг



Рис. 1.24 Макет посадочного аппарата Viking на съемке научно-популярного сериала «КОСМОС» вместе с ведущим сериала – американским астрономом Карлом Саганом [1.78]. Фото: NASA

сопротивление проникновению, и т.п.) [1.86]. Сейсмологические наблюдения [1.87] показали, что Марс гораздо спокойнее в сейсмическом отношении, чем Земля. В марсианской пыли были обнаружены магнитные частицы [1.88].

Биологическая лаборатория на посадочных аппаратах «Viking» [1.89] впервые произвела поиск внеземной жизни на другой планете; было проведено три эксперимента:

- Эксперимент по пиролитическому выделению позволял измерить фиксацию двуокиси и окиси углерода в органическом веществе [1.90].
- Эксперимент по выделению «меченых» атомов позволял контролировать образование летучих соединений углерода в питательной смеси, «меченой» радиоактивным углеродом [1.91].
- Эксперимент по газообмену следил за изменением состава газа над образцом грунта, который подвергался воздействию влаги или богатого органикой питательного раствора [1.92].

Однако, биологические эксперименты, проводившиеся над взятыми образцами марсианского грунта и над контрольными образцами, нагретыми до 160 °С, положительных результатов не принесли, так что станциям «Viking» жизни на Марсе обнаружить не удалось.

Масс-спектрометрические исследования атмосферы показали, что основной составляющей атмосферы является углекислый газ CO₂ (95%), кроме него в атмосфере имеется азот (3%), аргон (1,6%), кислород (0,16%) и другие малые составляющие (окись углерода, водяной пар, неон, криптон, ксенон) [1.83]. Недавно с орбитального аппарата «Mars Express» в атмосфере Марса был обнаружен метан с переменной концентрацией на уровне 10 частей на миллиард [1.93], подтвердив наземные наблюдения [1.94, 1.95].

Температура в местах посадки аппаратов «Viking» колебалась от -17 до -107 °С, пример суточных изменений температуры в конце марсианского лета показан на рис. 1.25, где красный цвет соответствует аппарату «Viking-1» (широта 22 °N), а синий – «Viking-2» (широта 45 °N) (по данным работы [1.96]). Диапазон изменений температуры для всех широт и времен года на Марсе, по данным тепловизоров IRTM [1.97] на орбитальных аппаратах «Viking», составлял от +27 до -143 °С [1.98]. На рис. 1.26 показан иней на поверхности Марса в месте посадки аппарата «Viking-2» [1.99].

Следующий посадочный аппарат появился на поверхности Марса через 20 лет, когда 4 июля 1997 года на поверхность Марса спустился посадочный аппарат «Mars Pathfinder» [1.100] (этот аппарат был назван Мемориальной станцией Карла Сагана, известного исследователя планет, умершего незадолго до этого) и 6 июля с него по трапу на Марс съехал марсоход Sojourner (рис. 1.28 [1.101]). Он стал первым искусственным объектом,

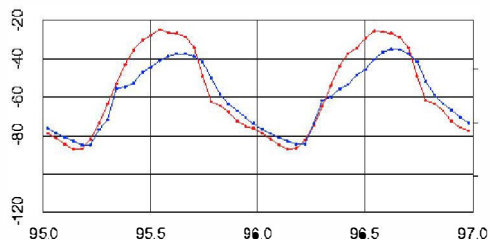


Рис. 1.25 Суточный ход температуры в местах посадки станций «Viking-1» и «Viking-2» по данным работы [1.96]

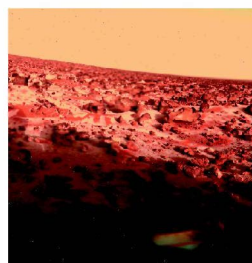


Рис. 1.26 Иней на поверхности Марса вблизи места посадки «Viking-2» [1.99]. Фото: NASA

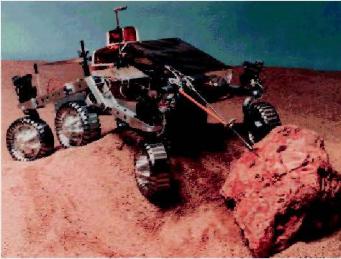


Рис. 1.27 Марсоход Sojourner на испытаниях [1.101]. Фото: NASA/JPL

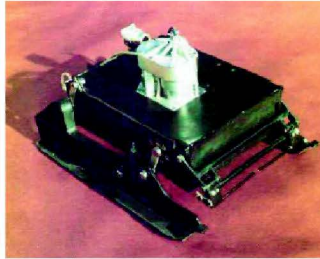


Рис. 1.28 Марсоход ПРОП-М [1.102]. Фото: RCL



Рис. 1.29 Бывший марсоход проекта Марс-96 [1.103]. Фото: LAAS

перемещавшимся по поверхности Марса. До него на поверхность на посадочных аппаратах спускался российский «привязной» марсоход «ПРОП-М» ([1.102], см. рис. 1.28), прикрепленный к посадочному аппарату «Марс-6» кабелем длиной 15 м, но данных с него получить так и не удалось [1.37]. Новый российский марсоход рассматривался в качестве возможного продолжения программы «Viking», он был включен в программу «Марс-94/96», когда она предусматривала два полета (см. рис. 1.29), но из-за нехватки средств эти проекты не были осуществлены.

Масса марсохода Sojourner составляла 10,5 кг; на нем был установлен спектрометр альфа-частиц и рентгеновского излучения для исследования состава поверхности [1.104], но его главной задачей было накопление опыта работы с подвижными аппаратами на поверхности Марса. Кроме того, научные приборы (метеорологический комплекс [1.105], телевизионная система [1.106]) размещались и на посадочном аппарате Mars Pathfinder. Марсоход Sojourner проработал на поверхности Марса чуть меньше трех месяцев, в 12 раз больше проектного срока в 7 дней [1.107].

В последнем десятилетии несколько посадочных аппаратов потерпели аварии: американский аппарат «Mars Polar Lander» [1.108], который должен был сесть в полярной области и летевшие вместе с ним к Марсу два пенетратора Deep Space 2 [1.108], также потерпел аварию английский аппарат «Beagle-2» [1.109], летевший вместе с орбитальным аппаратом «Mars Express», а также две малых посадочных станции и два пенетратора, не вышедших на орбиту вместе с российским аппаратом «Марс-96» [1.39].

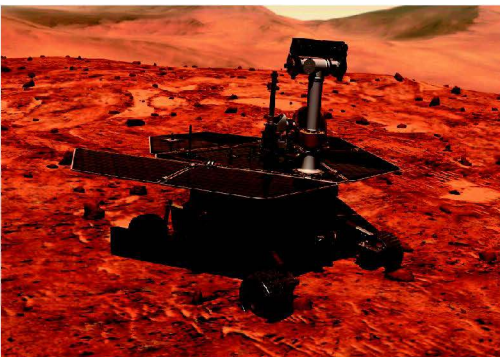


Рис. 1.30 Марсоход аппарата «Mars Exploration Rover» [1.111]. Фото: NASA/JPL/Cornell

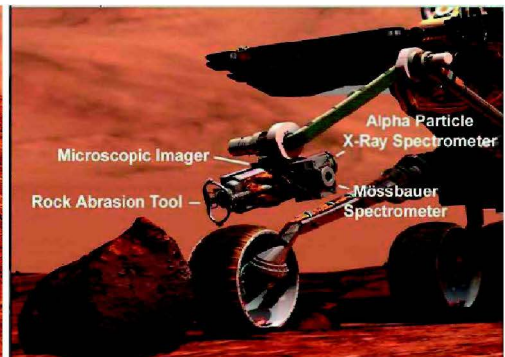


Рис. 1.31 Манипулятор IDD с приборами для прямого исследования поверхности Марса [1.112]. Фото: NASA/JPL/Cornell



Рис. 1.32 Колумбийские холмы – цель продвижения марсохода Spirit [1.122]. Фото: NASA/JPL/Cornell



Рис. 1.33 Край кратера Эребус на Полуденной равнине. Снимок с марсохода Opportunity [1.124]. Фото: NASA/JPL/Cornell

В 2003 году к Марсу полетели два космических аппарата «Mars Exploration Rover» (см. рис. 1.30). Основной задачей марсоходов было исследование участков поверхности Марса, где в прошлом могла существовать вода, и определение условий окружающей среды на этих участках (как в настоящее время, так и в прошлом). Для посадки марсоходов были выбраны два места – кратер Гусева и Полуденная равнина (Meridiani Planum) [1.110].

Марсоходы аппарата «Mars Exploration Rover» были значительно крупнее своего предшественника (их масса равнялась 185 кг или в 19 раз больше марсохода Sojourner), и на них был установлен комплекс научной аппаратуры Athena ([1.113], см. табл. 1.1). Приборы для детального изучения образцов марсианского грунта и камней (APXS, MS, MI, RAT) установлены на манипуляторе IDD (см. рис. 1.30, 1.31), панорамная камера и спектрометр теплового излучения установлены на мачте марсохода.

Первый марсоход, он получил название Spirit («Дух»), совершил посадку в восточной части кратере Гусева 4 января 2004 года [1.121]. Кратер Гусева представляет собой кратер диаметром 160 км с достаточно гладкой поверхностью. Предполагалось, что кратер Гусева в прошлом был озером, что давало надежды на обнаружение нанесенных водой отложений. Снимок местности в районе посадки показан на рис. 1.32 [1.122].

Второй марсоход, получивший название Opportunity («Возможность»), опустился на Полуденной равнине (Meridiani Planum) 24 января 2006 года [1.123]. Этот район был выбран из-за повышенного содержания гематита, образование которого, возможно, было связано с присутствием жидкой воды. Снимок местности в районе посадки показан на рис. 1.33 [1.124].

На марсоходах космических аппаратов «Mars Exploration Rover» были впервые установлены мессбауэровские спектрометры, позволяющие отождествлять железосодержащие минералы, составляющие существенную часть марсианского грунта и скальных пород [1.117]. На рис. 1.34 показан спектр, указывающий на присутствие гетита – минерала, включающего гидроксильную группу OH [1.112]. Измерения мессбауэровских спектров дополнялись измерениями элементного состава образцов на спектрометре APXS [1.116] и на микроскопе MI [1.118].

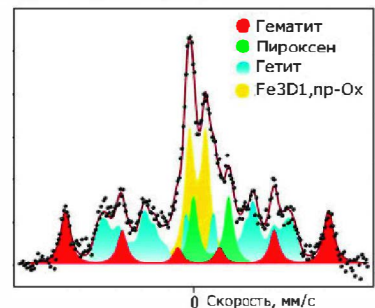


Рис. 1.34 Мессбауэровский спектр образца A218_Clovis_PlanoSplot, показывающий присутствие гетита [1.112]

На спектрометре APXS были получены интересные результаты по вариациям содержания серы, хлора и брома в различных образцах, имеющие непосредственное отношение к происхождению минералов и влиянию воды на их образование [1.125], рис 1.35.

Марсоход Opportunity совершил посадку в небольшом кратере (диаметр ~20 м), названном кратером Орла. Менее чем в 10 м от марсохода находился выступ слоистой обнаженной породы (рис. 1.36), исследование которой показало наличие сульфата железа ярозита $(K, Na, H_3O)(Fe_{3-x}Al_x)(SO_4)_2(OH)_6$ (рис. 1.37). Данный минерал содержит гидроксильную группу и образуется при наличии жидкой воды. Подобная порода встречается повсеместно на Полуденной равнине (она была обнаружена, например, при спуске марсохода в достаточно большой кратер (кратер Выносливости).

После выхода из кратера Выносливости марсоход Opportunity направился к теплозащитному экрану спускаемого модуля, около которого был обнаружен необычный камень размером около 30 см (см. рис. 1.39). Спектр мессбауэровского рассеяния (см. рис. 1.38 [1.112]) показал, что этот камень – железо-никелевый метеорит [1.126].

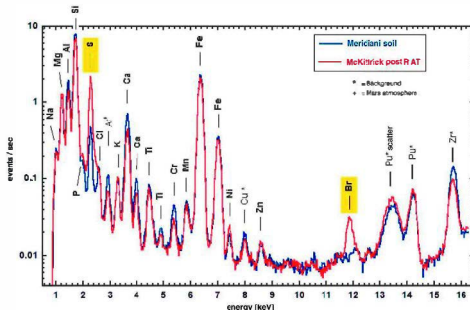


Рис. 1.35 Спектры рентгеновского флуоресцентного излучения, измеренные приборами APXS [1.125]

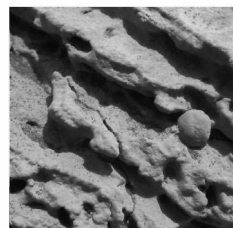


Рис. 1.36 Снимок обнаженной породы в кратере Орла [1.112]

Табл. 1.1. Состав научной аппаратуры марсоходов аппаратов «Mars Exploration Rover» [1.112]

Название прибора	Задачи эксперимента
Панорамная камера PANCAM [1.114]	Построение мультиспектральных стереоскопических изображений поверхности Марса и изображений атмосферы
Спектрометр теплового излучения MINI-TES [1.115]	Построение мультиспектральных изображений теплового ИК-излучения поверхности Марса для определения минералогического состава и выбора образцов для детального изучения
Спектрометр альфа-частиц и рентгеновского излучения APXS [1.116]	Определение элементного состава марсианского грунта и скальных пород
Мессбауэровский спектрометр MIMOS II [1.117]	Измерение спектров обратного мессбауэровского рассеяния для определения минералогического состава соединений железа
Камера-микроскоп MI [1.118]	Получение изображений образцов грунта и камней с разрешением 30 мкм в поле зрения 30×30 мм
Инструмент для шлифовки камней RAT [1.119]	Снятие поверхностного слоя камня толщиной до 2 мм и диаметром 50 мм
Эксперимент по магнитным свойствам грунта [1.120].	Исследование магнитных свойств марсианского грунта

Оба марсохода продолжают работать в течение уже более двух лет. По мнению научного руководителя комплекса Athena С. Сквайрса [1.127] их работа уже принесла весьма важные результаты, указывающие на важную роль воды в геологической эволюции Марса:

- *обнаружение сульфатов в подповерхностных слоях марсианского грунта;*

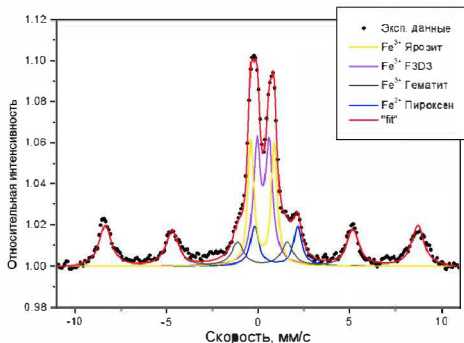


Рис. 1.37 Мессбауэровский спектр обнаженной породы B033_McKittrick_MiddleRAT [1.112]

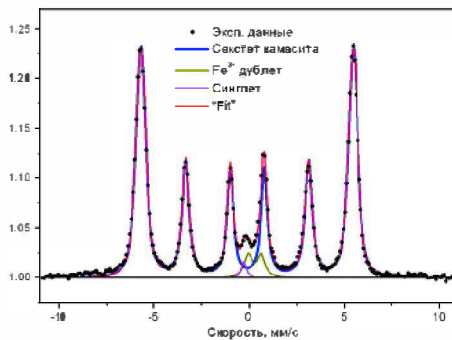


Рис. 1.38 Мессбауэровский спектр камня Heat Shield [1.112]

- следы взаимодействия с водой в скальных породах Колумбийских холмов (повышенное содержание S, Cl, K, P, Br; наличие гетита);
- следы водных отложений и диагенеза в скальных породах Полуденной равнины;
- переменная концентрация хлоридов и бромидов в спектрах APXS;
- наличие ярозита в мессбауэровских спектрах.

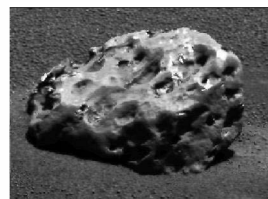


Рис. 1.39 Камень Heat Shield, оказавшийся железоникелевым метеоритом [1.112]

1.3. Перспективная программа исследований Марса

Ближайшие перспективы. Программа исследований Марса на ближайшие пять лет почти определена. В феврале 2006 года на подлете к Марсу находится орбитальный аппарат «Mars Reconnaissance Orbiter» (MRO) [1.128]. В марте 2006 года он был переведен на промежуточную орбиту 300×45000 км. В течение шести месяцев его орбита будет корректироваться аэродинамическим торможением до высоты 255×320 км и в ноябре 2006 года должна будет начаться первичная программа научных наблюдений длительностью в один марсианский год (до сентября 2008 года).

Главная задача проекта «MRO» состоит в построении цветных стереоскопических изображений поверхности Марса с очень высоким пространственным разрешением (до десятков сантиметров). Эти наблюдения будут проводиться на длиннофокусном (12 м) телескопе HiRISE [1.129] в трех участках спектра – сине-зеленом (400 – 560 нм), красном (590 – 810 нм), и ближнем инфракрасном (840 – 1000 нм). Ширина поля зрения прибора составляет 1,142° (примерно 6 км на поверхности Марса), на которой располагается 20480 элементов изображения.

Кроме того, на аппарате «MRO» установлены: спектрометр видимого и ИК-диапазона для исследования состава поверхности (CRISM [1.130]), ИК-радиометр для исследования атмосферы (MCS [1.131]), радиолокатор для поиска воды в подповерхностных слоях Марса (SHARAD [1.132]), широкоугольная камера (CTX [1.133]) и цветная камера для мониторинга облачного покрова (MARCI [1.134]).

В августе 2007 году к Марсу должен полететь посадочный аппарат «Phoenix» ([1.135], см. рис. 1.40, 1.41) и в мае 2008 года он должен совершить посадку в



Рис. 1.40 Посадка аппарата «Phoenix» [1.136]

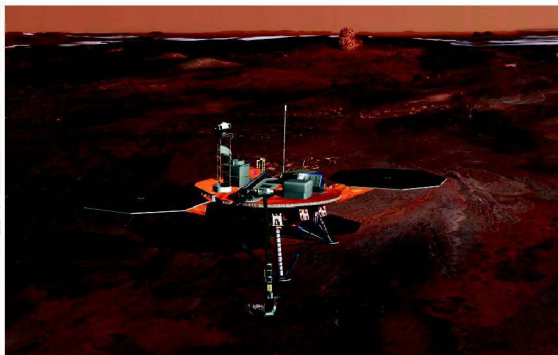


Рис. 1.41 Посадочный аппарат «Phoenix» на поверхности Марса [1.137]

полярных областях Марса. Место посадки пока еще не выбрано, оно должно располагаться в области широт от 65 до 72° с.ш. Для этого проекта был использован посадочный аппарат, изготовленный для прекращенного проекта «Mars Surveyor 2001 Lander», и модифицированный с учетом уроков аварии аппарата «Mars Polar Lander». Основная научная задача этого проекта состоит в исследовании летучих компонентов (воды и органических веществ) в поверхностном слое марсианского грунта в полярных областях. Образцы грунта будут собираться механической рукой (RA) [1.138]; их отбор будет проводиться с помощью установленной на этой руке камеры (RAC) [1.139] и стационарной стереокамеры (SSI) [1.140]. Выбранные образцы будут исследоваться на газовом анализаторе с пиролитической ячейкой (TEGA) [1.141], в которой образцы будут нагреваться до 1000 °С, а состав выделяющихся газов будет анализироваться масс-спектрометром с чувствительностью до 10 частей на миллиард. Эта научная аппаратура посадочного аппарата «Phoenix» была установлена ранее на потерпевшем аварию аппарате «Mars Polar Lander». Еще один прибор, MECA [1.142], ранее предполагалось установить на посадочном аппарате «Mars Surveyor 2001 Lander». Этот прибор предназначен для микроскопических и электрохимических исследований образцов и определения их тепло- и электропроводности.

На посадочном аппарате «Phoenix» будут проводиться также метеорологические наблюдения [1.143] и телевизионные съемки на участке спуска [1.144].

На 2009 год запланирован запуск большого марсохода в составе аппарата «Mars Science Laboratory» [1.145] (см. рис. 1.42; его масса в четыре раза больше, чем у марсохода аппарата «Mars Exploration Rover»). Научные задачи этого проекта включают нижеследующее:

1. *Определение природы и распространенности органических соединений.*
2. *Инвентаризация жизненно важных составляющих (углерода, водорода, азота, кислорода, фосфора и серы).*
3. *Выявление особенностей, которые могут представлять влияние биологических процессов.*
4. *Исследование химического, изотопного, и минералогического состава марсианской поверхности и геологических материалов вблизи поверхности.*
5. *Интерпретация процессов, в которых образовались и модифицировались скальные породы и грунт.*

6. Оценка долговременных (до 4 миллиардов лет) процессов эволюции атмосферы.
7. Определение современного состояния, распределения воды и двуокиси углерода.
8. Особенности широкого спектра радиации на поверхности, включая галактические космические лучи, солнечные протоны, и вторичные нейтроны.

На этом космическом аппарате будет установлен российский прибор ДАН (динамическое альbedo нейтронов) [1.147] (см. рис. 1.43), предназначенный для определения профиля распределения воды в подповерхностных слоях Марса. Состав аппаратуры марсохода перечислен в табл. 1.2. Наблюдения на марсоходе предполагается проводить по крайней мере в течение одного марсианского года.

Планировавшийся ранее на 2009 год проект NASA «Mars Telecommunication Orbiter» [1.156] с лазерным телекоммуникационным устройством был исключен из последнего бюджета NASA [1.157].

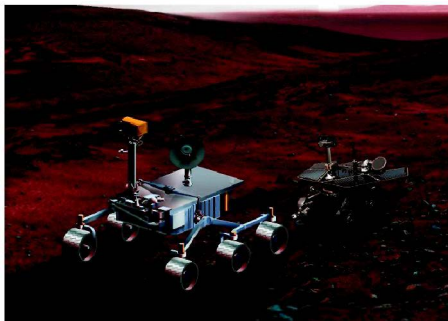


Рис. 1.42 Марсоходы аппарата «Mars Science Laboratory» (слева) и «Mars Exploration Rover» (справа) [1.146]

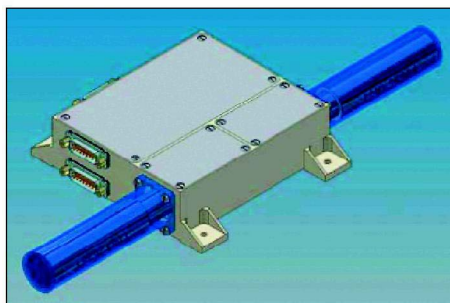


Рис. 1.43 Блок детекторов прибора ДАН (динамическое альbedo нейтронов) [1.147].
Фото: ИКИ РАН

Табл. 1.2. Состав научной аппаратуры марсоходов, доставляемых космическим аппаратом «Mars Science Laboratory»

Прибор	Задачи прибора
Камера на мачте MastCam [1.148]	Получение цветных стереоснимков и цветных видеоклипов с поверхности Марса
Марсианская ручная лупа MAHLI [1.149]	Получение изображений поверхности с разрешением до 12,5 микрона
Телекамера участка спуска MARDI [1.148]	Получение цветных изображений на участке спуска
Спектрометр альфа-частиц и рентгеновского излучения APXS [1.150]	Проведение экспресс-анализа элементного состава марсианского грунта и скальных пород
Лазерный анализатор ChemCam [1.151]	Проведение дистанционного анализа химического состава поверхности Марса на расстоянии до 3 м в области размером 1 мм
Рентгеновский дифрактометр и спектрометр CheMin [1.152]	Измерение химического и минералогического состава образцов марсианского грунта и скальных пород
Анализ образцов на Марсе SAM [1.153]	Химический анализ образцов при помощи масс-спектрометра, газового хроматографа и лазерного спектрометра с изменяемой длиной волны
Измеритель радиационной обстановки RAD [1.154]	Определение радиационной обстановки на поверхности Марса
Динамическое альbedo нейтронов DAN [1.147]	Измерение распределения воды по глубине в подповерхностных слоях Марса
Станция мониторинга окружающей среды REMS [1.155]	Проведение метеорологических измерений на поверхности Марса

Следующий этап (2010-е годы). Программа исследований Марса в NASA за пределами 2009 года, после осуществления проекта «Mars Science Laboratory» (MSL), во многом будет определяться результатами предыдущих исследований. По мере усложнения проектов их стоимость растет (общие затраты на три проекта ближайшей перспективы превысят два миллиарда долларов: 686 миллионов – на «Mars Reconnaissance Orbiter» [1.158], 386 миллионов – на «Phoenix» [1.157], и 1327 миллионов – на «Mars Science Laboratory» [1.157]), и на реализацию всех рассматриваемых вариантов программы бюджета NASA просто не хватит.

Сейчас NASA рассматривает несколько крупных проектов, которые могли бы быть реализованы в 2010 – 2020 годах [1.159].

- *Спутник для исследования верхней атмосферы Марса (Aeronomy Mission) [1.160].*
- *Астробиологическая полевая лаборатория (Astrobiology Field Laboratory) [1.161].*
- *Марсоход с буровой установкой (Deep Drill Mission) [1.162].*
- *Возврат образцов с Марса (Ground Breaking Mars Sample Return - GBMSR) [1.163], предусматривающий относительно простой забор образцов грунта и атмосферы прямо с места посадки.*
- *Возврат образцов с Марса, собираемых марсоходом (Mars Sample Return with Rover) [1.164].*
- *Сеть из десяти, или более, долгоживущих посадочных аппаратов для сейсмологических, геохимических и метеорологических исследований.*
- *Сравнительно небольшие целевые проекты «Скаут», отбираемые в индивидуальном порядке (Scout Missions).*

Эти проекты могут быть скомпонованы в варианты программ, которые, в свою очередь, будут выбираться в зависимости от того, что покажут результаты предыдущих исследований. Сейчас обсуждаются четыре таких варианта [1.159].

1. *Поиск свидетельств существования жизни на Марсе в прошлом. Этот вариант будет выбран, если исследования покажут, что когда-то на Марсе было тепло и сыро.*
2. *Исследование гидротермических источников. Этот вариант будет выбран, если на Марсе будут обнаружены активные или ископаемые гидротермические источники.*

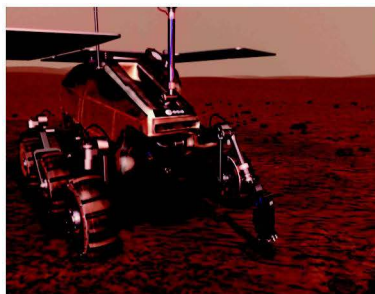


Рис. 1.44 Марсоход «ESA» для аппарата «ExoMars» [1.167]. Фото: ESA

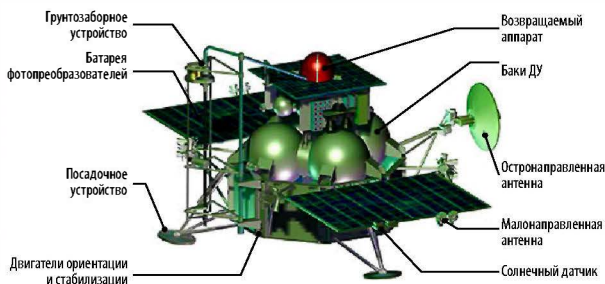


Рис. 1.45 Космический аппарат «Фобос-Грунт» [1.168]. Фото: НПО им. С.А. Лавочкина

3. Поиск существующей жизни на Марсе. Этот вариант будет выбран, если произойдут значительные изменения в политике исследований и (или) программном интересе к Марсу. В его программу войдет возврат образцов с Марса, собираемых марсоходом, как наиболее надежное средство для обнаружения жизни.
4. Изучение эволюции Марса. Этот вариант будет выбран, если будет показано, что Марс никогда не был глобально влажным.

Набор и последовательность проектов в вариантах программы показаны в табл. 1.3.

Табл. 1.3. Варианты программы исследований Марса в 2009 – 2020 годах.

Год	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
2009	MSL в низких широтах	MSL у водного источника	MSL у Северного полюса или активного выхода	MSL в низких широтах
2011	Скаут	Скаут	Скаут	Скаут
2013	GBMSR	AFL	Скаут	GBMSR
2016	Скаут	Скаут	MSR с марсоходом	Аэрономический спутник
2018	AFL или DD	DD	Скаут	Сеть посадочных аппаратов
2020	Скаут	Скаут	DD	Скаут

Европейское космическое агентство («ESA») также предполагает провести полеты к Марсу в 2010 – 2020 годах в качестве первого этапа программы «Аврора». Первый проект «ЕхоMars» предусматривает вывод на орбиту вокруг Марса орбитального аппарата и посадку марсохода на поверхности Марса ([1.165], см. рис. 1.44). Этот проект может быть реализован в 2011 году. Второй проект «ESA» предусматривает возврат образцов с поверхности Марса и он может быть реализован не ранее 2016 года [1.166].

Федеральное космическое агентство планирует реализовать в 2009 г. проект космического аппарата «Фобос-Грунт» ([1.168], см. рис. 1.45) с целью доставки образцов грунта Фобоса – естественного спутника Марса, а также проведения исследований Марса и Фобоса [1.169].

Научные исследования в программе пилотируемой экспедиции на Марс.

Все сказанное выше в отношении неопределенности программы следующего этапа исследований Марса с помощью автоматических космических аппаратов еще в большей степени относится к программе научных исследований пилотируемой экспедиции на Марс. Выбор конкретной программы исследований будет очень сильно зависеть от результатов предыдущих исследований Марса и сформировавшихся к этому времени приоритетов дальнейших исследований.

В этом пилотируемая экспедиция на Марс будет заметно отличаться от посадки астронавтов на Луну по программе «Аполлон», в начале выполнения которой о поверхности Луны не было известно почти ничего и даже проектирование лунного экспедиционного модуля было практически завершено до появления первых данных о свойствах поверхности Луны [1.170].

Кроме того, сильный отпечаток на формирование и выполнение программы научных исследований пилотируемой экспедиции на Марс будут накла-

дывать основные приоритеты проекта и, прежде всего, обеспечение безопасности экспедиции в целом. Только научные задачи не могут быть целью пилотируемой экспедиции на Марс, как вследствие того, что они могут быть решены разнообразными автоматическими космическими аппаратами, так и из-за первоочередности других задач, связанных с присутствием экипажа на поверхности Марса и обеспечением безопасности. Можно вспомнить, что при первой посадке человека на Луну («Аполлон-11») научная программа была сведена к минимуму и более или менее широкая программа научных исследований осуществлялась только в последних полетах [1.171].

Тем не менее, научные эксперименты в рамках пилотируемой экспедиции на Марс могут значительно выиграть благодаря следующим факторам, которых невозможно или очень трудно достичь в полетах автоматических космических аппаратов:

- *возможность участия человека в проведении эксперимента, выполнение им непредвиденных заранее операций по управлению экспериментом и оперативный выбор вариантов действий во время выполнения экспериментов;*
- *наличие мощных источников электрической энергии для обеспечения деятельности экспедиции, которые могут быть использованы для проведения научных экспериментов;*
- *наличие мощного телекоммуникационного канала, который может быть использован для передачи данных научных экспериментов на Землю.*

Без сомнения, экипаж пилотируемой экспедиции на Марс соберет образцы марсианских пород, грунта и атмосферы для возвращения на Землю. Роль космонавтов будет заключаться не только в выборе самих образцов на местности, но и в их предварительном анализе с помощью лабораторного комплекса приборов.

Еще одним направлением работы экипажа может стать проведение работ на местности по электромагнитному и сейсмическому зондированию для определения подповерхностной структуры Марса в районе посадки пилотируемой экспедиции. Важную роль экипаж должен сыграть и в организации и проведении полетов автономных атмосферных аппаратов (аэростатов или марсианских самолетов).

1.4. Предшественники пилотируемой экспедиции

Работы по определению задач предшественников пилотируемых исследований Марса начались в NASA совсем недавно, в июне 2004 года [1.172]. Была создана рабочая группа для изучения этой проблемы, в которую входили подгруппы по измерениям, по технологиям и инфраструктуре.

Рабочая подгруппа измерений в июне 2005 года сформулировала и ранжировала основные направления исследований в задаче IVA «Получение знаний о Марсе, достаточных для конструирования и реализации пилотируемой экспедиции при допустимых расходах, риске и степени выполнения» и провела их предварительное обсуждение [1.172].

Четырьмя наиболее важными задачами с одинаковым относительным приоритетом, по мнению этой рабочей подгруппы, являются следующие.

I. *Определение параметров частиц, которые могут быть перенесены на поверхности элементов инфраструктуры экспедиции через воздух (включая как природные атмосферные аэрозоли, так и пыль, которая может быть поднята из марсианского реголита*

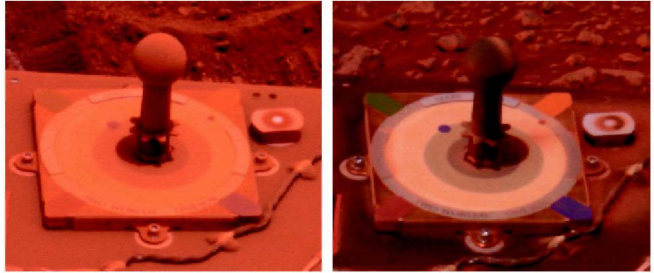


Рис. 1.46 На этих двух снимках, сделанных через десять дней (5 и 15 марта 2005 года, или в 416 и 426 марсианские дни экспедиции), показано, как ветер сдул пыль с калибровочной мишени панорамной камеры марсохода Spirit [1.173]

при проведении операций на поверхности). Необходима аналитическая надежность, достаточная для создания достоверных технических моделей в наземной лаборатории и (или) программ предсказания и проектирования. Воздействие пыли на поверхности иллюстрируется рисунком 1.46.

- II. *Определение вариаций динамических параметров атмосферы на участке от поверхности до высоты более 90 км, которые влияют на посадку и взлет, включая стандартные условия и пылевые бури.*
- III. *Определение того, будет ли каждый участок поверхности Марса, посещаемый людьми, свободен, в пределах стандартов допустимого риска, от биологической опасности, которая может оказать отрицательное влияние на людей и на другие земные организмы. Сбор образцов для этого исследования должен производиться в подповерхностных слоях до максимальной глубины, на которой члены экипажа могут войти в контакт с открытым марсианским материалом.*
- IV. *Определение характеристик возможных источников воды для поддержки использования местных ресурсов в возможных пилотируемых экспедициях.*
- Были выделены еще шесть задач с приоритетом, уменьшающимся в порядке перечисления.
1. *Определить возможное токсичное воздействие марсианской пыли на человека.*
 2. *Определить основные характеристики измерений атмосферного электричества, которые могут повлиять на взлет и на присутствие человека.*
 3. *Определить процессы, в которых земные микробы будут распространяться и (или) уничтожаться на поверхности Марса, скорости и масштабы этих процессов, и их возможное влияние на будущие научные исследования.*
 4. *Подробно охарактеризовать ионизирующее излучение на поверхности Марса, разделив вклад энергичных заряженных частиц, проникающих через атмосферу, вторичных нейтронов, образующихся в атмосфере, и вторичных заряженных частиц и нейтронов, образующихся в реголите.*
 5. *Определить трение и сцепление марсианского грунта и реголита (с особым вниманием к опасностям передвижения, таким, как пылевые карманы и дюны) для планируемых мест посадки; там, где это возможно, перевести эти сведения в требования к проектам элементов поверхностной инфраструктуры.*

6. *Определить метеорологические процессы пылевых бурь на уровне поверхности, которые могут повлиять на присутствие человека и на работу в открытой атмосфере.*

Рабочая подгруппа по технологиям и инфраструктуре определила предварительный возможный круг проектов предшественников [1.174], разделив их на три группы по времени реализации.

Начальный этап (запуски в 2011, 2013 и 2016 годах):

- *Атмосфера, реголит, демонстрация использования местных ресурсов.*
- *Приборы (давление, температура и т.п.) на всех полетах в атмосфере.*
- *Демонстрация аэрозахвата (конус 70°).*

Промежуточный этап (запуски в 2018, 2020 и 2022 годах):

- *Демонстрация уменьшенного варианта системы посадки для пилотируемой экспедиции.*
- *Точная посадка.*
- *Демонстрация уменьшенного варианта системы использования местных ресурсов на поверхности.*
- *Свойства радиационной защиты из реголита.*

Конечный этап (запуски в 2024, 2026 и 2028 годах):

- *Подробное исследование поверхности первого выбранного места посадки человека.*
- *Полномасштабная репетиция ключевых систем пилотируемой экспедиции:*
 - *посадка;*
 - *использование местных ресурсов;*
 - *взлет.*
- *Размещение инфраструктуры, например:*
 - *телекоммуникационные спутники;*
 - *посадочные системы инфраструктуры.*

Финансирование работ по предшественникам пилотируемой экспедиции на Марс, однако, не вошло в проект бюджета NASA на 2007 год [1.157] и было отложено на неопределенный срок.

1.5. Выводы

Проведенные за последние сорок лет наблюдения и исследования Марса с помощью десятков космических аппаратов позволили увидеть поразительную картину нового мира, так сильно отличающегося от нашей Земли, но в то же время самого похожего на нее среди всех других объектов Солнечной системы. Сухая, холодная и, на первый взгляд, безжизненная пустыня с разреженной атмосферой из углекислого газа может хранить в себе следы прошлой жизни или даже поддерживать ее в оазисах под поверхностью планеты. Не исключено, что исследования ближайших десятилетий на новых автоматических межпланетных станциях дадут ответ на этот вопрос, но он может остаться открытым и до появления человека на поверхности Марса.

Подробные сведения об условиях на Марсе, полученные в последнее время, в целом представляют научную базу для проектирования пилотируемой экспедиции на Марс и создания ее компонентов, а также для выбора наиболее безопасных и интересных с научной точки зрения мест высадки космонавтов. Некоторые пробелы в имеющихся сведениях, несомненно, могут быть прояс-

нены в будущих полетах автоматических станций – предшественников пилотируемой экспедиции.

Огромный объем информации, уже доставленной автоматическими космическими аппаратами, тем не менее, оставляет место и для будущих научных исследований с участием космонавтов, которое предоставляет уникальные возможности для гибкости в принятии решений, недоступные автоматам.

1.6. Список использованной литературы

- 1.1. Alfred Russel Wallace, *Is Mars Habitable?* (London: Macmillan, 1907). Адрес в сети Интернет <http://www.wku.edu/~smithch/wallace/S730.htm> (на 6.2.2006).
- 1.2. Wernher von Braun, *The Mars Project* (Urbana, IL: University of Illinois Press, 1962).
- 1.3. Portree, David S.F., *Humans to Mars: Fifty Years of Mission Planning, 1950-2000* is Monograph in *Aerospace History*, No. 21, 2001 (NASA SP-2001-4521).
- 1.4. President Bush Delivers Remarks On U.S. Space Policy, *NASA Facts*, National Aeronautics and Space Administration, Washington, January 14, 2004.
- 1.5. Steve Dick, NASA Chief Historian, *Summary of Space Exploration Initiative*. Адрес в сети Интернет <http://history.nasa.gov/seisummary.htm> (на 5.2.2006).
- 1.6. The Aurora Programme. ESA-BR-214, European Space Agency, February 2004.
- 1.7. *Safe on Mars. Precursor Measurements Necessary to Support Human Operations on the Martian Surface*, National Academy Press, Washington, D.C., 2002.
- 1.8. *Robotic Lunar Exploration Program Requirements Document. Preliminary Version – Revision A*, Exploration Systems Mission Directorate, National Aeronautics and Space Administration, Headquarters, Washington, 22 Feb 2005. Адрес в сети Интернет http://exploration.nasa.gov/documents/ESMD-RQ-0014_Rev_A_RLEP.pdf (на 2.2.2006).
- 1.9. William Sheehan. *The Planet Mars: A History of Observation and Discovery*. The University of Arizona Press, Tucson, 1996. Адрес в сети Интернет <http://www.uapress.arizona.edu/onlinebks/mars/contents.htm> (на 2.2.2006).
- 1.10. Lowell, Percival. *Mars*. Boston: Houghton Mifflin, 1895. Адрес в сети Интернет: <http://www.bibliomania.com/2/1/69/116/frameset.html> (на 6.2.2006).
- 1.11. W. Herschel, *Phil. Trans. Royal Society of London* 74 (1784): 233-273.
- 1.12. A. Dollfus, *Comptes Rendu Académie Sciences* 256 (1963): 3009-3011.
- 1.13. H. Spinrad, G. Münch, and L. D. Kaplan, *Astrophysical Journal* 137 (1963): 1319-1321.
- 1.14. L. D. Kaplan, G. Münch, and H. Spinrad, *Astrophysical Journal* 139 (1964): 1-15.
- 1.15. Ракетно-космическая корпорация ЭНЕРГИЯ имени С.П. Королева, 1946-1996, под. ред. Семенова Ю.П., 1996, стр. 117.
- 1.16. *Mariner Mars 1964. Final Project Report*. NASA SP-139. Jet Propulsion Laboratory. National Aeronautics and Space Administration, 1967.
- 1.17. *NASA Planetary Photojournal. PIA02979: Mariner Crater*, Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA02979> (на 23.2.2006).
- 1.18. M. C. Malin, et.al., *Journal of Geophysical Research*, Vol. 97(E5), 7699-7718, 1992.
- 1.19. Malin, M. C., and K. S. Edgett, *Mars Global Surveyor Mars Orbiter Camera: Interplanetary Cruise through Primary Mission*, *Journal of Geophysical Research*, 106, 23429-23570, 2001.
- 1.20. Leighton, R. B., et.al., *Science*, 149, 1965, pp. 627-630.
- 1.21. A. J. Kliore, et.al., *Science* 149 (1965): 1243-1248.
- 1.22. *Mariner Mars 1971 Project Final Report, vol. 4. Science Results*, Jet Propulsion Laboratory, 15 July 1973.
- 1.23. V.G. Perminov, *The Difficult Road to Mars. A Brief History of Mars Exploration in the Soviet Union. MONOGRAPHS IN AEROSPACE HISTORY*, Number 15, July 1999. Адрес в сети Интернет http://klabs.org/richcontent/Reports/mars/difficult_road_to_mars.pdf (на 23.2.2006).
- 1.24. *NASA Planetary Photojournal. Mariner 9 views Olympus Mons standing above the Martian Dust Storm*. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA02999> (на 22.2.2006).
- 1.25. V. I. Moroz, and L. V. Ksanfomaliti, *Icarus*, 17, pp. 408-422, 1972.
- 1.26. *NASA Planetary Photojournal. PIA0422: Valles Marineris*. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA0422> (на 22.2.2006).
- 1.27. H. H. Kieffer, B. M. Jakosky, C. W. Snyder, and M. S. Matthews, eds., *Mars* (Tucson: University of Arizona Press, 1993).

- 1.28.С.С. Соколов, Советские автоматические межпланетные станции исследуют Марс, Вестник АН СССР, октябрь 1974, стр. 21 – 38.
- 1.29.Florenskii, K. P., et al., Icarus, vol. 26, Oct. 1975, p. 219-229.
- 1.30.Мороз В.И., Космические исследования, т. 13, январь-февраль 1975, стр. 3-8, и другие статьи этого специального выпуска журнала.
- 1.31.G. A. Soffen, C. W. Snyder, Science, Vol. 193, No. 4255 (Aug. 27, 1976) , pp. 759-766.
- 1.32.Scientific Results of the Viking Project, J. Geophys. Res., v. 82, n. 28, 1977 (специальный номер журнала).
- 1.33.Viking Orbiter Views of Mars, by the Viking Orbiter Imaging Team, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C., 1980. Адрес в сети Интернет <http://history.nasa.gov/SP-441/cover.htm> (на 8.2.2006).
- 1.34.NASA Planetary Photojournal. PIA00413: Fine Channel Networks.. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA00413> (на 22.2.2006).
- 1.35.Albee, A. L., et.al., Science, Vol. 279, Iss. 5357, p. 1671 (1998).
- 1.36.M. D. Johnston, et.al, AAS 98-112, 1998.
- 1.37.Malin Space Science Systems, MGS MOC Image of Mars Exploration Rover, Spirit, on Mars, MGS MOC Release No. MOC2-614, 23 January 2004. Адрес в сети Интернет http://www.msss.com/mars_images/moc/2004/01/23/ (на 21.2.2006).
- 1.38.Chicarro, A., et al., In: Mars Express: the scientific payload. Ed. by Andrew Wilson, scientific coordination: Agustin Chicarro. ESA SP-1240, Noordwijk, Netherlands: ESA Publications Division, 2004, pp. 3-13.
- 1.39.Марс-96. Краткое описание проекта научной экспедиции автоматического космического аппарата к Марсу. Адрес в сети Интернет http://iki.cosmos.ru/mars96/00_mars.htm (на 8.2.2006).
- 1.40.Mars Express: the scientific payload. Ed. by Andrew Wilson, scientific coordination: Agustin Chicarro. ESA SP-1240, Noordwijk, Netherlands: ESA Publications Division, 2004.
- 1.41.Neukum, G., Jaumann, R., HRSC: the High Resolution Stereo Camera of Mars Express, In: Mars Express: the scientific payload. Ed. by Andrew Wilson, scientific coordination: Agustin Chicarro. ESA SP-1240, Noordwijk, Netherlands: ESA Publications Division, 2004, p. 17 – 35.
- 1.42.Mars Express. Ice and Dust at Martian North Pole. Адрес в сети Интернет: <http://sci.esa.int/science-e/www/object/index.cfm?fobjectid=36637> (на 24.2.2006).
- 1.43.Murray, J.B., et al., Nature, Volume 434, Issue 7031, pp. 352-356 (2005).
- 1.44.Mars Express: the scientific payload. Ed. by Andrew Wilson, scientific coordination: Agustin Chicarro. ESA SP-1240, Noordwijk, Netherlands: ESA Publications Division, 2004, p. xii.
- 1.45.G. Neukum, et al., 36th Annual Lunar and Planetary Science Conference, March 14-18, 2005, in League City, Texas, abstract no.2144.
- 1.46.Malin Space Science Systems, MGS, Mars Orbiter Camera, Mars Global Weather Monitoring, MGS MOC Release No. MOC2-143, 19 July 1999. Адрес в сети Интернет http://www.msss.com/mars_images/moc/7_19_99_fifthMars/01_daymap (на 24.2.2006).
- 1.47.Wilson, R., et al., 34th COSPAR Scientific Assembly, The Second World Space Congress, held 10-19 October, 2002 in Houston, TX, USA.
- 1.48.F. G. Lemoine, et al., J. Geophys. Res., 106(E10), 23359-23376, October 25, 2001.
- 1.49.Zuber, M. T.; et al., Journal of Geophysical Research, vol. 97, no. E5, May 25, 1992, p. 7781-7797.
- 1.50.David E. Smith, et al., Science, 284, 1495-1503, 1999.
- 1.51.Zuber, M.T. , et al., Science, 287, 1788-1793, 2000.
- 1.52.NASA Planetary Photojournal. PIA02015: Martian Temperatures Measured by the Thermal Emission Spectrometer (TES). Pathfinder landing site View. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA02015> (на 22.2.2006).
- 1.53.Christensen, P.R. , et al., Journal of Geophysical Research, vol. 97, no. E5, May 25, 1992, p. 7719-7734.
- 1.54.NASA Planetary Photojournal. PIA05154: Targeting a Hematite-rich Terrain. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA05154> (на 22.2.2006).
- 1.55.Christensen, P.R. , et al., Space Science Reviews, 110, 85-130, 2004.
- 1.56.Titus, T.N., H.H. Kieffer, and P.R. Christensen, Science, 299, 1048-1051, 2003.
- 1.57.Mars Odyssey THEMIS. Water ice confirmed at Mars' south polar cap. Адрес в сети Интернет <http://themis.asu.edu/discoveries-polarcap> (на 25.2.2006).
- 1.58.Acuña, M. H., et al., Journal of Geophysical Research, Volume 106, Number E10, pp. 23,403-23,417, 25 October 2001.
- 1.59.J.-L. Bertaux, et al., In: Mars Express: the scientific payload. Ed. by Andrew Wilson, scientific coordination: Agustin Chicarro. ESA SP-1240, Noordwijk, Netherlands: ESA Publications Division, 2004, p. 95 – 120.

- 1.60. Bertaux, J., et al., American Geophysical Union, Fall Meeting 2005, abstract #P21B-0155.
- 1.61. Boynton, W. V., et al., Journal of Geophysical Research, Volume 97, Issue E5, May 25, 1992, p. 7681-7698.
- 1.62. Feldman, W. C., et al., Science, Volume 297, Issue 5578, pp. 75-78 (2002).
- 1.63. I. Mitrofanov, et al., Science, 5 July 2002, vol. 297, p. 5578.
- 1.64. Детектор нейтронов высоких энергий HEND – 2001 Mars Odyssey. Адрес в сети Интернет <http://www.iki.rssi.ru/hend/index-rus.htm> (на 25.02.2006).
- 1.65. Mitrofanov, I., et al., Science, 300, 2081-2084, 2003.
- 1.66. R. L. Tokar, et al., Geophysical Research Letters, v. 29, No. 19, pp. 1904-7, 2002.
- 1.67. NASA Planetary Photojournal. PIA04254: Map of Martian Polar Hydrogen. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA04254> (на 22.2.2006).
- 1.68. NASA Planetary Photojournal. PIA03744: Odyssey/NS. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA03744> (на 22.2.2006).
- 1.69. NASA Planetary Photojournal. PIA03808: HEND Maps of Epithermal Neutrons. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA03808> (на 22.2.2006).
- 1.70. Picardi, G. et al., Science, Volume 310, Issue 5756, pp. 1925-1928 (2005).
- 1.71. Nunes, D.C., et al., 37th Annual Lunar and Planetary Science Conference, March 13-17, 2006, League City, Texas, abstract no.1450.
- 1.72. Gurnett, D.A., Science, Volume 310, Issue 5756, pp. 1929-1933 (2005).
- 1.73. Watters T.R., et al., 37th Annual Lunar and Planetary Science Conference, March 13-17, 2006, League City, Texas, abstract no.1693.
- 1.74. Ракетно-космическая корпорация ЭНЕРГИЯ имени С.П. Королева, 1946-1996, под. ред. Семенова Ю.П., 1996, стр. .
- 1.75. Б.Е. Черток, Ракеты и люди. 2-е изд. - М.: Машиностроение, 1999.
- 1.76. Авдугевский, В.С., и др., Космические исследования, т. 13, янв.-февр. 1975, стр. 13.
- 1.77. Scientific Results of the Viking Project, J. Geophys. Res., v. 82, n. 28, 1977.
- 1.78. Адрес в сети Интернет www.sciencedaily.com/encyclopedia/carl_sagan (на 12.2.2006).
- 1.79. М. В. McElroy, et al., Science, Vol. 194, No. 4271 (Dec. 17, 1976), pp. 1295-1298.
- 1.80. Thomas A. Mutch, et al., Science, Vol. 193, No. 4255 (Aug. 27, 1976), pp. 791-801.
- 1.81. The Martian Landscape, by the Viking Lander Imaging Team, NASA SP-425, Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C. 1978. Адрес в сети Интернет <http://history.nasa.gov/SP-425/cover.htm> (на 8.2. 2006).
- 1.82. S. L. Hess, et al., Science, Vol. 194, No. 4271 (Dec. 17, 1976), pp. 1352-1353.
- 1.83. Toulmin, P., III, et al., Science, vol. 194, Oct. 1, 1976, p. 81-84.
- 1.84. Owen, T., et al., Journal of Geophysical Research, vol. 82, Sept. 30, 1977, p. 4635-4639.
- 1.85. Biemann, K., et al., Journal of Geophysical Research, vol. 82, Sept. 30, 1977, p. 4641-4658.
- 1.86. Richard W. Shorthill, et al., Science, Vol. 194, No. 4260 (Oct. 1, 1976), pp. 91-97.
- 1.87. Anderson, D. L., et al., Journal of Geophysical Research, vol. 82, Sept. 30, 1977, p. 4524-4546.
- 1.88. Hargraves, R. B., et al., Journal of Geophysical Research, vol. 82, Sept. 30, 1977, p. 4547-4558.
- 1.89. F. S. Brown, et al., Review of Scientific Instruments, February 1978, Volume 49, Issue 2, pp. 139-182.
- 1.90. Horowitz, N. H., et al., Journal of Geophysical Research, vol. 82, Sept. 30, 1977, p. 4659-4662.
- 1.91. Levin, G. V.; Straat, P. A., Journal of Geophysical Research, vol. 82, Sept. 30, 1977, p. 4663-4667.
- 1.92. Oyama, V. I.; Berdahl, B. J., Journal of Geophysical Research, vol. 82, Sept. 30, 1977, p. 4669-4676.
- 1.93. Formisano, V., et al., Science, Volume 306, Issue 5702, pp. 1758-1761 (2004).
- 1.94. Krasnopolsky, V. A., et al., American Astronomical Society, DPS meeting #36, #26.03.
- 1.95. Mumma, M. J., et al., American Astronomical Society, DPS meeting #36, #26.02.
- 1.96. Murphy, J. R., et al., J. Geophys. Res., 95: 14,555 - 14,576, 1990.
- 1.97. Chase, S. C., Jr., et al., Applied Optics, vol. 17, Apr. 15, 1978, p. 1243-1251.
- 1.98. Kieffer, H. H., et al., J. Geophys. Res., 82, No. 28, 4249-4291, Sept. 1977.
- 1.99. NASA Planetary Photojournal. PIA00571: Ice on Mars Utopia Planitia Again. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/?IDNumber=PIA00571> (на 8.2.2006).
- 1.100. M. P. Golombek, et al., Science 5 December 1997: Vol. 278. no. 5344, pp. 1743 – 1748.
- 1.101. NSSDC. Mars Pathfinder Project Information. Адрес в сети Интернет <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/mesur.html> (на 26.2.2006).
- 1.102. Matti Anttila, Concept Evaluation of Mars Drilling And Sampling Instrument, Helsinki University of Technology, Laboratory of Space Technology, Report 56, March 2005. Адрес в сети Интернет http://www.masa.net/space/phd_thesis/Thesis_Anttila.pdf (на 2.2.2006).

- 1.103.LAAS, Robotics and artificial intelligence. Адрес в сети Интернет <http://www2.laas.fr/laasve/index.htm> (на 6.4.2006).
- 1.104.Rieder, R., et al., Science, 278, No. 5344, 1771-1774, Dec. 1997.
- 1.105.Smith, P. H., et al., Science, 278, No. 5344, 1758-1765, Dec. 1997.
- 1.106.Magalhaes, J. A., Schofield, J. T., Seiff, A., J. Geophys. Res., 104, No. E4, 8943-8955, Apr. 1999.
- 1.107.D. Isbell, D. Ainsworth, Mars Pathfinder Winds Down After Phenomenal Mission, NASA Press Release: 97-255, November 4, 1997.
- 1.108.Report on the Loss of the Mars Polar Lander and Deep Space 2 Missions, JPL Special Review Board, 22 March 2000.
- 1.109.Pullan, D., et al., In: Mars Express: the scientific payload. Ed. by Andrew Wilson, scientific coordination: Agustin Chicarro. ESA SP-1240, Noordwijk, Netherlands: ESA Publications Division, ISBN 92-9092-556-6, 2004, p. 165 – 204.
- 1.110.Golombek M. et al., J. Geophys. Res. 108, 8072 (2003).
- 1.111.NSSDC. Master Catalog Display: Spacecraft. Spirit. Адрес в сети Интернет <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=2003-027A> (на 26.2.2006).
- 1.112.Родионов Д. С., Мессбауэровский спектрометр для анализа минералогии железа на поверхности Марса, Диссертация, ИКИ РАН, 2005.
- 1.113.Squyres, Steven W., et al., Journal of Geophysical Research, Volume 108, Issue E12, pp. ROV 3-1, 8062.
- 1.114.Bell J. et al., J. Geophys. Res., 108, 8063, 2003.
- 1.115.Christensen, P. R., et al., J. Geophys. Res., 108, No. E12, 8064, 2003.
- 1.116.Rieder R. et al., J. Geophys. Res., 108, 8066 (2003).
- 1.117.Klingelhofer G. et al., J. Geophys. Res., 108, 8067 (2003).
- 1.118.Herkenhoff, K. E., et al., J. Geophys. Res., 108, No. E12, 8065, 2003.
- 1.119.Gorevan S. et al., Geophys. Res., 108, 8068 (2003).
- 1.120.Madsen et al., J. Geophys. Res., 108, 8069 (2003).
- 1.121.Squyres, S. W., et al., Science, Volume 305, Issue 5685, pp. 794-800 (2004).
- 1.122.NASA Planetary Photojournal. PIA05593: Spirit's Destination. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA05593> (на 22.2.2006).
- 1.123.Squyres S. et al., Mars, Science 306, 1698, 2004.
- 1.124.NASA Planetary Photojournal. PIA03622: Rim of 'Erebus'. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA03622> (на 22.2.2006).
- 1.125.Clark, B.C., et al., Earth and Planetary Science Letters, 240, 73, 2005.
- 1.126.Rodionov D. et. al., Geophysical Research Abstracts (European Geosciences Union 2005), Vol. 7., 10242, 2005.
- 1.127.S. Squires, Understanding from Recent Missions, in: Robotic and Human Exploration of Mars Strategic Roadmapping Committee - Meeting 1. New Session 3: Advances in Our Understanding of Mars. January 4-6, 2005, Caltech, Pasadena. Адрес в сети Интернет <http://www.hq.nasa.gov/office/apio/ppt/mars/squyres.ppt> (на 28.02.2006).
- 1.128.Graf, J. E., et al., Acta Astronaut., 57, No. 2-8, 566-578, 2005.
- 1.129.McEwen, A.S., et al., 33rd Annual Lunar and Planetary Science Conference, March 11-15, 2002, Houston, Texas, abstract no.1163.
- 1.130.Murchie, S., et al., Sixth International Conference on Mars, July 20-25 2003, Pasadena, California, abstract no.3062.
- 1.131.NSSDC Master Catalog Display: Experiment Mars Climate Sounder (MCS). Адрес в сети Интернет <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=2005-029A&ex=6> (на 28.2.2006).
- 1.132.Seu R., et al., Planetary and Space Science, v. 52, iss. 1-3 [SPECIAL ISSUE], p. 157-166.
- 1.133.Mars Reconnaissance Orbiter (MRO) Context Imager (CTX). Instrument Description. Адрес в сети Интернет http://www.msss.com/mro/ctx/ctx_description.html (на 28.2.2006).
- 1.134.Malin M.C., et al., Journal of Geophysical Research, Volume 106, Issue E8, p. 17651-17672, 2001.
- 1.135.Phoenix Mars Lander 2007. Адрес в сети Интернет <http://phoenix.lpl.arizona.edu/> (на 28.2.2006).
- 1.136.Phoenix Mars Lander 2007. Powered Landing. Адрес в сети Интернет http://phoenix.lpl.arizona.edu/multimedia/images_page/images/landing_small.jpg (28.2. 2006).
- 1.137.Phoenix Mars Lander 2007. Phoenix Lander. Адрес в сети Интернет http://phoenix.lpl.arizona.edu/multimedia/images_page/images/landing_small.jpg (28.2. 2006).
- 1.138.Bonitz, R., Journal of Geophysical Research, Volume 106, Issue E8, p. 17623-17634, 2001.
- 1.139.Keller, H.U., et al., Journal of Geophysical Research, Volume 106, Issue E8, p. 17609-17622, 2001.

- 1.140.Smith, P.H., Journal of Geophysical Research, Volume 106, Issue E8, p. 17589-17608, 2001.
- 1.141.W. V. Boynton, et al., 30th Annual Lunar and Planetary Science Conference, March 15-29, 1999, Houston, TX, abstract no. 1914.
- 1.142.Grannan, S.M., et al., The Fifth International Conference on Mars, July 19-24, 1999, Pasadena, California, abstract no. 6160.
- 1.143.Meteorological station (MET) built by Canadian Space Agency. Адрес в сети Интернет <http://phoenix.lpl.arizona.edu/technology/met.php> (6.4.2006).
- 1.144.Malin, M. C., et al., Journal of Geophysical Research, v. 106, no. E8, pp. 17,635-17,650, 2001.
- 1.145.Vasavada, A. R., et al., Lunar and Planetary Science XXXVII, Extended Abstract No. 1940, Lunar and Planetary Institute, Houston, Texas, 2006.
- 1.146.Mars Science Laboratory. Overview. Адрес в сети Интернет <http://marsprogram.jpl.nasa.gov/msl/gallery/spacecraft/images/MSLRoverConfig2.jpg> (6.4.2006).
- 1.147.Mitrofanov, I., et al., Lunar and Planetary Science XXXVI, Extended Abstract No. 1635, Lunar and Planetary Institute, Houston, Texas, 2005.
- 1.148.Malin, M. C., et al., Lunar and Planetary Science XXXVI, Extended Abstract No. 1214, Lunar and Planetary Institute, Houston, Texas, 2005.
- 1.149.Edgett, K. S., et al., Lunar and Planetary Science XXXVI, Extended Abstract No. 1170, Lunar and Planetary Institute, Houston, Texas, 2005.
- 1.150.Mars Science Laboratory, Alpha Particle X-Ray Spectrometer (APXS). Адрес в сети Интернет http://marsprogram.jpl.nasa.gov/msl/mission/sc_instru_apxs.html (6.4.2006).
- 1.151.Maurice, S., et al., Lunar and Planetary Science XXXVI, Extended Abstract No. 1735, Lunar and Planetary Institute, Houston, Texas, 2005.
- 1.152.Blake, D.F., et al., Lunar and Planetary Science XXXVI, Extended Abstract No. 1608, Lunar and Planetary Institute, Houston, Texas, 2005.
- 1.153.Mars Science Laboratory, Sample Analysis at Mars Instrument Suite (SAM). Адрес в сети Интернет http://marsprogram.jpl.nasa.gov/msl/mission/sc_instru_sam.html (6.4.2006).
- 1.154.Posner, A., Hassler, D., American Geophysical Union, Fall Meeting 2004, abstract #SH51A-0262.
- 1.155.Vázquez, L.; Gómez-Elvira, J., Second workshop on Mars atmosphere modelling and observations, held February 27 - March 3, 2006 Granada, Spain. Edited by F. Forget, et al. Publisher : LMD, IAA, AOOP, CNES, ESA, 2006., p.721.
- 1.156.Noreen, G., et al., Telecommunications systems evolution for Mars Exploration, JPL, September 2003.
- 1.157.National Aeronautics and Space Administration President's FY 2007 Budget Request, NASA, Washington, D.C., 2006.
- 1.158.National Aeronautics and Space Administration President's FY 2006 Budget Request, NASA, Washington, D.C., 2005.
- 1.159.McCleese, D.J., Mars Exploration Strategy 2009-2020, JPL, 2003.
- 1.160.Jakosky, B., Report from the NASA Mars Aeronomy Working Group, September, 2004.
- 1.161.Diehl, R., et al., Astrobiology Field Laboratory, JPL, March 10, 2004.
- 1.162.Miller, S., et al., Deep Drill Mission, JPL, January 16, 2004.
- 1.163.Mattingly, R., et al., Groundbreaking Mars Sample Return, JPL, March 8, 2004.
- 1.164.Mars 2005 Sample Return Workshop, LPI, Houston, 2005.
- 1.165.ExoMars09 DM CDF Study Report, ESA, December 2002.
- 1.166.ESA Aurora Exploration Program. Mars Sample Return. Адрес в сети Интернет http://www.esa.int/esaMI/Aurora/SEM1PM808BE_0.html (6.4.2006).
- 1.167.ESA Multimedia gallery – ExoMars. Адрес в сети Интернет <http://www.esa.int/esa-mm/mmg.pl?b=b&tур=IVA&mission=ExoMars&single=y&start=11> (6.4.2006).
- 1.168.Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина. Космический аппарат Фобос-Грунт. Адрес в сети Интернет http://www.laspace.ru/rus/phobos_ship.php (6.4.2006).
- 1.169.А.М. Зеленый, А.В. Захаров, К.М. Пичхадзе, Что мы ищем на Фобосе. Адрес в сети Интернет <http://www.federalspace.ru/Doc1Show.asp?DocID=16> (2.3.2006).
- 1.170.C.G. Brooks, et al., Chariots for Apollo: A History of Manned Lunar Spacecraft, NASA SP-4205, Washington, D.C., 1979.
- 1.171.Apollo Program Summary Report, NASA, Lyndon B. Johnson Space Center, Houston, Texas, April 1975.
- 1.172.Beaty D.W., et al., An Analysis of the Precursor Measurements of Mars Needed to Reduce the Risk of the First Human Mission to Mars, JPL, June 2005.

1.173. NASA Planetary Photojournal. PIA07492: Before and After a Cleaning Event on Spirit. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/?IDNumber=PIA07492> (на 22.2.2006).

1.174. Hinnners, N.W., et al., Report of the MEPAG Mars Human Precursor Science Steering Group Technology Demonstration and Infrastructure Emplacement (TI) Sub-Group, JPL, July 2005.

Приложение 1.

Сравнение Марса и Земли

1.1. Орбиты

Марс – четвертая от Солнца планета Солнечной системы, расположенная сразу же за Землей. Его расстояние от Солнца примерно в полтора раза больше (точнее, в 1,523), чем у Земли и, соответственно, его период обращения вокруг Солнца (марсианский год) больше земного в $(1,523)^{3/2} = 1,88$ раза. Орбитальные параметры Земли и Марса приведены в табл. 1.1 [1].

Табл. 1.1. Элементы орбит Марса и Земли [1]

Характеристики	Марс	Земля
Большая полуось орбиты, а.е.	1.52366231	1.00000011
Период обращения, лет	1,88	1,00
Наклонение орбиты, град	1.85061	0.00005
Эксцентриситет	0.09341233	0.01671022
Долгота восходящего узла, град	49.57854	-11.26064
Долгота перигелия, град	336.04084	102.94719
Средняя долгота, град	355.45332	100.46435

Расстояние от Земли до Марса меняется с частотой биений между частотами вращения этих планет; период биений (сидерический период) составляет 779,94 суток. Примерно через такое время повторяются события противостояния Марса, когда Марс и Солнце находятся на противоположных сторонах от Земли (точнее говоря, когда их долгота различается на 180°). Минимальное расстояние от Земли до Марса наблюдается в моменты, отличающиеся от противостояний в пределах нескольких суток. В табл. 1.2 приведены даты противостояний Марса, максимальные видимые диаметры планеты и минимальные расстояния от Земли до Марса.

Табл. 1.2. Противостояния Марса [2]

Дата	Угловой диаметр	Расстояние, а.е. (млн. км)
13 июня 2003 года	20,5"	0,456 (67,8)
28 августа 2003 года	25,1"	0,373 (55,8)
7 ноября 2005 года	19,8"	0,470 (70,3)
28 декабря 2007 года	15,5"	0,600 (89,8)
29 января 2010 года	14,0"	0,664 (99,3)

Изменения минимального расстояния в противостояниях в основном обусловлены эксцентриситетом орбиты Марса; чем ближе окажется Марс к перигелию, тем меньше будет минимальное расстояние, как это было в 2003 году. Для вывода космического аппарата на оптимальную с энергетической точки

зрения траекторию полета к Марсу запуск должен проводиться за два-три месяца до противостояния (так называемое «астрономическое окно») [2].

Из-за большего расстояния от Солнца поток энергии солнечного излучения на орбите Марса меньше (в среднем примерно 43% от земного), а из-за сравнительно большого эксцентриситета его переменность заметно больше – от 493 до 716 Вт/м² для Марса и от 1322 до 1414 Вт/м² для Земли [3].

1.2. Вращение, фигура планеты, гравитационное и магнитное поле

Марсианские сутки всего лишь на сорок минут длиннее земных, и наклон оси его вращения к орбите мало отличается от земного (см. табл. 1.3). Из-за этого характер смены дня и ночи и сезонных изменений на Марсе в целом похож на земной. Марсианские времена года длиннее земных из-за большей продолжительности года (686,98 земных или 668,59 марсианских суток), и, благодаря заметному эксцентриситету, их продолжительность неодинакова (см. табл. 1.4). В табл. 1.5 приведены начала марсианских сезонов в ближайшие годы.

Табл. 1.3. Параметры вращения Марса и Земли [2,4,5]

Параметр	Марс	Земля
Солнечные сутки, час	24,6597	24,0000
Звездные сутки, час	24,6229	23,9345
Наклон плоскости экватора к плоскости орбиты, град	25,19	23,45

Масса Марса примерно в 10 раз меньше, чем у Земли, а сила тяжести на его поверхности примерно вдвое меньше земной. В табл. 1.6 приведены сравнительные характеристики параметров гравитационного поля и фигуры Марса и Земли.

Табл. 1.4. Продолжительность времен года на Марсе и на Земле (в земных сутках) [6]

Сезон	Долгота Солнца L_s в начале сезона	Марс	Земля
Северная весна (или южная осень)	0°	199	92,9
Северное лето (или южная зима)	90°	183	93,6
Северная осень (или южная весна)	180°	147	89,7
Северная зима (или южное лето)	270°	158	89,1

Табл. 1.5. Даты начала марсианских сезонов [6]

Северная весна Южная осень	Северное лето Южная зима	Северная осень Южная весна	Северная зима Южное лето
5 марта 2004 года	20 сентября 2004 года	23 марта 2005 года	17 августа 2005 года
22 января 2006 года	8 августа 2006 года	8 февраля 2007 года	5 июля 2007 года
10 декабря 2007 года	25 июня 2008 года	26 декабря 2008 года	22 мая 1009 года

В отличие от Земли, Марс не имеет сильного дипольного магнитного поля. Его магнитный момент по крайней мере в $4 \cdot 10^4$ раз меньше земного [7]. Однако, на Марсе имеются местные магнитные аномалии, указывающие на существование в прошлом внутреннего активного механизма динамо.

Жидкой воды на поверхности Марса нет, и поэтому вся она является сушей, равной по площади суше Земли. Высота самых высоких гор на поверхности Марса в два с лишним раза больше, чем у Эвереста, а глубина низменностей сравнима с глубиной самых глубоких впадин в Мировом океане (см. табл. 1.7).

Табл. 1.6. Параметры гравитационного поля и фигуры Марса и Земли [8]

Параметр	Марс	Земля
Масса, кг	$6,419 \cdot 10^{23}$	$5,9736 \cdot 10^{24}$
Экваториальный радиус, км	3397	6378,1
Полярный радиус, км	3375	6356,8
Сжатие	0,00648	0,00335
Средний радиус по объему, км	3390	6371,0
Средняя плотность, кг/м ³	3933	5515
Ускорение свободного падения на экваторе, м/с ²	3,69	9,78
Вторая космическая скорость, км/с	5,03	11,19
J2	$1960,45 \cdot 10^{-6}$	$1082,63 \cdot 10^{-6}$

Табл. 1.7. Горы и низменности на Марсе [9]

	Высота, м
Olympus Mons	21 183
Ascraeus Mons	18 201
Pavonis Mons	14 122
Arsia Mons	17 404
Elysium	13 289
Hellas	-7 825
Vallis Marineris (нижняя точка каньона)	-5 320

1.3. Атмосфера

Атмосфера Марса сильно разрежена, холодна, и суха. В табл. 1.8 приведены некоторые сравнительные характеристики марсианской и земной атмосфер, а в табл. 1.9 – сравнительные характеристики их составов.

Табл. 1.8. Характеристики марсианской и земной атмосферы [4,10].

Параметр	Марс	Земля
Среднее давление на поверхности на среднем радиусе, мбар	6,36	1013
Шкала высот, км	11,1	8,43
Средний молекулярный вес	43,34	28,96442
Средняя температура	210 К (-63 °С)	288,15 К (15 °С)
Общая масса атмосферы, кг	$2,5 \cdot 10^{16}$	$5,1 \cdot 10^{18}$

Температура на поверхности Марса в течение суток изменяется очень резко [3]. Минимальные температуры наблюдаются перед рассветом (см. рис. 1), после рассвета температура быстро повышается, достигая максимума после полудня, и к вечеру начинает быстро падать, продолжая уменьшаться в течение ночи до своего предрассветного минимума. Перепад температуры состав-

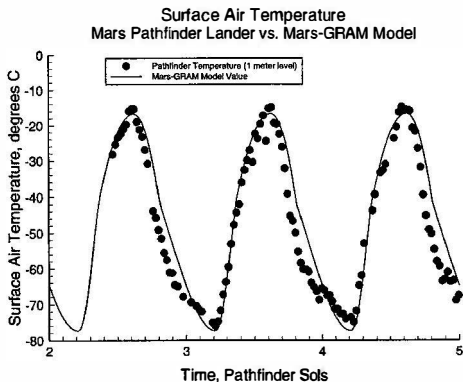


Рис. 1. Температура воздуха на поверхности в зависимости от времени суток [3].

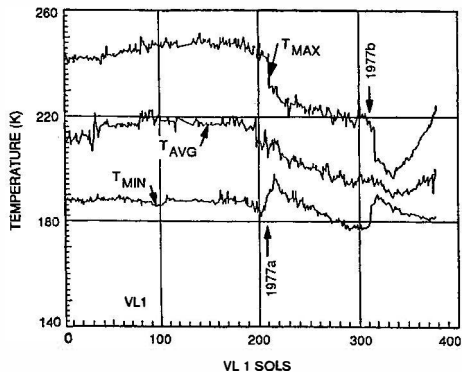


Рис. 2. Влияние пылевой бури на температуру [3].

ляет около 60°C , что вдвое больше перепада температуры в земных пустынях. Модель атмосферы Марса GRAM [11] в целом неплохо описывает суточные изменения температуры. Пылевые бури приводят к значительному уменьшению максимальной дневной температуры (солнечное излучение не доходит до поверхности), не оказывая большого влияния на минимальную ночную температуру (см. рис. 2).

Табл. 1.9. Состав марсианской и земной атмосферы [4,10]

Марс		Земля	
Составляющая	Содержание	Составляющая	Содержание
CO ₂	95,32	N ₂	78,084
N ₂	2,7	O ₂	20,9476
Ar	1,6	Ar	0,934
O ₂	0,13	CO ₂ *	0,0314
CO	0,07	Ne	0,018 ppm
H ₂ O	0,03*	He	5,24 ppm
Ne	2,5 ppm	Kr	1,14 ppm
Kr	0,3 ppm	Xe	0,087 ppm
Xe	0,08 ppm	H ₂	0,5 ppm
O ₃	0,04 ppm	O ₃	2,0 ppm
CH ₄	0,1 ppm*	NO	0,5 ppm*

* Содержание газа может изменяться

На Марсе наблюдаются сезонные изменения давления, связанные с осаждением углекислого газа на полярных шапках (см. рис. 3). Значительные изменения давления связаны с топографическими особенностями: на вершине самой высокой горы Olympus Mons давление падает до 1 мбар, а на дне низменности Hellas оно может достигать 15 мбар.

Изменение плотности атмосфер Марса и Земли с высотой иллюстрируется рисунком 4 [3] (по модели атмосферы Марса GRAM на экваторе для весеннего равноденствия в местный полдень и по модели стандартной земной атмосферы США 1976 года). На больших высотах атмосфера Марса разреженнее

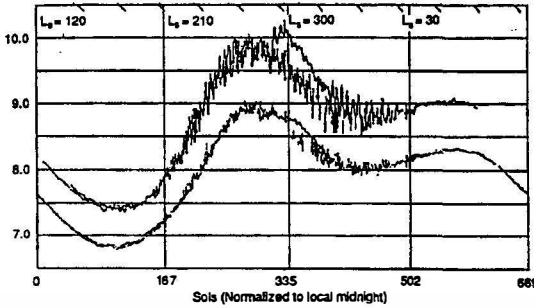


Рис. 3. Изменения давления в течение марсианского года [3]

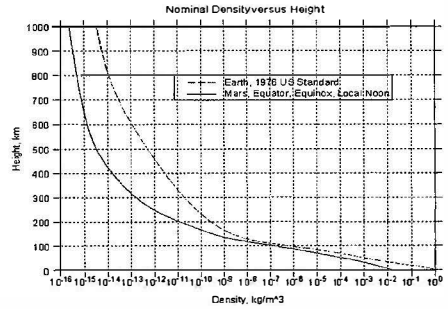


Рис. 4. Зависимость плотности атмосферы Марса и Земли от высоты [3]

земной примерно на два порядка величины, на высотах около 100 км плотности почти сравниваются, а на поверхности снова наблюдается различие на два порядка величины.

На ровной местности ветер на поверхности Марса стихает ночью (скорость порядка 2 м/с) и усиливается днем (6 – 8 м/с). На склонах ветры могут усиливаться до 20 – 40 м/с, точно так же, как и во время пыльных бурь. Однако, из-за малой плотности атмосферы ветровые нагрузки на Марсе всегда будут невелики по сравнению с земными.

Пыль – это неотъемлемая особенность марсианского ландшафта; она всегда присутствует в его атмосфере и ее количество значительно возрастает во время пыльных бурь. В обычных условиях оптическая толща атмосферы равна нескольким десяткам, а во время пыльных бурь она увеличивается до 2 – 3 (см. рис. 5).

1.4. Поверхность

Южная часть Марса представляет собой древнюю местность с большим количеством кратеров, похожую на Луну [3]. Плотность кратеров на северной трети планеты меньше, что может указывать на более позднее образование. На Марсе выделяются несколько крупных образований: Tharsis Bulge (вблизи экватора), большие южные бассейны Hellas и Argyre, и огромный экваториальный каньон Vallis Marineris.

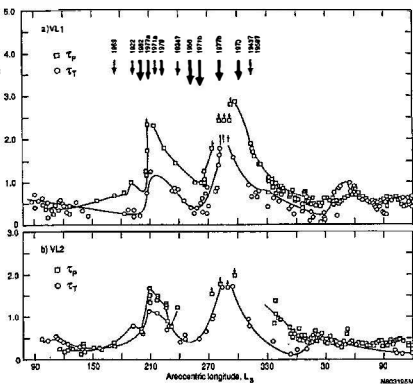


Рис. 5. Оптическая толща атмосферной пыли [3]

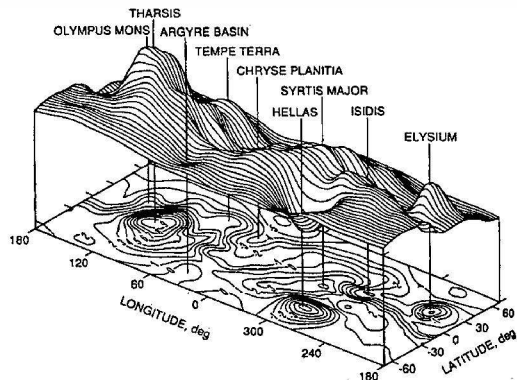


Рис. 6. Топографические особенности Марса [3]

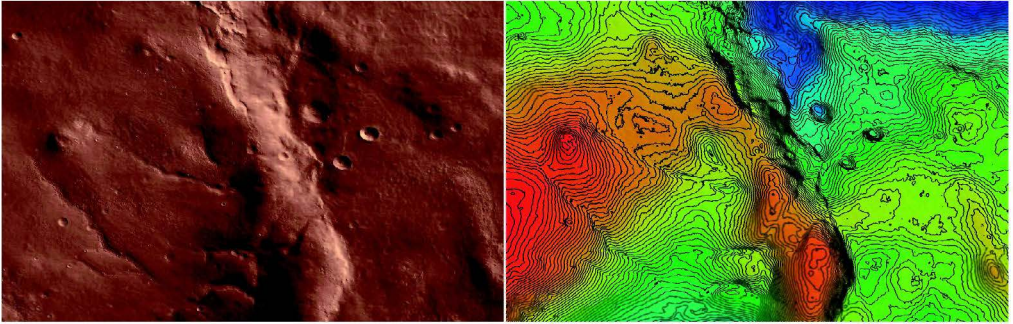


Рис. 7. Первый снимок поверхности Марса космического аппарата «Mars Reconnaissance Orbiter» с высоты 2500 км, полученный 24.03.2006 г. (слева) и топографическая карта участка (справа). Размер квадратного кадра 20,4 км, разрешение 8192 x 8192 пиксела. Контуры высоты проведены через 20 м, общий интервал высот – 1,6 км. Синим цветом отмечены самые низкие участки, красным – самые высокие

На Марсе не обнаружено никаких следов недавней вулканической деятельности или горизонтального движения тектонических плит. Однако, наличие сети долин и каналов указывает на существование древних процессов эрозии. На рис. 6 показано трехмерное представление крупномасштабной топографии Марса.

Поверхность Марса камениста в местах посадки «Viking-1», «Viking-2» и «Mars Pathfinder». Камнями с размером от нескольких сантиметров до 1 метра было покрыто около 15 процентов поверхности [3], что, однако, превышает среднюю для Марса величину в 8 процентов [12]. Камнями с размером более 20 см в среднем покрыто около 1 процента поверхности Марса [12].

Среднеквадратичный уклон поверхности Марса составляет 2 – 4 градуса, что несколько меньше, чем у Луны. Однако, в районах с большим количеством кратеров наблюдался среднеквадратичный уклон от 5 до 10 градусов [3].

Начавший свою работу в марте 2006 года космический аппарат «Mars Reconnaissance Orbiter» передает изображения поверхности Марса с исключительно высоким разрешением (см. рис. 7 [13]), обработка которых по методу фотоклинометрии (восстановлению наклона по яркости) позволяет получать весьма качественные топографические карты рельефа на локальных участках.

Поверхность Марса покрыта слоем мелкодисперсного грунта, физические, механические, и химические свойства которого были достаточно подробно изучены на посадочных аппаратах и марсоходах [3]. Измерения тепловой инерции поверхностного слоя грунта позволяют выявить опасные для посадки участки, покрытые толстым слоем слабо связанной пыли, характеризующиеся весьма малой тепловой инерцией.

Список использованной литературы.

1. Planetary Mean Orbits (J2000) (epoch = J2000 = 2000 January 1.5). Адрес в сети Интернет http://ssd.jpl.nasa.gov/elem_planets.html (27.1.2006).
2. William Sheehan. The Planet Mars: A History of Observation and Discovery. The University of Arizona Press, Tucson, 1996. Адрес в сети Интернет <http://www.uapress.arizona.edu/onlinebks/mars/contents.htm> (22.2006).
3. Mars Transportation Environment Definition Document, ed. by M. Alexander, Marshall Space Flight Center, NASA/TM-2001-210935, March 2001.
4. E. Hauber, Mars - Physical Parameters and Surface Propertiesю Адрес в сети Интернет <http://berlinadmin.dlr.de/Missions/express/marsfacts/marsfactsheet.shtml> (на 7.3.2006).
5. Folkner, W.M., et al., Science 278, 1749-1752 (1997).
6. Jeff Beish, A.L.P.O. Mars Section, Observing Mars. Адрес в сети Интернет http://www.tnmi.net/~dustymars/General_Info_Mars.htm (на 7.3.2006).
7. Асуña, М.Н., et al., Science, Vol.284, Iss. 5415, p. 790-793, Apr 1999.
8. National Space Science Data Center. Mars Fact Sheet. Адрес в сети Интернет <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/marsfact.html> (на 7.3.2006).
9. Mars Geodetic Parameters from MOLA, Адрес в сети Интернет: <http://ltpwww.gsfc.nasa.gov/tharsis/geodesy.html> (10.04.06).
10. Физические величины. Справочник. Энергоатомиздат, 1991.
11. Mars Global Reference Atmospheric Model 2000 Version (Mars-GRAM 2000): Users Guide, NASA/TM-210279, Marshall Space Flight Center, May 2000.
12. Golombek, M.P., and Rapp, D., J. Geophys. Res., 102, No. E2, 1997.
13. NASA Planetary Photojournal. PIA08053: First HiRISE Image of Mars: Topographic Model from Photoclinometry. Адрес в сети Интернет <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA08053> (11.4.2006).
14. Kieffer, H.H., et al., J. Geophys. Res., Vol. 82, No. 28, pp. 4249-91, 1977.

Глава 2. Исторический обзор концепций, проектов, программ полета человека на Марс

2.1. Обзор некоторых основных концепций полета человека на Марс

В период 1903–1914 гг. появились первые публикации К. Э. Циолковского, В. В. Рюмина, Я. И. Перельмана, посвященные проблемам межпланетных полетов человека.

Первые эксперименты по обоснованию схем жизнеобеспечения межпланетных полетов были проведены в 1915 – 1917 гг. Ф. А. Цандером. К весне 1923 г. Ф. А. Цандер завершил работу над проектом и подготовил рукопись «Описание межпланетного корабля системы Ф. А. Цандера». В апреле 1924 года при Военно-научном обществе Академии военно-воздушного флота была организована секция межпланетных сообщений, а в июне секция реорганизована в «Общество изучения межпланетных сообщений». Первые работы, которые можно отнести к проектным, т.е. комплексным, практическим работам, обеспечивающим реализацию полета человека к другим планетам, связаны с именем российского ученого Ф. А. Цандера. К 1924 году, опираясь на труды К.Э. Циолковского, Р. Годдарта, Г. Оберта и свои 20-летние работы, Ф.А. Цандер получил следующие результаты [2.1]:

- *расчетный метод оценки характеристик межпланетных полетов, показал, что для полета 2-3 человек на Марс потребуется межпланетный корабль массой 400 тонн при использовании ракетных двигателей на компонентах жидкий водород и жидкий кислород;*
- *выявил целесообразность использования комбинации аэроплана с ракетой при полетах в атмосфере планет;*
- *определил эффективность малой тяги на межпланетных участках траектории, например, при использовании солнечного паруса;*
- *предложил использовать околопланетные орбитальные станции для обслуживания межпланетных кораблей и производства на орбите водорода и кислорода;*
- *проверил экспериментально возможность использования специальных оранжерей, которые должны находиться на борту для обеспечения жизнедеятельности экипажа.*

На рис. 2.1 представлена комбинация аэроплана с ракетой, как представлялось Ф.А. Цандеру в 1924 году.

В 1928 году в Ленинграде создается Газодинамическая лаборатория (ГДЛ), в 1930 г. Ф. А. Цандер в Москве организует ракетную группу, которая в 1931 году превращается в «Группу изучения реактивного движения» (ГИРД). В 1933 г. на основе объединения ГДЛ и ГИРД рождается Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ), в котором С.П. Королев являлся главным инженером и заместителем начальника ин-

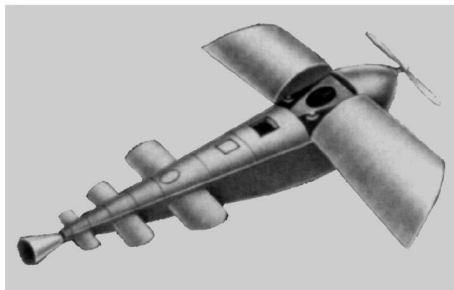


Рис. 2.1 Модель межпланетного корабля Ф.А. Цандера, 1924 г.

ститута. В октябре 1933 года производится первый запуск ракеты «ГИРД-Х» с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД), рис. 2.2.

В 1952 г. В. фон Браун опубликовал свой проект пилотируемой экспедиции на Марс («Das Marsprojekt»). Проект предусматривал полет к Марсу десяти межпланетных кораблей, семь из которых с экипажем по 10 человек в каждом (всего 70 человек) и три грузовых. Сборку кораблей предполагалось производить на околоземной орбите из отдельных частей, доставляемых на орбиту ракетами-носителями с полезным грузом 39 т. Общая начальная масса всех десяти кораблей перед стартом к Марсу на околоземной орбите составляла 37000 тонн. В качестве двигателей для межпланетного перелета использовались ЖРД на компонентах $N_2H_4 + HNO_3$. После выхода кораблей на околомарсианскую орбиту часть экипажа (50 человек) совершала посадку на поверхность Марса в трех посадочных аппаратах. Весь экипаж возвращался к Земле в семи кораблях с выходом на околоземную орбиту.

В 1959 году в ОКБ-1 (ныне РКК «Энергия» им. С.П. Королева) разрабатывался проект «ТМК» для облета экипажем Марса. Торможение у Марса, выход на околомарсианскую орбиту, посадка на поверхность Марса не предусматривались, тем не менее, в проекте были проработаны вопросы длительного полета экипажа по межпланетной траектории.

23 июля 1960 года в СССР было принято Постановление правительства о создании ракетно-космической системы, обеспечивающей выведение на околоземную орбиту тяжелого межпланетного корабля (ТМК) массой 60–80 тонн для межпланетного комплекса [2.2].

В 1960 г. в ОКБ-1 был разработан проект «МЭК». Это был первый отечественный проект полета к Марсу с посадкой человека на поверхность Марса. Начальная масса комплекса на околоземной орбите составляла 600 т. Для межпланетного перелета планировалось использовать ядерную электроракетную двигательную установку с термоэмиссионным реактором-преобразователем. Состав экипажа 6 человек, из которых 3 человека совершают посадку на поверхность Марса. Этот проект стал началом постоянного совершенствования концепции РКК «Энергия» полета человека на Марс.

В 1960 г. Э. Штулингер предложил использовать ядерную энергоустановку с паротурбинным циклом на жидком металле, которая питает ионные двигатели для обеспечения полета человека на Марс.

В 60 – 70-х годах прошлого века проблеме энергодвигательного обеспечения пилотируемой марсианской экспедиции стало уделяться все большее внимание. В таких организациях, как Исследовательский центр имени М.В. Келдыша, Институт атомной энергии им. И.В. Курчатова, Физико-энергетический институт, НПО «Энергия», НИКИЭТ, КБ химавтоматики и др. были проведены обширные НИР, которые показали перспективность трех схем: с твердофазным ядерным реактором, с газофазным ядерным реактором, электроядерные ракетные энергодвигательные установки.

Рис. 2.2 Первая ракета в России с ЖРД, успешно прошедшая летные испытания 21.11.1933 г. Ракета «ГИРД-Х» имела двигатель «Д-10» на компонентах жидкий кислород и этиловый спирт и получила дальнейшее развитие. В период 1935-1939 гг. было проведено в ОКБ-7500 наземных и 25 летных испытаний с целью отработки методов управления.



Были созданы экспериментальные установки, реакторы, проведены «петлевые» испытания основных узлов двигателей в различных стационарных реакторах и таким образом была заложена основа высокотемпературной ядерной энергетики для космоса.

В 1966 году в ЦНИИМаш был разработан проект пилотируемого полета к Марсу «МАВР» без посадки человека на поверхность планеты. Затем в 1969 году был выпущен отчет по пилотируемой экспедиции с посадкой на поверхность (тема «Аэлита»). В этом отчете предлагался посадочный исследовательский комплекс с различными вариантами по количеству членов экипажа и с различными сценариями доставки комплекса на поверхность Марса.

К 1980 г. в ОКБ, которым руководил В. Н. Челомей, были завершены работы над проектом пилотируемой экспедиции на Марс (тема «Сегенит») на основе отечественного ядерного ракетного двигателя (ЯРД), который разрабатывался Исследовательским центром имени М.В. Келдыша совместно с КБХА и другими организациями.

На основании Постановления Совета Министров СССР от 30.12.1988 № 1474 «О государственных научно-технических программах», программа «Марс», в 1990 г. была разработана «Программа реализации пилотируемых экспедиций на Марс в 2010–2020 гг.». Были определены: политические, технико-экономические, научные предпосылки экспедиции на Марс, установлены принципы экспедиции. Сформирована программа НИР и ОКР.

В 1991 г. в США в рамках принятой «Инициативы исследования космоса» («Space Exploration Initiative» – SEI) был рассмотрен полет человека на Марс в период с 2012 по 2014 гг. на основе американского ЯРД «NERVA». В 1997 г. разрабатывается схема эталонной экспедиции человека на Марс, в которой в качестве основного двигателя выбран ЯРД российской разработки.

В рамках программы «Марс» в 1992 году была проведена Советско-Американская экспедиция в Антарктиду по изучению природных условий, схожих с марсианскими. В 1998 году исследовательская группа NASA провела проработки варианта марсианской экспедиции с многокорабельной схемой полета и использованием ядерного двигателя. На первом этапе предполагалась доставка на поверхность Марса базы для производства из марсианских ресурсов топлива и средств обеспечения жизнедеятельности. Время полета экипажа 860 суток с пребыванием на поверхности Марса в течение 500 суток. Для выхода на околомарсианскую орбиту предполагалось использование атмосферы Марса для аэродинамического торможения. Общая начальная масса всех кораблей экспедиции была названа от 260 до 400 т, экипаж 4 человека.

В 2001 г. Европейское космическое агентство принимает программу «Аврора» («Aurora Programme»), конечной целью которой является пилотируемая экспедиция на Марс. В рамках этой программы в 2004 г. разработан проект «Пилотируемая экспедиция на Марс», схема полета – однокорабельная, двигательная установка межпланетного корабля – ЖРД (водород/кислород). Начальная масса всего комплекса 1355 т. Время сборки на околоземной орбите 4,6 года, длительность экспедиции – 2,6 года, экипаж 6 человек.

В январе 2004 г. президент США Дж. Буш объявляет программу «Перспективы исследования космоса» («Vision for Space Exploration»), конечной целью которой является высадить человека на Марс в 2030-2033 годах.

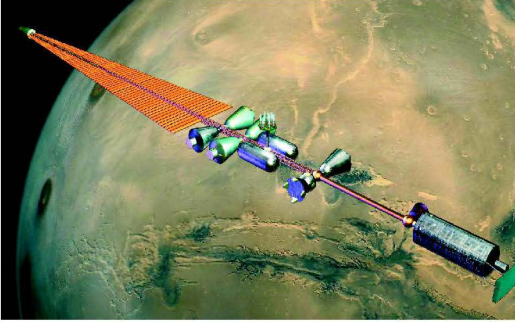


Рис. 2.3 Общий вид межпланетного комплекса (1960 г.).

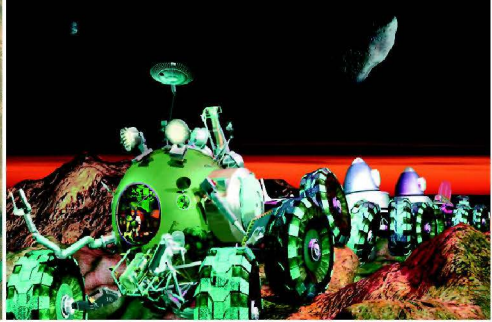


Рис. 2.4 «Поезд» на поверхности Марса (1960 г.)

2.2. Российский проект экспедиции. Эволюция развития

Работы по проекту «МЭК» (Межпланетный экспедиционный комплекс) были начаты в РКК «Энергия» в 1960 году. Основным принципиальным решением проекта было использование электроракетных двигателей для перелета по межпланетной траектории. Это решение осталось неизменным для всех последующих модификаций проекта. В качестве энергоустановки вначале предполагалось использовать ядерный термоэмиссионный реактор-преобразователь электрической мощностью 7 МВт, рис. 2.3. [2.3].

Корабль планировалось собирать на околоземной орбите из отдельных частей, которые доставлялись на орбиту тяжелой ракетой-носителем (в это время еще только начинались работы по ракете Н-1). Количество членов экипажа – шесть человек.

Предполагалось, что после перелета к Марсу корабль выходит на круговую околомарсианскую орбиту, от него отделяются пять посадочных аппаратов, которые совершают посадку на поверхность Марса. В одном из этих аппаратов находилась часть экипажа всей экспедиции в составе трех человек. Эти аппараты после посадки на поверхность собирались в виде платформ, платформы соединялись в «поезд», который в течение года исследовал поверхность Марса, перемещаясь от одного полюса Марса до другого. В составе «поезда» было пять платформ: жилая платформа с экипажем, платформа с конвертопланом для разведки окружающей местности, две платформы с ос-

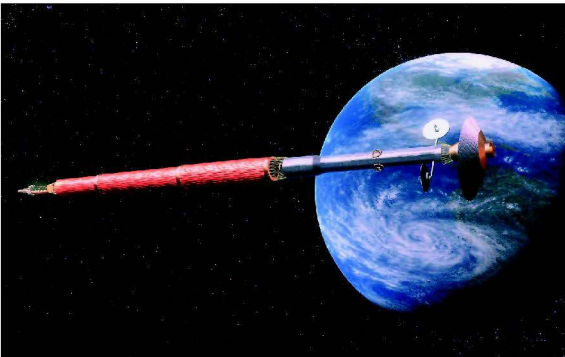


Рис. 2.5 Общий вид межпланетного комплекса (1969 г.)



Рис. 2.6 Старт экипажа на взлетной ракете с поверхности Марса (1969 г.)



Рис. 2.7 Общий вид межпланетного комплекса с двумя ядерными электроракетными установками (1987 г.)

новной и дублирующей взлетной ракетой и платформа с энергоустановкой с ядерным реактором, рис. 2.4.

После проведения исследований экипаж во взлетной ракете возвращался на межпланетный экспедиционный комплекс и совершал обратный полет к Земле. В окрестности Земли от комплекса отделялся специальный корабль, в котором экипаж возвращался на Землю с торможением в плотных слоях атмосферы, а экспедиционный комплекс продолжал полет по гелиоцентрической орбите, становясь искусственным спутником Солнца.

В 1969 году этот проект был переработан. Была увеличена электрическая мощность ядерного реактора до 15 МВт. Для увеличения надежности питания электроракетных двигателей межпланетного перелета было установлено три реактора вместо одного, рис. 2.5.

К этому времени стало известно, что атмосфера Марса существенно менее плотная, чем предполагалось ранее, и «аппетиты» пришлось умерить: количество посадочных аппаратов было уменьшено до одного, в котором экипаж совершал посадку на поверхность Марса и взлет с нее, рис. 2.6. В качестве ракеты-носителя для доставки элементов межпланетного комплекса на орбиту предполагалось использовать модификацию ракеты-носителя Н-1 (Н-1М).

В 1987 году конфигурация межпланетного экспедиционного комплекса была уточнена. Для увеличения надежности межпланетного перелета вместо одной двигательной установки с ядерными реакторами были установлены две независимые установки с тремя ядерными реакторами в каждой, со своими радиаторами и пакетами электроракетных двигателей, рис. 2.7.

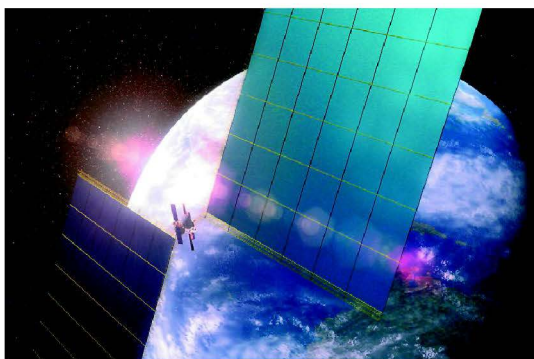


Рис. 2.8 Общий вид межпланетного комплекса с солнечными батареями (1988 г.)

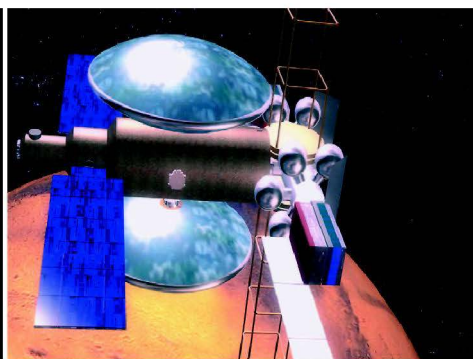


Рис. 2.9 Центральная часть комплекса с межпланетным орбитальным кораблем и двумя взлетно-посадочными комплексами (1988 г.)



Рис. 2.10 Современный вид межпланетного экспедиционного комплекса (2006 г.)

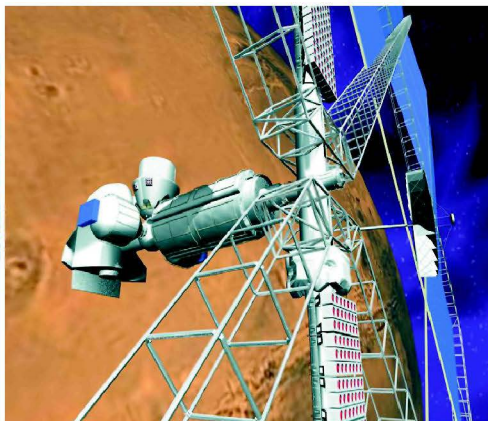


Рис. 2.11 Центральная часть межпланетного экспедиционного комплекса с орбитальным кораблем и взлетно-посадочным комплексом

Была изменена конфигурация взлетно-посадочного комплекса. Вместо распространенной в то время сегментально-конической формы была принята цилиндрическо-коническая.

В 1988 году, вследствие большого прогресса в создании пленочных фотопреобразователей и успехов в разработке трансформируемых ферменных конструкций, ядерный реактор был заменен на пленочные солнечные батареи. Основным достоинством такого решения явилась возможность многократного резервирования элементов энергодвигательной установки межпланетного корабля [2.4, 2.5]. В этом случае вся энергодвигательная установка может быть построена по многомодульному принципу и ее надежность может достигать уровня практически недостижимого для других типов двигателей, рис. 2.8, 2.9.

Было уменьшено количество членов экипажа до четырех человек, два из которых совершают посадку на поверхность Марса. Для сборки корабля на орбите Земли предполагалось использовать новую ракету-носитель «Энергия».

Использование неядерной энергодвигательной установки позволило изменить и общую схему полета. Теперь весь комплекс не пролетал мимо Земли, становясь искусственным спутником Солнца, а возвращался на околоземную орбиту для повторного использования.

В последующие годы проводилась модернизация проекта в направлении совершенствования и упрощения технологии развертывания солнечных батарей, проработка характеристик систем межпланетного комплекса, рис. 2.10, 2.11. Одним из принципиальных технических решений последних лет явилось изменение конструкции межпланетного орбитального корабля таким образом, чтобы для его доставки на околоземную орбиту можно было использовать не только ракету «Энергия», но также и существующие ракеты-носители, включая модификации ракет-носителей «Протон» и «Ангара».

Кроме того, была решена одна из серьезных проблем проекта – обеспечение радиационной безопасности экипажа. Для защиты экипажа от космической радиации на внешних поверхностях жилого отсека межпланетного

корабля были установлены баки с рабочим телом двигательной установки межпланетного перелета.

Была разработана программа летной отработки технических решений комплекса. Она включала специальные экспериментальные модули, которые планировалось доставить на орбитальную станцию кораблем «Прогресс». Работы по проекту проводились в кооперации с другими организациями: Центром Келдыша, ИМБП, ИКИ РАН, ЦНИИМаш [2.6].

Большая работа проводилась по отработке технических решений и медико-биологических проблем марсианской экспедиции на орбитальных станциях «Салют» и «Мир» в рамках программы технических экспериментов. В процессе эксплуатации станций были отработаны длительные полеты человека в космос: от 24-суточного полета экипажа Г. Добровольского, В. Волкова, В. Пацаева на станции «Салют» до 438-суточного полета врача-космонавта В. Полякова на станции «Мир». Были отработаны различные варианты разворачиваемых ферменных конструкций для размещения пленочных солнечных батарей межпланетного экспедиционного комплекса. В качестве основы для будущих ферменных конструкций межпланетного комплекса была принята ферма «Софора». На борту станции «Мир» в течение более года экспонировались образцы пленочных солнечных батарей, тех самых, которые планируется использовать на межпланетном комплексе.

2.3. Выводы

- 1. В течение многих десятилетий рассматривались различные концепции марсианских экспедиций с использованием различных сценариев полета и различных технических решений по конструкции комплекса для полета человека на Марс.*
- 2. Российский проект межпланетной экспедиции отличается от других проектов использованием для межпланетного перелета маршевых электроракетных двигателей*

2.4. Список использованной литературы

- 2.1. Ф.А.Цандер «Проблемы межпланетных полетов». М., «Наука», 1988.
- 2.2. В.Е.Бугров «Марсианский проект Королева». Журнал «Российский космос», № 2, 2006.
- 2.3. А.А. Горшков, В.Е. Любинский «Первый отечественный марсианский проект». Журнал «Аэрокосмический курьер», № 1, 2000.
- 2.4. В.П. Глушко, Ю.П. Семенов, А.А. Горшков «Дорога к Марсу». Газета «Правда», № 145, 1988.
- 2.5. Ю.П. Семенов, А.А. Горшков «Марс. Готовы ли мы к встрече?». Журнал «Наука в России», № 3, 1990.
- 2.6. А.С. Коротеев, В.Ф. Семенов «Вопросы космонавтики».

Глава 3. Межпланетный экспедиционный комплекс для полета на Марс

3.1. Проблемы экспедиции на Марс

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

Корабли для длительного полета человека существуют. Это жилые модули орбитальных станций. Нужно только с помощью ракетных блоков вывести такой модуль на межпланетную траекторию и он достигнет орбиты Марса. Спуск экипажа на поверхность Марса можно совершить так же, как совершают спуск автоматические аппараты.

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

Проблема 1. Во-первых, существенно возрастает общий масштаб всей задачи. Масса корабля для полета человека на Марс больше автоматического аппарата почти в 100 раз. Простым увеличением массы топлива и мощности ракетных блоков задачу не решить, так как слишком большой становится начальная масса комплекса перед стартом к Марсу с околоземной орбиты. Эта величина достигает порядка 1500 тонн и все части этого комплекса надо вывести на околоземную орбиту с помощью ракет-носителей и состыковать.

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

Есть еще одна особенность межпланетных разгонных ракетных блоков. Многоступенчатый разгонный блок для полета корабля по межпланетной траектории должна собираться и испытываться не на Земле, а на околоземной орбите. Для того, чтобы надежность такого блока, хотя бы приблизилась к надежности современных ракет-носителей, необходимо провести большое количество испытательных пусков, чтобы было возможно его использовать в пилотируемом полете. Многократные испытательные полеты разгонных блоков, собираемых из большого числа составных частей, мало реальны. Поэтому необходимы новые технологии и двигательные установки, более эффективные и позволяющие существенно повысить надежность. См. главу 5. «Энергодвигательный комплекс».

Проблема 2. Экипаж уже работал на орбитальных станциях в течение длительного времени. Космонавт В.В. Поляков провел на станции «Мир» около 1,5 лет. Но полет на Марс будет составлять не 1,5 года, а около 2,5 лет. И для обеспечения такого полета еще нужно провести дополнительные исследования и решить ряд медицинских проблем до того, как экипаж стартует к Марсу, см. главу 12 «Медико-биологическое обеспечение космических экспедиций».

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

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

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

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

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

3.2. Варианты концепций полета человека на Марс.

Концептуальные решения

Проектирование межпланетного экспедиционного комплекса заключается в принятии большого числа технических решений с проведением расчетных, экспериментальных и конструктивно-компоновочных работ. Все эти решения зависят друг от друга. Решение в одной области может противоречить решениям в других областях. Например, на основании необходимого объема работ, выполняемых экипажем в полете, может быть принято решение, что

экипаж экспедиции должен состоять из шести человек. А при разработке компоновки корабля может оказаться, что, например, защита его от галактической радиации приведет к почти непреодолимым трудностям и придется пересматривать это решение и искать компромисс, чтобы минимизировать проблемы и т. д. Нужно заметить, что все проектирование заключается в поиске компромисса между противоречивыми требованиями.

Для того, чтобы снизить вероятность постоянного пересмотра уже принятых решений, на основании анализа их взаимного влияния, процедуры проектирования выстраиваются в определенной иерархии по степени их влияния друг на друга. Прежде всего, формируется общая концепция экспедиции, то есть принимаются, так называемые концептуальные решения, от которых практически зависит вся остальная работа. Тогда уменьшается вероятность того, что придется возвращаться назад и менять уже принятые решения. Хотя, нужно отметить, что полностью исключить такой пересмотр по результатам дальнейшей проработки никогда не удастся.

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

Дело в том, что перечисленные выше критерии противоречат друг другу (конфликт критериев). Например, желание сделать проект как можно более дешевым может привести к уменьшению безопасности экипажа.

Необходим анализ критериев и выявление главного из них. Критерий обеспечения безопасности экипажа или, иными словами, максимальной вероятности благополучного возвращения экипажа на Землю после проведения всех этапов экспедиции на Марс, обладает определенными особенностями. Во-первых, он очень важен с самых разных точек зрения. Во-вторых, достижение приемлемого уровня показателя по этому критерию находится в районе предела возможностей космической техники для такой сложной задачи, как полет человека на Марс.

Поэтому главным критерием принятия концептуальных решений явился критерий максимальной вероятности благополучного возвращения экипажа. Остальные критерии выступают в виде ограничений: риск нереализации проекта не должен превышать определенную величину, результаты экспедиции должны быть достаточно весомыми и т. д. Трудность заключается в том, что количественные показатели по критериям-ограничениям появляются только после проведения всей совокупности работ. Поэтому на основании квалификации и опыта проектантов необходим качественный прогноз этих показателей на каждом этапе работ.

Принятие концептуальных решений позволяет сформировать общий облик межпланетного комплекса. К концептуальным решениям относится выбор: типа двигательной установки для межпланетного перелета, сценария и схемы полета, количества членов экипажа, ракеты-носителя для доставки элементов межпланетного экспедиционного комплекса. Остальные технические решения уже принимаются в зависимости от выбранной концепции.

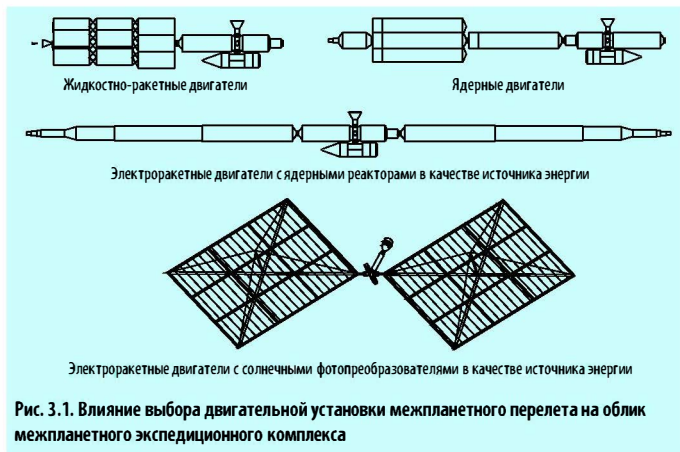


Рис. 3.1. Влияние выбора двигательной установки межпланетного перелета на облик межпланетного экспедиционного комплекса

3.2.1. Выбор двигательной установки для межпланетного перелета

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

В процессе многолетних исследований были проанализированы самые разные варианты двигателей для межпланетного перелета: жидкостные ракетные, ядерные и электроракетные на солнечной или ядерной энергии, рис. 3.1.

Жидкостные ракетные двигатели – наиболее отработанный тип двигателей, но их эффективность для межпланетных перелетов весьма низка и начальная масса марсианского корабля будет чрезмерно большой, что существенно удорожает и усложняет проект. Есть принципиальная возможность снизить начальную массу корабля за счет использования аэродинамического торможения в атмосфере Марса, но это является дополнительным усложнением и без того сложной схемы экспедиции. Необходима специальная тепловая защита элементов межпланетного комплекса, чтобы рассеять кинетическую энергию многотонного комплекса при входе в атмосферу Марса со второй космической скоростью. Это существенно усложняет конструкцию комплекса.

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

Ядерные ракетные двигатели дают существенный выигрыш в начальной массе марсианского корабля по сравнению с жидкостными ракетными двигателями. Отработка на Земле двигателей с мощной радиоактивной струей, в принципе, возможна, но это потребует создание дорогих стендов с закрытым выхлопом. Такие стенды несут с собой опасность для районов, где они распо-

ложены, так как изоляция стендов с мощным радиационным «выхлопом» существенно сложнее, чем изоляция ядерных реакторов. Кроме того, ситуация с летной отработкой этих двигательных установок связана с обеспечением ядерной и радиационной безопасности населения Земли.

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

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

Представляется заманчивым отказаться от ядерных реакторов и использовать двигатели на солнечной энергии, которые можно, в том числе, использовать многократно. Но в дальнейшем, при широком освоении планет, все равно придется использовать ядерную энергию и в этом смысле у варианта с ядерным реактором есть определенная перспектива. Поэтому в поле рассмотрения остается и вариант с солнечной электростанцией, и вариант с ядерным реактором. Подробнее смотри в главе 5. «Энергодвигательный комплекс».

3.2.2. Выбор сценария экспедиции

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

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

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

У этого пути есть уязвимые места. Прежде всего, такая программа требует существенно больших средств с самого начала. С самого первого пилотиру-

емого полета мы связываем себя с конкретным районом Марса, в который мы должны осуществить несколько посадок (раз уж мы создали там базу для длительного пребывания людей).

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

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

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

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

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

Кроме того, надо иметь в виду, что обеспечение длительной работы экипажа на Марсе в первом полете на Марс значительно увеличивает стоимость и сложность первой экспедиции. Это связано с усложнением сценария полета: покидание межпланетного комплекса всем составом экипажа на два года, введение обязательных процедур размещения жилых объемов при длительном нахождении на Марсе внутри марсианского грунта. Все это снижает общую вероятность благополучного исхода первой экспедиции. Такие сценарии воз-

можно только в последующих полетах, когда на поверхности Марса уже будут развернуты базы для длительного проживания экипажа.

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

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

Посадка на поверхность Марса возможна сразу с траектории Земля-Марс. Но такой сценарий может быть использован только при полете «в один конец». Для корабля с возвращением обратно на Землю может рассматриваться только посадка на поверхность с промежуточной орбиты, на которой необходимо оставить комплекс для возвращения к Земле. Поэтому любой комплекс для полета на Марс с последующим возвращением экипажа должен включать три части: комплекс для проживания во время полета по траектории Земля-Марс-Земля, специальный комплекс, в котором экипаж или его часть спускается на поверхность Марса и взлетает с нее и энергодвигательный комплекс для межпланетного перелета.

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

3.2.3. Выбор количества членов экипажа

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

Как показали проработки по орбитальному кораблю (см. главу 4), например, при количестве членов экипажа шесть человек становятся проблематичными технические решения по использованию рабочего тела двигателей для

защиты от космической ионизирующей радиации, которые вполне могут использоваться для защиты экипажа из четырех человек.

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

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

3.2.4. Выбор грузоподъемности ракеты-носителя для доставки частей межпланетного комплекса на орбиту

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

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

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

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

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

разрабатывать новую ракету-носитель.

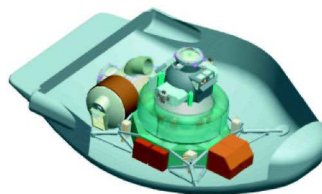
3.2.5. Состав экспедиционного комплекса

Состав экспедиционного комплекса определен исходя из выбранного сценария полета на Марс (см. 3.2.2).

1. Прежде всего, в составе комплекса должен быть корабль, в котором будет работать экипаж при полете на межпланетной траектории. Здесь же должно быть размещено все основное оборудование комплекса, которое обязательно



Межпланетный орбитальный корабль, в котором работает экипаж на межпланетной траектории



Взлетно-посадочный комплекс, в котором часть экипажа совершает посадку на поверхность



Буксир межпланетного перелета, который обеспечивает полет по траектории Земля – Марс – Земля



Корабль возвращения к Земле, в котором экипаж возвращается к Земле на последнем этапе экспедиции

Рис. 3.2 Составные части межпланетного комплекса

- должен обслуживать экипаж, так как возможность профилактики и ремонта со стороны экипажа является обязательным фактором обеспечения необходимой надежности всего комплекса. Этот корабль называется межпланетным орбитальным кораблем (МОК).
2. В состав комплекса входит также взлетно-посадочный комплекс (ВПК), на котором часть экипажа совершает посадку и взлет с поверхности Марса. Для взлета с поверхности Марса в составе взлетно-посадочного комплекса должна быть специальная взлетная ракета.
3. Для обеспечения полета комплекса по межпланетной траектории в его составе должна находиться энергодвигательная установка, которая выполняет функции межорбитального буксира.
4. Для обеспечения возможности возвращения экипажа на низкую околоземную орбиту, отдельно от всего межпланетного комплекса, в составе комплекса предусмотрен корабль возвращения к Земле (КВЗ).

Составные части межпланетного экспедиционного комплекса представлены на рис. 3.2.

Облик всего межпланетного экспедиционного комплекса во многом зависит от выбранной двигательной установки межпланетного корабля (буксира), поэтому рассматривается построение межпланетного экспедиционного комплекса отдельно для варианта с ядерным реактором и отдельно с солнечными батареями.

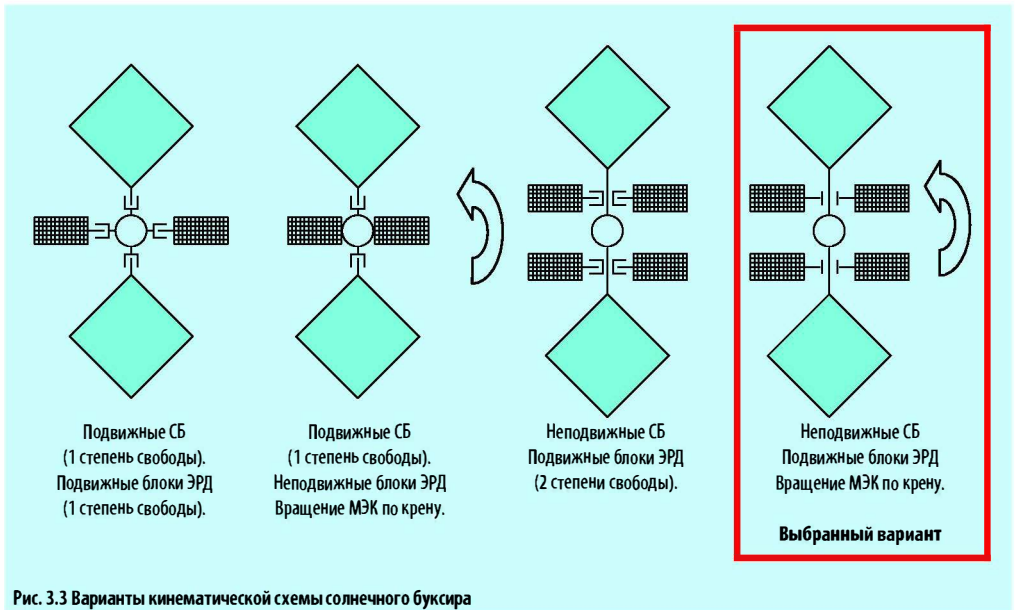


Рис. 3.3 Варианты кинематической схемы солнечного буксира

3.2.6. Межпланетный экспедиционный комплекс с использованием тонкопленочных солнечных батарей в качестве источника энергии для электроракетных двигателей

Площадь солнечных батарей составляет 120000 м², исходя из потребной электрической мощности 15 МВт. Общая кинематическая схема комплекса должна обеспечить независимость положения плоскости солнечных батарей и направления вектора тяги двигателей. Перпендикуляр к плоскости солнечных батарей должен быть направлен на Солнце, а направление вектора тяги двигателей переменное, в зависимости от положения комплекса на межпланетной траектории в соответствии с баллистическими расчетами.

Были рассмотрены различные кинематические схемы с поворотами солнечных батарей относительно корпуса межпланетного орбитального корабля и схемы с вращением электроракетных двигателей, рис. 3.3.

На основании анализа конструктивных схем несущие фермы солнечных батарей устанавливаются жестко на корпусе межпланетного орбитального корабля, а модули двигателей на одноосных приводах для изменения вектора тяги относительно всего комплекса. Вторая степень свободы для обеспечения любого направления вектора тяги обеспечивается вращением всего корабля с солнечными батареями относительно его продольной оси.

Несущая конструкция солнечных батарей состоит из четырех радиальных ферм и ферм, образующих квадрат. Строительная высота фермы составляет 4 м, рис. 3.4. На эти фермы и устанавливаются модули с фотопреобразователями. В основу несущих ферм положена конструкция типа «Софора», отработанная на станции «Мир».

Основная несущая ферма разворачивается из пакета диафрагм и пакетов продольных стержней с помощью стапеля и установленных на нем манипуляторов, и средств фиксации соединений, рис. 3.5, 3.6.

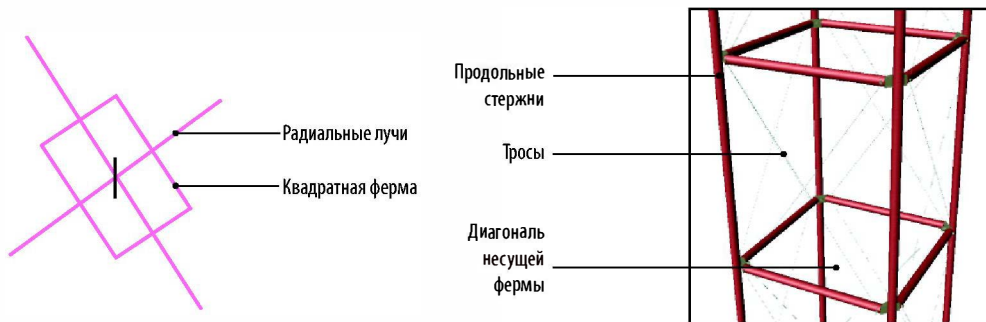


Рис. 3.4 Основная несущая ферма солнечной батареи

Жесткость конструкции солнечных батарей обеспечивается соответствующим выбором: конструктивных элементов, строительной высоты основных несущих ферм, типа соединений (за счет узлов фиксации с использованием «памяти формы»), угла (168°) относительного расположения модулей солнечных батарей («домиком»), рис. 3.7.

На основные несущие фермы устанавливаются модули солнечных батарей, собранные на монтажной раме с помощью стапеля. Сначала на монтажной раме собираются рамки модулей, рис. 3.8. Затем на рамки модулей устанавливаются пленочные фотопреобразователи, рис. 3.9. После этого рамки модулей с блоками преобразователя напряжения устанавливаются на основные несущие фермы, рис. 3.10, 3.11.

Во время монтажно-сборочных работ на межпланетном орбитальном корабле находится экипаж монтажников и испытателей. Все работы по монта-

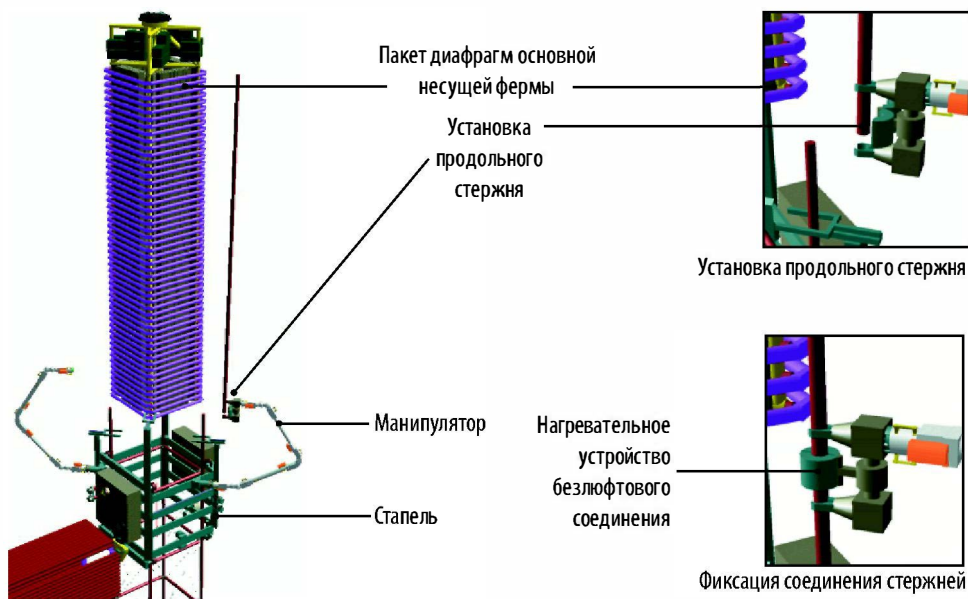


Рис. 3.5 Сборка основной несущей фермы с помощью стапеля и устройства безлюфтового соединения (технология сборки фермы «Софора»)

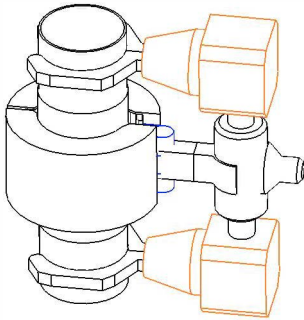


Рис. 3.6 Нагревательное устройство для безлофтового соединения стержней фермы (эффект «памяти формы»)

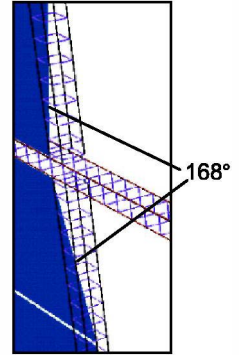


Рис. 3.7 Относительное расположение модулей солнечных батарей

жу проводятся с помощью манипуляторов. Экипаж только контролирует эти операции и вмешивается в процесс в случае каких-либо отклонений его от штатного проведения.

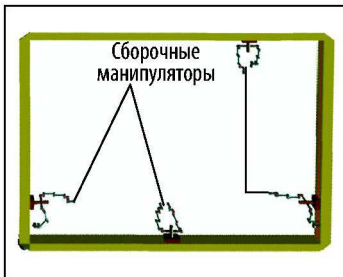
Для обеспечения направления вектора тяги через центр масс межпланетного экспедиционного комплекса двигательные модули выполнены в виде двух панелей, вынесенных от несущей фермы на специальных штангах. Двигательные модули в панели установлены на автономных независимых одноосных приводах вращения, рис. 3.12.

На основных радиальных фермах устанавливаются автономные электроракетные двигательные установки, обеспечивающие ориентацию комплекса в процессе полета, рис. 3.13.

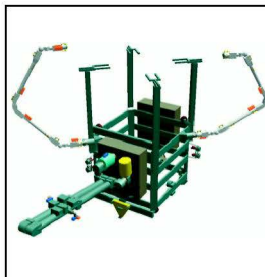
Взаимное расположение панелей солнечных батарей и электроракетных двигателей должно исключить воздействие выхлопных струй двигателей, при их повороте, на солнечные батареи.

Взаимное расположение всех частей комплекса должно позволять проводить отстыковку взлетно-посадочного комплекса и корабля возвращения к Земле от межпланетного орбитального корабля на любом этапе полета. Кроме того, все эти части комплекса должны обеспечивать свободный переход экипажа в каждый из них, рис. 3.14.

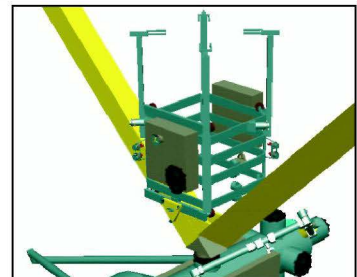
При общей компоновке межпланетного комплекса должны быть предусмотрены стыковочные порты для стыковки пилотируемых кораблей на околоземной орбите для доставки экипажей обслуживания и экипажей экспедиции



Монтажная рама для сборки модуля солнечной батареи



Станель



Размещение станеля на монтажной раме

Рис. 3.8 Монтажная рама и станель для сборки модуля солнечного буксира (принадлежность МКС)

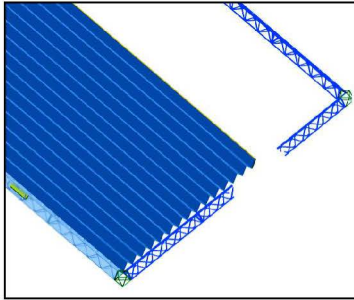


Рис. 3.9 Разворачивание фотопреобразователя на рамке модуля

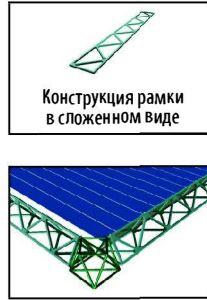


Рис. 3.10 Конструкция рамки модуля

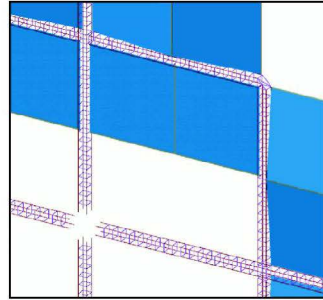


Рис. 3.11 Размещение модуля на основной ферме

перед стартом к Марсу, а также для стыковки грузовых кораблей при оснащении межпланетного экспедиционного комплекса необходимыми грузами для обеспечения полета к Марсу.

Основные характеристики межпланетного экспедиционного комплекса, рис. 3.15

- *Стартовая масса* 480 тонн
- *Масса межпланетного орбитального корабля* 60 тонн
- *Электрическая мощность батареи солнечного буксира (околоземная орбита)* 15 МВт
- *Площадь солнечных батарей* 120000 м²
- *КПД солнечных батарей* 10 %
- *Скорость истечения струи электроракетных двигателей* 70 км/сек
- *Масса рабочего тела маршевой двигательной установки* 280 тонн
- *Общее количество членов экипажа в первых экспедициях* 4 человека
- *Количество членов экипажа взлетно-посадочного комплекса* 2 человека
- *Расчетная длительность экспедиции* до 800 сут
- *Время нахождения комплекса на околомарсианской орбите* до 30 сут

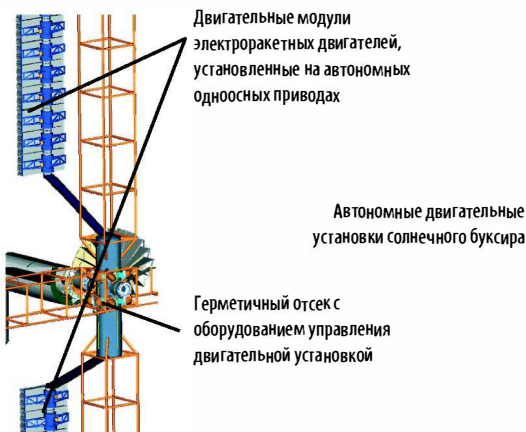


Рис. 3.12 Размещение маршевых двигателей (двигательные модули)

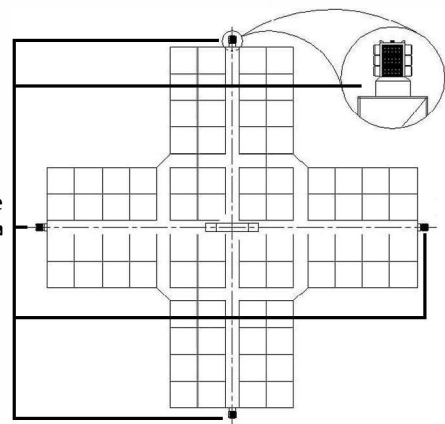


Рис. 3.13 Размещение автономных двигательных установок системы ориентации и стабилизации комплекса



Рис. 3.14 Взаимное расположение модулей межпланетного орбитального корабля, взлетно-посадочного комплекса, корабля возвращения к Земле и других элементов

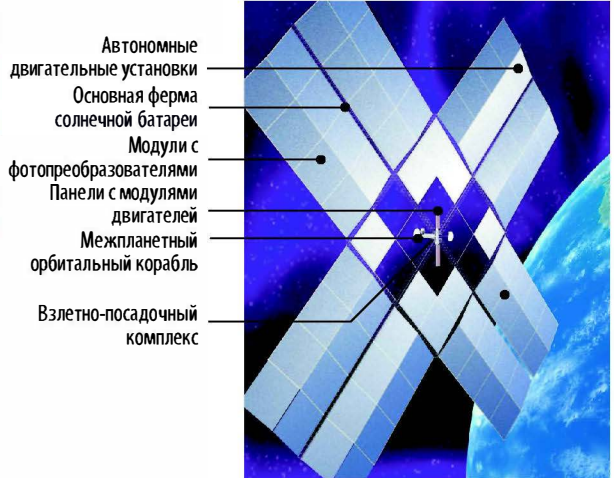


Рис. 3.15 Общий вид межпланетного экспедиционного комплекса

3.2.7. Обеспечение безопасности экипажа

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

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

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

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

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

тех пор, пока не будет доказано отсутствие биологической жизни на Марсе, прямая посадка экипажа на Землю без карантинных мероприятий на околоземной орбите недопустима, слишком велика цена, которую придется заплатить за игнорирование этой опасности.

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

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

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

Для определения вероятности благополучного возвращения экипажа и выявления «узких мест», по которым должна быть проведена дополнительная работа в направлении увеличения надежности тех или иных операций, проведен специальный анализ всех фаз полета.

Безопасность межпланетного перелета зависит от надежности двигательной установки и работоспособности межпланетного орбитального корабля. Многомодульное построение солнечного буксира дает основание считать работу двигательной установки весьма надежной. В самом деле: каждый модуль энергоустановки работает независимо, и отказ одного, двух и более из них слабо влияет на успех межпланетного перелета и, следовательно, на безопасность экипажа при межпланетном перелете, рис. 3.16. Остается, правда, так называемый, человеческий фактор: нарушение регламента выполнения отдельных операций, а так же ошибки экипажа или наземного персонала при вычислении траектории, но существуют специальные мероприятия по существенному снижению вероятности этих ошибок.

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

В течение многих лет эксплуатации станция снабжается всем необходимым, в том числе, для ремонта. Посещения станции транспортными корабля-

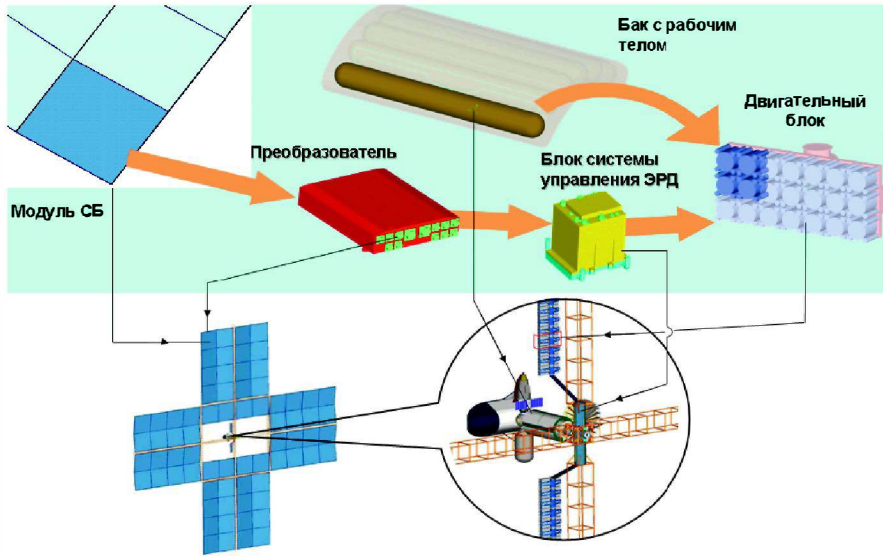


Рис. 3.16 Независимые модули – основа построения двигательной установки солнечного буксира

ми происходят через 3-4 месяца. Здесь такой возможности не будет в течение около 2,5 лет.

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

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

Особое внимание должно уделяться посадке и возвращению с поверхности Марса. На взлетно-посадочном комплексе операции проходят быстро. «Холодное» резервирование (то есть наличие резервных блоков в неработающем состоянии) в этом случае не дает результатов, а «горячее» (когда блоки и агрегаты работают параллельно) - не всегда достаточно. Разумеется, резервирование используется на ВПК там, где это возможно. Например, двигатели при посадке и взлете имеют избыточную тягу, чтобы операции посадки и взлета были выполнены даже при отказе одного из двигателей. Резервируются блоки управления, энергопитания, радиосистемы, системы обеспечения жизнедеятельности экипажа. Но таких возможностей, какие имеются на МОК, на ВПК нет из-за особенностей его функционирования: времени на замену вышедших из строя элементов просто нет.

Главным фактором обеспечения безопасности экипажа при работе его на ВПК является принятие таких решений, которые снижают вероятность возникновения отказов. Например, предпочтение следует отдать тем техническим решениям, которые не требуют, например, разворачивания дополнительных элементов конструкции, так как здесь имеются потенциальные возможности отказа.

Необходимо исключить операции, связанные с дополнительными рисками. Так, например, при посадке аппарата на планету с атмосферой обычно последовательно используется набор средств для торможения в атмосфере. Сначала с помощью двигателей аппарат переходит на траекторию спуска. Это первый этап торможения. Затем аппарат тормозится в атмосфере с использованием специальной аэродинамической формы его конструкции. Это второй этап торможения. Затем с помощью парашютных систем происходит третий этап торможения. И, наконец, реактивные двигатели завершают этап мягкой посадки.

При посадке на Землю главным фактором торможения является использование парашютных систем. Последний участок использования реактивных двигателей является весьма коротким и служит для обеспечения комфортной мягкой посадки.

При посадке на Марс даже при использовании парашютных систем последний двигательный участок является довольно длительным. Для повышения надежности посадки целесообразно отказаться от участка парашютирования вообще, переложив его задачи на торможение корпусом и с помощью реактивных двигателей. Конечно, парашютные системы позволяют несколько уменьшить запасы топлива на торможение и такие парашютные системы можно сделать. Но это еще один источник ненадежности. Кроме того, при отказе от парашютных систем упрощается процесс отработки ВПК в марсианской атмосфере.

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

Успех экспедиции во многом будет зависеть от программы отработки технических решений проекта. Существо программы состоит в том, чтобы проводить отработку элементов корабля с постепенным наращиванием средств. Одновременно с отработкой технических решений будущего межпланетного корабля проводится программа исследования Марса. (См главу 9. «Летная отработка средств экспедиции»).

Программа отработки включает создание серии специальных аппаратов с маршевыми электроракетными двигателями и отработку самих элементов межпланетного комплекса около Земли. При отработке посадки и взлета с Марса должна одновременно проводиться широкая программа исследований.

В этом смысле, многократное использование средств межпланетного комплекса позволяет существенно увеличить объем отработки, в особенности взлетно-посадочного корабля в реальных условиях Марса и, как следствие, повысить безопасность экипажа.

3.2.8. Межпланетный экспедиционный комплекс с использованием ядерного реактора в качестве источника энергии для электроракетных двигателей

Компоновка экспедиционного комплекса с ядерной установкой включает защиту от ядерных реакторов всех остальных частей корабля. Так как установка вокруг реакторов сферической защиты потребует экранов слишком большой массы, то нужно использовать теньевую защиту, то есть установить экран, защищающий от излучения ядерных реакторов остальную часть комплекса в ограниченном телесном угле. Чтобы масса этого экрана была минимальной, необходимо минимизировать телесный угол защиты, для этого нужно вынести блок реакторов, на несколько десятков метров. Длина этого выноса ядерных реакторов определяется на основании сравнительного анализа уровня радиации, телесного угла теньевой защиты, массы экрана защиты и массы конструкции штанги для выноса блока реакторов.

При компоновке комплекса должно быть предусмотрено оптимальное размещение радиатора сброса остаточного тепла из энергоустановки. Расположение радиаторов должно быть таким, чтобы они находились за экраном защиты от излучения блока ядерных реакторов и чтобы в поле излучения радиаторов не попадали элементы конструкции. Для удовлетворения этим условиям удобно расположить радиаторы на штанге, которая служит для выноса блока ядерных реакторов.

Для того, чтобы телесный угол защиты от радиационного излучения ядерных реакторов был меньше, вся компоновка комплекса должна быть линейной. То есть элементы комплекса размещаются последовательно: блок

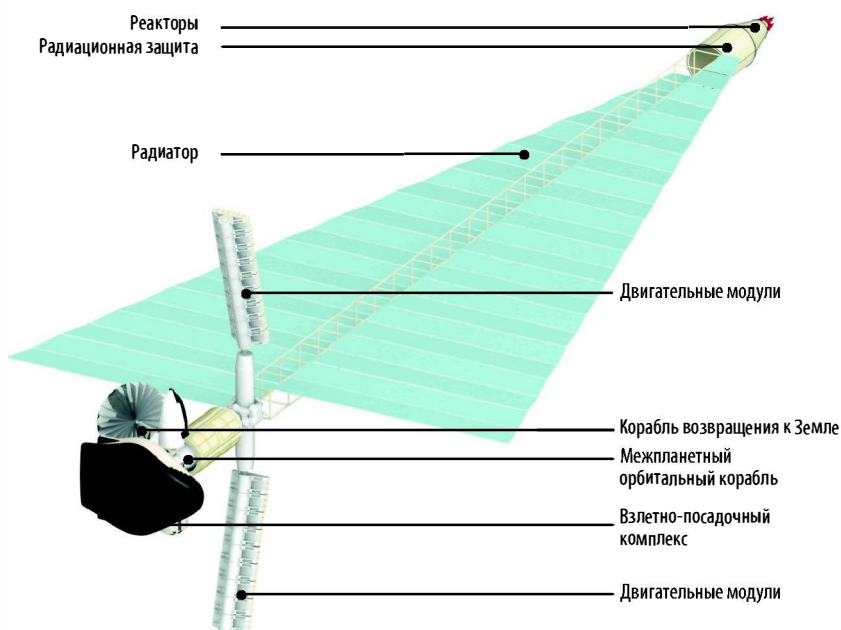


Рис. 3.17 Общий вид межпланетного экспедиционного комплекса с ядерным реактором

реакторов – радиационная защита – радиатор-излучатель – межпланетный орбитальный корабль

Собственно электроракетные двигатели (иногда их называют «движители» или тяговые модули) должны располагаться таким образом, чтобы с одной стороны, они находились «в тени» радиационной защиты от ядерных реакторов, с другой – вектор тяги должен проходить через центр масс всего комплекса. Для обеспечения прохождения вектора тяги через центр масс всего межпланетного комплекса две панели с пакетами тяговых модулей устанавливаются симметрично относительно продольной оси комплекса.

Взаимное расположение остальных частей комплекса должно позволять отстыковку взлетно-посадочного комплекса и корабля возвращения к Земле от межпланетного орбитального корабля на любом этапе полета при выключенном реакторе. Кроме того, все эти части комплекса должны обеспечивать свободный переход экипажа в каждый из них.

При общей компоновке межпланетного комплекса должны быть предусмотрены стыковочные порты для стыковки пилотируемых кораблей на околоземной орбите для доставки экипажей обслуживания и экипажей экспедиции перед стартом к Марсу, а также для стыковки грузовых кораблей для оснащения межпланетного экспедиционного комплекса необходимыми грузами для обеспечения полета к Марсу. На рис. 3.17 представлен общий вид МЭК в варианте с использованием ядерных реакторов в качестве источника энергии для электроракетных двигателей.

3.3. Баллистическое обоснование концепций марсианской экспедиции

3.3.1. Место и роль баллистических расчетов в разработке космических проектов

Накопленный опыт изучения и освоения космического пространства с помощью ракетно-космической техники свидетельствует, что баллистические расчеты и исследования являются неотъемлемой, а, во многом, и первоочередной частью разработки любого космического проекта, связанного с полетом / полетами космических аппаратов.

Именно баллистические расчеты и основанный на них проектно-баллистический анализ позволяют дать ответы на следующие важнейшие вопросы:

- *может ли быть принципиально реализован разрабатываемый космический проект при заданных требованиях и ограничениях с точки зрения законов небесной механики и космической баллистики;*
- *каким образом (по каким орбитам, схемам, с помощью каких движителей) может совершаться полет космического аппарата, чтобы обеспечить выполнение целевой программы проекта с учетом выдвинутых требований и условий;*
- *каковы будут основные характеристики выбираемой баллистической схемы полета, и какова цена реализации данной схемы, в том числе, по временным и массово-энергетическим критериям.*

При этом полученные результаты баллистических проработок могут оказывать существенное влияние на другие составные части проекта и, в целом, на его первоначальный облик.

Особое место принадлежит баллистической части работ при проектировании сложных межпланетных полетов, состоящих из нескольких разных фаз и предусматривающих комплексное увязывание этих фаз в единую схему экспедиции. Здесь большое значение приобретает многовариантность построений различных возможных баллистических схем и их детальный анализ. Это позволяет, в конечном счете, выбрать оптимальную (или, по крайней мере, наиболее рациональную) итоговую схему, отвечающую выдвинутым требованиям и критериям по ключевым аспектам миссии, либо сделать обоснованное заключение, что при заданных исходных данных и условиях такую баллистическую схему построить невозможно.

Работа над подобными сложными проектами предполагает определенную итерационность процесса разработки, в том числе и в части, касающейся проектной баллистики. В этом случае результаты баллистических расчетов могут оказывать влияние и вносить существенные коррективы в принимаемые концептуальные и технические решения по проектируемой миссии, и наоборот – по мере внесения изменений в концепцию или составные части проекта будет необходимо проведение соответствующих баллистических перерасчетов, способных обосновать приемлемость этих изменений с баллистической точки зрения.

Сказанное выше в полной мере относится и к разработке рассматриваемого проекта марсианской пилотируемой экспедиции.

3.3.2. Исходные данные и положения для проектно-баллистических построений и анализа схем марсианской экспедиции

Проектно-баллистические построения и исследования схем марсианской пилотируемой экспедиции осуществлялось в соответствии с основными положениями принятой концепции этой экспедиции и на основе исходных данных, отражающих достигнутый уровень и последние результаты соответствующих проектно-конструкторских, технологических и научных проработок, полученных в различных организациях, также участвующих в разработке данного марсианского проекта по своим профильным направлениям [3.1].

Рассматривались два основных концептуальных варианта однокорабельной экспедиции к Марсу:

- а) без проведения высадки экипажа на поверхность Марса (сокращенная программа экспедиции),
- б) с возможностью проведения орбитально-десантных операций с помощью взлетно-посадочного комплекса (полная программа экспедиции).

В обоих случаях предполагалось, что межпланетный экспедиционный комплекс (МЭК) должен быть доставлен на околомарсианскую орбиту с заданными параметрами, на которой он будет совершать полет в течение определенного времени с выполнением предусмотренной программы исследования Марса. После завершения марсианской фазы экспедиции корабль возвращается к Земле.

Рассматривались схемы полета для вариантов использования в составе МЭК разных типов энергодвигательного комплекса (ЭДК):

- ЭДК, основанного на жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) «большой» тяги;

- ЭДК на основе электроракетных двигателей (ЭРД) «малой» тяги.

При этом для полетов с использованием электроракетных двигательных систем рассматривались случаи, когда работу ЭРД обеспечивала либо ядерная (ЯЭУ), либо солнечная (СЭУ) энергоустановка.

В соответствии с принятой концепцией схема экспедиции состояла из следующих фаз:

- *старт МЭК с околоземной монтажной орбиты (со средней высотой $H_{cp} = 450$ км, и наклоном $i = 51.6^\circ$) и разгон его до гиперболических скоростей отлета от Земли;*
- *межпланетный перелет по маршруту Земля – Марс;*
- *подлет к Марсу и выход корабля на рабочую орбиту искусственного спутника Марса. В качестве последней рассматривались:*
 - *а) околокруговая орбита с параметрами: $H_{cp} = 400 \div 500$ км, $i = 30^\circ$,*
 - *б) эллиптическая орбита, с минимальной высотой $H_{min} = 500$ км и максимальной высотой $H_{max} = 18000$ км (период ~ 12 часов), $i = 30^\circ$;*
- *полет по орбите ИСМ в течение не менее 30 суток и выполнение запланированной программы исследования Марса, включая орбитально-десантные операции (для второго концептуального варианта экспедиции);*
- *старт с орбиты ИСМ и переход на траекторию полета к Земле;*
- *перелет по возвратной межпланетной траектории Марс – Земля;*
- *подлет к Земле и завершение полета МЭК.*

Рассматривалось три варианта возможного завершения полета:

1. *КВЗ с экипажем при подлете к Земле отделяется от МЭК и непосредственно с межпланетной траектории входит с заданными условиями в атмосферу Земли, где с помощью специальной программы управления движением совершает мягкую посадку. Оставшийся без экипажа МЭК совершает свободный полет по межпланетной траектории;*
2. *МЭК с экипажем на борту доставляется на исходную монтажную орбиту ИСЗ, после чего экипаж в КВЗ осуществляет спуск с орбиты в заданный район Земли.*
3. *МЭК направляется с межпланетной траектории на опорную (монтажную) орбиту ИСЗ. На сфере действия Земли от него отделяется КВЗ и после придания соответствующего импульса скорости корабль возвращения переходит на гиперболическую подлетную траекторию, осуществляет прямой вход в атмосферу с заданными условиями и последующую посадку. Возможен вариант отделения КВЗ от МЭК на высокой околоземной орбите с переходом на низкую орбиту с помощью маневра управляемого аэрозавхвата (см. главу 7).*

Варианты завершения экспедиции 2) и 3) позволяют сохранить основные элементы МЭК, в частности «Жилой модуль» и, возможно, ЭДК для последующих межпланетных полетов. Однако они требуют дополнительных затрат времени и энергоресурсов на выполнение соответствующих операций при подлете к Земле.

Принималось, что проектируемые схемы полета должны удовлетворять следующим основным требованиям и ограничениям:

- *схема полета должна обеспечить надежное выполнение целевых задач миссии;*

- *общая продолжительность пилотируемого полета не должна превышать 2-2,5 лет;*
- *суммарная масса полностью снаряженного к полету межпланетного корабля при старте с околоземной орбиты должна быть не более 600 тонн;*
- *допустимое сближение МЭК с Солнцем на участках межпланетных перелетов должно быть не менее 0,58 – 0,57 а.е. (87 – 85 млн. км).*
- *в случае завершения полета прямым входом КВЗ с межпланетной траектории в атмосферу Земли скорость входа не должна превышать 15 км/с.*

Как было отмечено, работы по проектированию баллистических схем полета МЭК основывались на последних результатах исследований и проработок по соответствующим направлениям рассматриваемого проекта. Согласно этому для проведения проектно-баллистических построений были приняты следующие исходные данные и допущения:

1. Полезная нагрузка (ПГ) состоит из следующих составляющих:

- *МЭК массой $m_1 = 60$ тонн,*
- *КВЗ, массой $m_2 = 15$ тонн,*
- *ВПК (для реализации полной программы экспедиции), массой $m_3 = 35$ тонн,*
- *резерва ПГ, массой $m_4 = 10$ тонн.*

Использование резерва ПГ предусматривается для случаев достаточно протяженных по времени и сложных схем экспедиции, в то время как для относительно скоростных и простых схем экспедиции от этого резерва можно отказаться. В общем случае полагалось, что номинальное значение массы ПГ ($m_{нз}$) пилотируемого межпланетного корабля при его возвращении к Земле составляет 85 тонн. В то же время допускалось, что $m_{нз}$ на возврате может составлять и 75 тонн (при отсутствии резерва).

2. При рассмотрении вариантов схем, основанных на использовании ЖРД, расчеты базировались на следующих исходных данных и положениях:

- *2.1 Для выполнения маневра разгона МЭК у Земли используются ЖРД, работающие на трехкомпонентном топливе: кислород-метан-водород. В этом случае удельный импульс $I_{сп} = 430$ с, а масса двигателей с баками для хранения топлива составляет 10 % от необходимого для маневра топлива.*
- *2.2 Для проведения маневров у Марса и при возврате к Земле применяются ЖРД, использующие в качестве горючего метан. Удельный импульс такого ЖРД $I_{сп} = 380$ с, а баки для хранения топлива вместе с двигателем имеют массу ~ 5 % от массы топлива, расходуемого на маневры.*

Массу необходимого топлива для ЖРД как в случае 2.1, так и в случае 2.2 требовалось определить в результате проектно-баллистических построений.

3. При использовании в МЭК энергодвигательного комплекса, основанного на ЭРД, в качестве источника энергии для обеспечения работы этих двигателей рассматривалась как ЯЭУ, так и СЭУ. В обоих случаях в качестве номинальной выходной электрической мощности энергоустановки принималось значение $N_e^0 = 15$ МВт.

В то же время, для случая организации ЭДК на основе ядерной энергоустановки допускалось увеличение выходной мощности ЭУ в полтора раза, т.е. до величины $N_e^0 = 22,5 \text{ МВт}$.

Предполагалось, что при использовании ЯЭУ ее мощность остается постоянной на всем протяжении полета, а выходная мощность СЭУ меняется по мере изменения расстояния R межпланетного корабля от Солнца. При этом принималось, что в случае с СЭУ имеет место следующая зависимость N_e от R : $N_e = R^{1.7} \cdot N_e^0$ при $R > 0.7 \text{ а.е.}$, $N_e = 0,7^{1.7} \cdot N_e^0$ при $R < 0.7 \text{ а.е.}$

Кроме того, в случаях использования в составе ЭДК солнечной энергоустановки, полагалось, что на протяжении всего полета обеспечивается режим работы ЭРД с сохранением постоянного массового расхода рабочего тела (РТ).

4. При проведении исследований принималось, что суммарная удельная масса ЭРДУ (включая энергоустановку), как ядерной, так и солнечной, составляет 5 кг на 1 кВт выходной мощности. В соответствии с этим масса ЭРДУ – $m_{\text{дв}}$ имела значения: $m_{\text{дв}} = 75 \text{ тонн}$ при $N_e^0 = 15 \text{ МВт}$, $m_{\text{дв}} = 112,5 \text{ тонн}$ при $N_e^0 = 22,5 \text{ МВт}$.

5. Входящие в состав обоих видов ЭРДУ электроракетные двигатели (ионные или холловские типа ДАС) в качестве рабочего тела используют аргон. Номинальная величина удельного импульса I_{sp} для этих ЭРД принималась равной $I_{sp} = 9000 \text{ с}$. В то же время допускалось регулирование I_{sp} в пределах $6800 \div 9000 \text{ с}$.

Коэффициент полезного действия η ЭРДУ, т. е. коэффициент преобразования поступающей от энергоустановки электрической мощности в реактивную мощность струи ЭРД, зависит от величины удельного импульса I_{sp} следующим образом: $\eta = 0.7$ для $I_{sp} = 9000 \text{ с}$, $\eta = 0.65$ для $I_{sp} = 6800 \text{ с}$.

6. Масса рабочего тела ЭРД (аргона) – трт, необходимая для обеспечения выполнения запланированного полета, определяется в результате проектно-баллистических расчетов. При этом учитывается масса баков для хранения рабочего тела, равная 3 % от массы РТ.

7. При построении баллистических схем для сопряжения разных участков полета на границах сфер действия планет принимались следующие значения для радиусов этих сфер:

$R_{\text{сф}}^3 = 2.6 \text{ млн. км}$ – для сферы действия Земли,

$R_{\text{сф}}^M = 1 \text{ млн. км}$ – для сферы действия Марса.

Приведенное значение близко к значению радиуса так называемой сферы влияния Кислика для Земли [3.2], использование которой выгоднее с баллистической точки зрения при «склеивании» геоцентрических и гелиоцентрических участков траектории межпланетных кораблей. В этом случае ошибки в параметрах траектории при переходе от одного притягивающего центра к другому в среднем минимальны. Вместе с тем, при решении некоторых проектно-баллистических задач наряду с указанной сферой влияния рассматривались также классическая сфера действия Земли по Лапласу, с радиусом $R_{\text{сф}}^3 \sim 0.9 \text{ млн. км}$, и гравитационная сфера Хилла со значением $R_{\text{сф}}^3 \sim 1.5 \text{ млн. км}$ [3.3].

Предварительно выполненные специальные расчеты по оценке наиболее выгодных по энергетическим критериям сроков реализации рассматриваемой марсианской экспедиции показали, что ближайшим наилучшим старто-

вым окном (по указанным критериям) для полета пилотируемого корабля к Марсу будет являться период около 2018 года. В связи с этим проектируемые схемы полета МЭК привязывались к указанному стартовому окну.

Построение и анализ баллистических схем марсианской пилотируемой экспедиции проводилось с использованием методических подходов и программно-математических средств проектной баллистики, разработанных специалистами ЦУП ЦНИИмаш.

3.3.3. Схемы полета марсианского корабля на основе ЖРД

Построение схем полета с использованием ЖРД большой тяги, осуществлялось на основе методики, предусматривающей решение задачи в классической импульсной постановке. В этом случае при выборе и анализе схем полета КА предполагается, что межорбитальные переходы совершаются путем приложения определенных дискретных дополнительных импульсов скорости к имеющейся скорости КА в определенные моменты времени. Гелиоцентрические участки межпланетных перелетов (между сферами действия планет) в данной методике находятся на основе теории Ламберта. Для заданных исходных данных осуществляется оптимизация схемы полета – определение временных характеристик перелета, обеспечивающих минимальное значение определенного критерия. Как показали многочисленные оценки и большой опыт решения проектных баллистических задач, используемый подход дает вполне приемлемое приближение на этапе предварительных проработок по выбору схем полета межпланетных КА с ДУ «большой» тяги.

Были рассмотрены схемы полета МЭК на основе ЖРД, которые предусматривали в качестве завершающего этапа экспедиции только возврат КВЗ с экипажем на Землю (без сохранения оставшихся элементов МЭК).

Первоначально был выполнен комплекс проектно-баллистических построений и исследований по выбору оптимальной схемы полета МЭК на основе ЖРД в классической постановке, предусматривающей полет по оптимальным межпланетным траекториям и минимизацию энергетических затрат на реализацию всей экспедиции. Согласно этой постановке отлет МЭК с опорной орбиты ИСЗ к Марсу и с рабочей орбиты ИСМ при возврате к Земле должны были выполняться в оптимальные сроки соответствующих стартовых окон, определяемых законами движения Земли и Марса по их гелиоцентрическим орбитам и взаимной конфигурацией этих планет.

В соответствии с исходными данными принималось, что разгон МЭК с опорной орбиты ИСЗ осуществляет ДУ с удельным импульсом $I_{sp} = 430$ с, а последующие операции торможения и разгона у Марса выполняются с помощью ДУ, имеющей удельный импульс $I_{sp} = 380$ с.

При проектировании схемы были рассмотрены случаи, когда подлет МЭК к Марсу завершается непосредственным выходом на околокруговую рабочую орбиты ИСМ с $H_p = 500$ км (вариант 1) и когда в качестве орбиты назначения при подлете к Марсу, с которой впоследствии корабль стартует к Земле, выбирается 12-ти часовая эллиптическая орбита ИСМ с $H_{min} = 500$ км и $H_{max} = 18000$ км (вариант 2). При этом в обоих случаях не предполагалось выполнения орбитально-десантных операций у Марса, т.е. рассматривался полет в рамках сокращенной программы марсианской экспедиции.

Масса полезной нагрузки МЭК в обоих указанных случаях соответствовала номинальному значению $m_{нт} = 85$ тонн.

Основные характеристики данной схемы приведены в табл. 3.1. Графическое представление схемы (в проекции на плоскость эклиптики) дано на рис. 3.18.

Табл. 3.1 Характеристики баллистической схемы полета МЭК на основе ЖРД при стартах в оптимальные сроки

Вариант схемы	Вариант 1 ОИСМ круговая, $H_{cp} = 500$ км	Вариант 2 ОИСМ: $H_{min} \times H_{max} = 500 \times 18000$ км
Перелет Земля-Марс		
Дата старта с опорной орбиты ИСЗ	12.05.2018 г.	12.05.2018 г.
Импульс разгона, $\Delta V_{ст}^3$, км/с	3,521	3,521
Кол-во затраченного топлива (с баками), тонн	450,5	260
Время перелета t , сут	204	204
Фаза полета вблизи Марса		
Дата подлета к Марсу	02.12.2018 г.	02.12.2018 г.
Импульс торможения, $\Delta V_{ст}^M$, км/с	2,230	1,233
Кол-во затраченного топлива (с баками), тонн	145	53
Дата отлета от Марса	06.06.2020 г.	06.06.2020 г.
Импульс разгона с орбиты ИСМ, $\Delta V_{ст}^M$, км/с	2,465	1,469
Кол-во затраченного топлива (с баками), тонн	84	43
Перелет Марс-Земля		
Время перелета t , сут	191	191
Дата подлета к Земле	15.12.2020 г.	15.12.2020 г.
Скорость входа в атмосферу $V_{ст}^3$, км/с	11,6	11,6
Общее время экспедиции, сут	947	947
Суммарный импульс ΔV_2 , км/с	8,216	6,224
Общее кол-во затраченного топлива, тонн	679,5	356
Начальная масса корабля, тонн	765	441

Как следует из приведенных данных, спроектированная в классической постановке схема полета МЭК обеспечивает (в варианте 2) выполнение установленных требований к марсианской экспедиции по основным критериям, кроме временного. Общее время экспедиции, согласно построенной схеме, составляет 947 суток, или ~ 2.6 года. В связи с этим возникла задача поиска более «быстрых» (в смысле времени полета МЭК) баллистических схем марсианской экспедиции.

В первую очередь было принято решение ограничиться минимальным предусмотренным сроком пребывания корабля на околомарсианской орбите 30 суток. Такой подход позволял в принципе сократить суммарные сроки экспедиции, однако ценой этого становился отказ от полета по наиболее рациональным и безопасным межпланетным траекториям, соответствующим оптимальным стартовым окнам для перелетов от Земли к Марсу и возврату от него к Земле.

В результате проведенных работ была найдена схема, которая позволяет существенно сократить суммарные сроки экспедиции, и обеспечивает требуемую безопасность на межпланетных участках (по условиям сближения

МЭК с Солнцем). Однако реализация этой схемы требует очень больших энергетических затрат. Так, для обеспечения полета МЭК с массой полезной нагрузки $m_{пт} = 85$ тонн в варианте, предусматривающем выход на заданную круговую орбиту ИСМ, требуется порядка 2000 тонн топлива. В случае же варианта выхода этого корабля на эллиптическую 12-ти часовую орбиту ИСМ потребное количество топлива заметно сокращается, но и здесь оно превышает 1100 тонн, что значительно превышает допустимые пределы по принятым условиям проекта.

Одним из возможных путей сокращения затрат топлива на реализацию схемы полета является использование технологии предварительного аэродинамического торможения межпланетного корабля в атмосфере Марса при подлете к планете для обеспечения его выхода на орбиту ИСМ. В этом случае может быть существенным образом сэкономлено топливо, необходимое на реализацию тормозного импульса у Марса активным способом. Эффективность применения такого подхода для вывода межпланетного КА с подлетной траектории на орбиту ИСМ подтверждена многочисленными научными проработками. Уместно также отметить, что подобный подход в свое время был практически реализован при возвращении КА «Зонд» от Луны к Земле. Основные характеристики баллистической семы марсианской экспедиции с использованием аэродинамического торможения при выходе МЭК на орбиту ИСМ приведены в табл. 3.2. При этом вариант 3 соответствует выходу корабля на околокруговую, а вариант 4 – на эллиптическую орбиту ИСМ. В обоих случаях полагалось $m_{пт} = 85$ тонн.

Как видно из табл. 3.2, спроектированная схема полета, предусматривающая выполнение маневра аэродинамического торможения при подлете межпланетного корабля к Марсу, позволяет, в варианте выхода МЭК на заданную эллиптическую орбиту ИСМ, обеспечить требования проекта по суммарным срокам, массово-энергетическим параметрам экспедиции и условиям входа КВЗ в атмосферу Земли. Незначительное превышение допустимой начальной массы МЭК при старте с опорной орбиты ИСЗ не может заметно повлиять на общий результат проектных расчетов, особенно в свете принципиального сокращения времени межпланетного полета, достигнутого в этих вариантах.

Вместе с тем, учитывая, что в соответствии с исходными данными на проектирование марсианской экспедиции для полетов с относительно непродолжительными общими сроками допускалось уменьшение массы полезной нагрузки корабля на величину до 10 тонн (т.е. в пределах допускался отказ от резерва), были реализованы варианты построения схемы полета МЭК при значении $m_{пз} = 75$ тонн. Найденные в результате таких построений баллистические схемы имели те же временные характеристики и условия возвращения

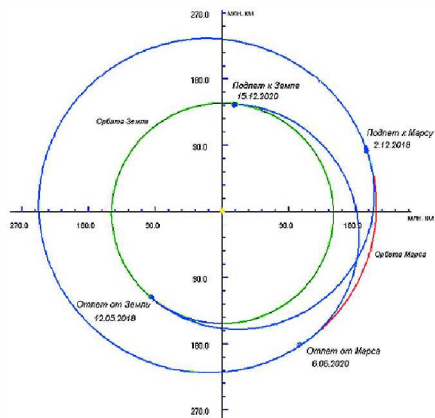


Рис. 3.18 Схема полета для марсианской экспедиции на основе ЖРД с оптимальными сроками стартов для межпланетных перелетов (время пребывания у Марса 552 суток)

пилотируемого корабля на Землю, что и приведенные в табл. 3.2, однако стартовая масса МЭК в этих случаях снижалась до величин:

- 735 тонн – для варианта схемы с выходом корабля на круговую орбиту ИСМ;
- 560 тонн – для варианта схемы, предусматривающей полет вблизи Марса по эллиптической орбите ИСМ с $H_{\min} = 500$ км и $H_{\max} = 18000$ км.

Соответствующая данным табл. 3.2 «ускоренная» схема полета МЭК показана в графическом виде на рис. 3.19. Видно, что на участках межпланетных перелетов корабль не приближается к Солнцу до расстояний менее 90 млн. км (0.60 а.е.).

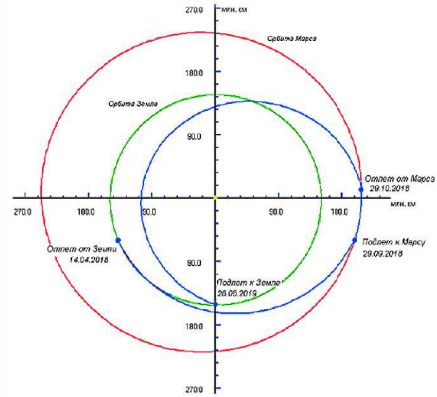


Рис. 3.19. Ускоренная схема полета для марсианской экспедиции на основе ЖРД (время пребывания у Марса 30 суток)

Табл. 3.2 Характеристики «ускоренной» баллистической схемы полета МЭК на основе ЖРД при использовании аэродинамического торможения

Вариант схемы	Вариант 3 ОИСМ круговая, $H_{cp} = 500$ км	Вариант 4 ОИСМ: $H_{\min} \times H_{\max} = 500 \times 18000$ км
Перелет Земля-Марс		
Дата старта с опорной орбиты ИСЗ	14.04.2018 г.	14.04.2018 г.
Импульс разгона, $\Delta V_{\text{ст}}^3$, км/с	3,680	3,680
Кол-во затраченного топлива (с баками), тонн	498	380
Время перелета t , сут	166	166
Фаза полета вблизи Марса		
Дата подлета к Марсу	29.09.2018 г.	29.09.2018 г.
Импульс торможения, $\Delta V_{\text{ст}}^M$, км/с	3,360	2,385
Кол-во затраченного топлива (с баками), тонн	–	–
Дата отлета от Марса	29.10.2018 г.	29.10.2018 г.
Импульс разгона с орбиты ИСМ, $\Delta V_{\text{ст}}^M$, км/с	4,862	3,874
Кол-во затраченного топлива (с баками), тонн	240	163
Перелет Марс-Земля		
Время перелета t , сут	239	239
Дата подлета к Земле	26.06.2019 г.	26.06.2019 г.
Скорость входа в атмосферу $V_{\text{ст}}^3$, км/с	15,0	15,0
Общее время экспедиции, сут	435	435
Суммарный импульс ΔV_{Σ} , км/с	11,902	9,948
Общее кол-во затраченного топлива, тонн	738	543
Начальная масса корабля, тонн	823	628

Включение в состав МЭК взлетно-посадочного комплекса для проведения десантно-орбитальных операций у Марса, естественно, ухудшает массово-энергетические характеристики найденной схемы: в этом случае начальная

масса межпланетного корабля (с $m_{\text{пр}} = 75$ тонн), стартующего с опорной орбиты ИСЗ, возрастает до величины $m_0 \approx 645$ тонн.

3.3.4. Построение и исследование баллистических схем марсианской пилотируемой экспедиции, основанных на использовании электроракетных двигательных установок малой тяги

Для проектно-баллистических построений схем полета на основе использования ЭРД малой тяги применялась следующая методика. При рассмотрении участка полета, на котором корабль с помощью ЭРДУ должен быть переведен с орбиты искусственного спутника планеты (опорной орбиты ИСЗ при отлете от Земли, либо рабочей орбиты искусственного спутника Марса (ИСМ) при отлете от Марса) на траекторию межпланетного полета предполагалось, что разгон КА осуществляется при непрерывной работе двигателей, тяга которых в каждый момент времени направлена по вектору скорости корабля (тангенциальный закон управления). Траектория отлета КА в планетоцентрической системе координат представляет в этом случае раскручивающуюся спираль, поэтому данный этап полета космического корабля принято называть «раскруткой». Формально этап раскрутки заканчивается в тот момент, когда планетоцентрическая орбита КА перестает быть эллипсом, т.е. когда ее эксцентриситет становится больше единицы. Однако в используемой методике предполагается, что маневр раскрутки продолжается вплоть до выхода корабля на сферу действия планеты. При этом на сфере действия образуется некоторый избыток гиперболической скорости, который, складываясь с гелиоцентрической скоростью планеты, формирует начальные (скоростные) условия межпланетного перелета.

Перевод межпланетного КА при подлете к планете с гелиоцентрической орбиты на орбиту искусственного спутника планеты (ИСМ или ИСЗ) во многом является зеркально-симметричной, относительно рассматриваемой выше операцией. В этом случае, в отличие от маневра раскрутки, тяга двигателей направляется в сторону, обратную направлению вектора скорости КА, что реализует, так называемый, антитангенциальный закон управления, а траектория полета в планетоцентрической системе координат имеет вид скручивающейся спирали. Это дает основание называть данный маневр «скруткой». При проведении проектно-баллистических расчетов для нахождения траекторий на подобных участках полета решение задачи при маневре «скрутка», заменяется решением симметричной задачи для маневра «раскрутка». Получаемые в результате такого расчета параметры движения КА на сфере действия соответствующей планеты (Марса или Земли) являются прицельными граничными условиями для межпланетной подлетной траектории.

При решении задачи построения межпланетной траектории предполагается, что двигательная установка малой тяги работает по определенной управляющей программе, предусматривающей возможность изменения направления вектора тяги и задания некоторого режима включения-выключения двигателей. Построение требуемой траектории, в конечном счете, сводится к нахождению соответствующего закона управления работой ДУ, который обеспечивает заданные условия оптимальности. В качестве таких условий рассматривается перелет между двумя точками на сферах действия планет

за минимальное время t , либо перелет за заданное время t_3 при минимуме работы двигателей t_m . Используемая методика позволяет осуществлять построение оптимальных межпланетных траекторий в строгой математической постановке на основе принципа максимума Понтрягина [3.4].

При расчете траекторий, как в сферах действия планет, так и на межпланетных участках, используются модели движения КА, учитывающие влияние основных возмущающих факторов и использующие наиболее точные эфемериды планет. При этом, согласно методике, найденные для разных участков оптимальные траектории сопрягаются в единую «гладкую» траекторию полета КА.

Предварительно выполненные проектно-баллистические расчеты показали, что полный полет МЭК на основе ЭРДУ с выбором для межпланетных участков перелетов оптимальных (с точки зрения космической баллистики) окон стартов потребует для своего осуществления около 3-х лет. Это не удовлетворяло ключевому критерию по допустимому суммарному времени экспедиции. Поэтому в дальнейшем проектные работы велись в направлении нахождения приемлемых схем полета в условиях, что межпланетные перелеты марсианского корабля будут начинаться в сроки, лежащие вне пределов классических стартовых окон для таких перелетов. Кроме того, при проектировании схем полета было решено ограничиться периодом пребывания МЭК на рабочей орбите ИСМ в 30 суток. С учетом отмеченных обстоятельств, схема полета МЭК на основе ЭРДУ в рамках рассматриваемой концепции марсианской экспедиции имела, в общем случае, следующий вид:

1. Собранный и полностью заправленный на опорной орбите ИСЗ МЭК начинает в определенное время с помощью электроракетной двигательной системы выполнять маневр разгона (раскрутку), в результате чего он выходит на сферу действия Земли с заданными граничными условиями, требуемыми для последующего межпланетного перелета;
2. Следующим этапом полета межпланетного корабля является перелет между сферами действия Земли и Марса. При этом выбирается оптимальная траектория перелета за заданное время t_3 , удовлетворяющая задаваемым граничным условиям на сферах действия этих планет и определенному балансу между временем полета и затратами рабочего тела ЭРД (моторным временем t_m) на реализацию этого маневра перелета.
3. После достижения в заданном месте и с заданной скоростью сферы действия Марса при подлете к этой планете начинается маневр торможения МЭК – операция скрутки. В результате выполнения этой операции корабль выходит на заданную рабочую орбиту ИСМ, в качестве которой выбрана околоразовая ОИСМ с $H_{cp} = 400$ км, $i = 30^\circ$.
4. На этой орбите МЭК совершает полет в течение 30 дней, выполняя запланированную программу исследования Марса, которая может предусматривать (в случае принятия соответствующей концепции экспедиции) и проведение десантно-орбитальных операций с помощью доставляемого в составе межпланетного корабля ВПК.
5. По прошествии указанного времени начинается операция возвращения МЭК к Земле. Корабль, выполняя маневр раскрутки, сходит с орбиты

ИСМ и разгоняется до гиперболических скоростей отлета от этой планеты.

- 6. Далее начинается фаза межпланетного перелета Марс – Земля. Исходя из условий отлета со сферы действия Марса, ищется траектория возвратного межпланетного участка, которая должна удовлетворить требуемым граничным условиям на сфере действия Земли и условию, что минимальное расстояние от нее до Солнца будет не меньше допустимого предела. Как и на предыдущем межпланетном участке, траектория строится в соответствии с принципом оптимального баланса между временем перелета и количеством РТ на реализацию этого маневра.*
- 7. Задаваемые на сфере действия Земли граничные подлетные условия соответствуют параметрам опорной орбиты ИСЗ, на которую должен быть выведен МЭК в результате выполнения последующего маневра скрутки. Операция скрутки внутри сферы действия, завершающаяся выходом МЭК на заданную орбиту ИСЗ, является, в номинальном случае, завершающим этапом полета МЭК.*

Кроме того, рассматривались и другие возможные варианты завершения миссии:

- КВЗ вместе с экипажем при подлете к Земле (на ее сфере действия) отделяется от основного МЭК и переходит на гиперболическую траекторию прямого входа в атмосферу Земли, а оставшаяся часть МЭК продолжает полет по скручивающейся траектории вплоть до выхода на опорную орбиту ИСЗ;*
- пилотируемый космический корабль возвращается от Марса к Земле по жесткой межпланетной траектории, обеспечивающей, тем не менее, заданные условия по входу КВЗ в атмосферу Земли. На определенном расстоянии от Земли происходит разделение КВЗ и основного корабля и выполняется маневр «увода» последнего. В результате КВЗ с экипажем на борту продолжает полет по «падающей» в атмосферу траектории, а оставшаяся часть МЭК летит мимо Земли.*

3.3.5. Схемы полета на основе ядерной ЭРДУ

В первую очередь была решена задача построения описанной выше номинальной схемы полета МЭК на основе ЭРДУ, в предположении, что работа двигательной системы обеспечивается ядерной ЭУ. В этом случае полагалось, что используемый энергодвигательный комплекс на протяжении всего полета имеет номинальные характеристики:

- мощность энергетической установки $N_e = 15$ МВт,*
- удельный импульс ЭРД $I_{sp} = 9000$ с.*

Масса полезного груза отправляемого в полет корабля полагалась равной 85 тоннам. Выполнение десантных операций на Марс не предусматривалось.

Наибольшую сложность при построении схемы в условиях заданных ограничений на полет представляли участки межпланетных перелетов. В результате была спроектирована схема, в которой перелет от Марса к Земле выполняется за 237 суток, а от Земли к Марсу – за 214 суток. При этом общее время проведения экспедиции составило 827 суток, что не удовлетворяет выдвинутому требованию к проекту по общей продолжительности полета пилотиру-

емого межпланетного корабля. Основные проектно-баллистические характеристики схемы приведены в табл. 3.3 (см. вариант 5).

Было оценено влияние некоторых основных исходных проектных данных на ключевые характеристики баллистической схемы полета МЭК на основе ЭРДУ. С этой целью реализовано несколько вариантов построения баллистических схем, аналогичных найденному выше варианту, но с измененными значениями исходных параметров по кораблю и его ЭДК.

Первым из таких вариантов был вариант схемы полета МЭК с уменьшенной массой полезной нагрузки. В этом случае принималось, что $m_{нг} = 75$ тонн. Остальные исходные параметры остались без изменения. Характеристики спроектированной схемы при указанной корректировке исходных данных представлены вариантом 6 в табл. 3.3. Приведенные данные свидетельствуют, что уменьшение массы ПГ корабля на 10 тонн способно привести к сокращению общих сроков экспедиции примерно на 1,5 месяца и уменьшению потребного на реализацию полета топлива на $\sim 5\%$. В результате начальная масса корабля при отлете с опорной орбиты ИСЗ снижается на 17 тонн. Для данного варианта схемы $m_0 = 290$ тонн.

Была оценена зависимость характеристик схемы полета МЭК, получаемых при решении проектно-баллистической задачи в рассматриваемой постановке, от величины удельного импульса ЭРД. Для этого был рассмотрен вариант построения схемы полета, аналогичный основному, но в предположении, что удельный импульс составляет величину $I_{sp} = 6800$ с (такая величина I_{sp} являлась допустимой в соответствии с принятыми исходными данными). Характеристики этого варианта приведены в табл. 3.3 под номером 7. Видно, что уменьшение удельного импульса до указанной величины позволяет более, чем на 2 месяца сократить общее время экспедиции, а ценой этого выигрыша становится увеличение необходимого количества РТ, а вместе с ним и начальной массы корабля, на ~ 70 тонн.

Был спроектирован также вариант схемы экспедиции на основе ЭРДУ, в котором рассматриваемая мощность энергоустановки в 1,5 раза больше номинальной, т.е. составляет 22,5 МВт. Все остальные исходные параметры оставались такими же, как и в основном варианте. Характеристики найденной схемы при сделанном изменении N_e представлены данными варианта 8 в табл. 3.3. Как следует из этих данных, использование ЭУ с увеличенной в 1,5 раза мощностью приводит к существенному (почти на 100 суток) уменьшению времени полета МЭК при относительно незначительном увеличении начальной массы корабля (до значения $m_0 = 390$ тонн). Возрастание m_0 происходит как за счет увеличения потребного количества РТ, так и за счет увеличения массы самой энергоустановки. Тем не менее, в целом, данный вариант баллистической схемы полностью удовлетворяет всем критериям и ключевым требованиям для рассмотренной концепции марсианской пилотируемой экспедиции.

Результаты проектно-баллистических построений, сведенные в табл. 3.3, позволяют понять, каким образом можно добиться улучшения интересующих характеристик схемы полета МЭК за счет изменения исходных проектных параметров марсианской миссии.

Так, если взять за основу схему полета МЭК, построенную в варианте 8, и внести в эту схему изменения, касающиеся только этапа раскрутки у Земли,

приняв, что эта операция выполняется с удельным импульсом $I_{sp} = 6800$ с, то получится новый вариант схемы (вар. 9), в котором за счет указанной корректировки суммарный срок экспедиции уменьшится на 15 суток и в итоге составит 713 суток полета МЭК, при увеличении начальной массы корабля на 15 тонн (до величины $m_0 = 405$ тонн).

Табл. 3.3 Характеристики баллистических схем полета МЭК на основе ядерной ЭРДУ

Вариант схемы	Вариант 5 Номинальные ИД	Вариант 6 $m_{nr} = 75$ тонн	Вариант 7 $I_{sp} = 6800$ с	Вариант 8 $N_e = 22,5$ МВт
Разгон в сфере действия Земли				
Дата старта с орбиты ИСЗ	06.08.2017 г.	07.09.2017 г.	17.09.2017 г.	12.10.2017 г.
Время полета (раскрутки), сут	118	111	105	101
Расход топлива, тонн	27	26	40	35
Перелет Земля-Марс				
Дата отлета со сферы действия Земли	02.12.2017 г.	27.12.2017 г.	31.12.2017 г.	21.01.2018 г.
Время перелета t , сут	249	232	229	213
Моторное время t_m , сут	171	160	158	144
Расход топлива, тонн	41	38	62	52
Дата выхода на сферу действия Марса	08.08.2018 г.	16.08.2018 г.	17.08.2018 г.	22.08.2018 г.
Полет в сфере действия Марса				
Время скрутки, сут	47	41	42	39
Расход топлива, тонн	11	10	16	14
Дата выхода на орбиту ИСМ	24.09.2018 г.	26.09.2018 г.	28.09.2018 г.	30.09.2018 г.
Орбитальная фаза полета, сут	30	30	30	30
Дата схода с орбиты ИСМ	24.10.2018 г.	26.10.2018 г.	28.10.2018 г.	30.10.2018 г.
Время раскрутки, сут	42	40	38	36
Расход топлива, тонн	10	9	14	12.5
Перелет Марс-Земля				
Дата отлета со сферы действия Марса	05.12.2018 г.	05.12.2018 г.	05.12.2018 г.	05.12.2018 г.
Время перелета t , сут	270	261	255	249
Моторное время t_m , сут	170	170	161	160
Расход топлива, тонн	41	41	63	58
Дата выхода на сферу действия Земли	01.09.2019 г.	23.08.2019 г.	17.08.2019 г.	11.08.2019 г.
Полет в сфере действия Земли при подлете				
Время полета (скрутки), сут	71	68	61	60
Расход топлива, тонн	17	16	23	21
Дата завершения полета	11.11.2019 г.	27.10.2019 г.	17.10.2019 г.	10.10.2019 г.
Общее время экспедиции, сут	827	780	760	728
Затраты рабочего тела, тонн	147	140	218	192.5
Начальная масса МЭК, тонн	307	290	378	390
Минимальное расстояние от Солнца, а. е.	0.587	0.580	0.590	0.570

На основе исходных данных и положений, использованных в указанном варианте 9, была спроектирована схема полета, соответствующая реализации полной программы экспедиции, предусматривающей доставку к Марсу дополнительной полезной нагрузки в виде взлетно-посадочного комплекса для

возможного проведения операций, связанных с десантированием на поверхность Марса. В этом случае полезная нагрузка корабля при старте с опорной орбиты ИСЗ возрастает до величины $m_{nz} = 120$ тонн. Найденная для этих исходных условий схема полета МЭК (вариант 10) имеет следующие ключевые характеристики:

- *Общее время экспедиции – 741 сутки;*
- *Электрическая мощность – 22,5 МВт;*
- *Затраты рабочего тела для ЭРД (аргона) – 216 тонн;*
- *Начальная масса корабля – 414 тонн;*
- *Минимальное расстояние от межпланетной траектории до Солнца – 0.570 а.е.*

Как видно, такая схема практически удовлетворяет всем основным сформулированным требованиям и ограничениям для рассматриваемой концепции марсианской экспедиции. Тем не менее, с целью сокращения общего времени пилотируемого полета были рассмотрены варианты схем марсианской экспедиции, в которых завершающим этапом пилотируемого полета становится автономный полет и прямой вход в атмосферу Земли КВЗ с экипажем на борту после его отделения от основного корабля. Предполагалось, что такое отделение происходит на некоей сфере действия Земли, при этом оставшаяся часть МЭК продолжает полет в режиме скрутки, обеспечивающем его выход на заданную орбиту ИСЗ. Перевод КВЗ, после отделения от МЭК, на траекторию прямого входа в атмосферу Земли требовал придания ему определенного импульса скорости. Величина и направление этого импульса ΔV зависят от расстояния R до Земли, на котором выполняется данный маневр. Было рассмотрено несколько вариантов проведения маневра разделения и «увода» КВЗ, соответствующих дальностям от Земли:

- 1) $R = 2.6$ млн.км (сфера влияния Кислика),
- 2) $R = 1.5$ млн.км (гравитационная сфера Хилла),
- 3) $R = 0.9$ млн.км (сфера действия Лапласа).

Считалось, что маневр по приданию импульса ΔV выполняется с помощью бортовой двигательной установки на основе ЖРД с удельным импульсом $I_{sp} = 380$ с.

Величина импульса «увода» ΔV , требуемое на его реализацию количество топлива, время автономного полета КВЗ после отделения от МЭК и итоговый выигрыш по времени для пилотируемого полета в результате такого маневра (в зависимости от места его проведения) приведены в табл. 3.4.

Из таблицы следует, что наибольший эффект по критериям энергетических затрат и суммарным срокам пилотируемого полета достигается при проведении маневра «увода» КВЗ на наибольшем удалении от Земли, т.е. на сфере влияния Кислика. При этом, естественно, несколько возрастает время автономного полета КВЗ. В целом, затраты топлива на проведение маневра составляют сравнительно небольшую величину.

При включении указанного маневра «увода» в баллистическую схему марсианской экспедиции, соответствующую рассмотренному выше варианту 10, получится схема (вариант 11), реализующая полную программу этой экспедиции, в которой пилотируемая часть полета может быть сокращена на 2 месяца и составить ~ 680 суток ($\sim 1,86$ года).

Табл. 3.4 Характеристики и результаты маневра «увода» КВЗ

Место проведения маневра	$R_{\phi}^3 = 2,6$ млн. км	$R_{\phi}^3 = 1,5$ млн. км	$R_{\phi}^3 = 0,9$ млн. км
Величина ΔV , км/с	0,519	0,683	0,885
Расход топлива на маневр, тонн	2,2	3,0	4,0
Время автономного полета, сут	11	8	5,5
Скорость входа в атмосферу, км/с	11,4	11,3	11,2
Время сокращения пилотируемого полета, сут	60	57,5	56

Основные итоговые характеристики схем полета МЭК на основе использования ядерной ЭРДУ с мощностью энергоустановки $N_e = 22,5$ МВт, соответствующие вариантам 8 – 11 представлены в табл. 3.5.

Табл. 3.5 Основные характеристики схем полета МЭК на основе ядерной ЭРДУ с мощностью $N_e = 22,5$ МВт

Вариант схемы	Вариант 8 Номинальная программа полета	Вариант 9 Раскрутка у Земли $c_{I_{sp}} = 6800$ с	Вариант 10 $m_{nr} = 120$ тонн	Вариант 11 Завершение полета на КВЗ
Общее время экспедиции, сут	728	713	741	741
Время пилотируемого полета, сут	728	713	741	680
Затраты рабочего тела, тонн	192,5	207,5	216	218
Начальная масса МЭК, тонн	390	405	414	416
Минимальное расстояние от Солнца, а. е.	0,570	0,570	0,570	0,570

3.3.6. Схемы полета на основе солнечной ЭРДУ

Существенным отличием солнечной энергоустановки от ядерной является изменение мощности на траектории перелета Земля-Марс-Земля. В частности, при удалении корабля от Солнца мощность СЭУ в составе ЭДК падает, а вместе с этим уменьшается и тяга электрореактивной двигательной системы (при условии работы ЭРД в режиме постоянного массового расхода РТ), что, в конечном счете, приводит к снижению эффективности данного ЭДК по сравнению с его ядерным аналогом.

Подтверждением этому служат результаты построения баллистической схемы полета МЭК на основе солнечной ЭРДУ при тех же исходных данных и положениях, которые были использованы в основном варианте схемы на основе ядерной ЭРДУ.

В этом случае предполагалось, что номинальное значение мощности СЭУ вблизи Земли $N_e^0 = 15$ МВт, а удельный импульс ЭРД $I_{sp} = 9000$ с. При этом, согласно исходным данным, полагалось, что на протяжении всего полета обеспечивается режим работы солнечной ЭРДУ с постоянным массовым расходом РТ. Масса полезного груза корабля при старте с опорной орбиты ИСЗ принималась равной значению $m_{nz} = 85$ тонн. Выполнение десантных операций на Марс не предусматривалось. Как и в варианте на основе ядерной ЭРДУ, в качестве отправной точки была выбрана дата отлета МЭК к Земле со сферы действия Марса – 5 декабря 2018 года.

Результаты построения баллистической схемы полета МЭК на основе солнечной ЭРДУ, являющейся концептуальным аналогом варианта 5 (см. табл. 3.3), представлены в табл. 3.5 (вар. 12). Так же как и в варианте 5, наиболее кри-

тическими частями этой схемы, качественно характеризующими ее, являются участки межпланетных перелетов Земля – Марс и Марс – Земля. Согласно схеме, найденные для этих участков траектории позволяют совершать перелеты между сферами планет за 296 и 283 суток соответственно, при примерно одинаковом расходе рабочего тела на реализацию каждого из этих перелетов. Сравнивая результаты построения данной схемы с результатами варианта 5, легко установить, что временные и массово-энергетические характеристики баллистической схемы полета МЭК на основе солнечной ЭРДУ, соответствующей номинальным исходным данным, заметно уступают характеристикам ее «ядерного» аналога. Так, общее время экспедиции в варианте 12 составляет 921 суток, что более чем на 3 месяца превышает проектное время экспедиции для аналогичной схемы на основе ядерной ЭРДУ. Схема на основе солнечной ЭРДУ при номинальных ИД также уступает своему «ядерному» аналогу и по критерию начальной массы корабля при старте с опорной орбиты ИСЗ. Здесь имеет место проигрыш ~ 20 тонн.

С целью улучшения временных характеристик баллистической схемы на основе солнечной ЭРДУ, в предшествующий «номинальный» вариант схемы были внесены следующие изменения:

- *разгон от Земли осуществляется в режиме работы ЭРД с $I_{sp} = 6800$ с. После выхода МЭК на сферу действия Земли происходит переключение удельного импульса на $I_{sp} = 9000$ с, и далее величина I_{sp} меняется вместе с изменением мощности СЭУ по мере удаления корабля от Солнца;*
- *в качестве завершающего этапа миссии рассматривается вариант, когда при подлете к Земле, после разделения на сфере влияния Кислика КВЗ движется по траектории прямого входа в атмосферу Земли, а оставшийся без экипажа МЭК совершает маневр скрутки и выходит на заданную орбиту ИСЗ.*

Остальные исходные данные и положения для рассмотренного варианта оставались такими же, как и в предыдущем случае. Первая корректировка схемы позволяла сократить время разгона от Земли за счет незначительного увеличения требуемого на этот маневр РТ. Второе изменение приводило к уменьшению сроков пилотируемой части экспедиции при выполнении условия сохранения основных элементов МЭК для последующих полетов. Результаты проектирования схемы марсианской экспедиции согласно этому варианту приведены в табл. 3.5 (вар.13). Как видно, несмотря на то, что внесенные в схему коррективы привели к сокращению времени пилотируемой части экспедиции на ~ 3 месяца, это, тем не менее, не позволило полностью решить проблему по принятым допустимым срокам пребывания экипажа в космосе.

Для нахождения решения этой проблемы был рассмотрен вариант схемы, в котором возврат МЭК к Земле осуществляется по «жесткой» межпланетной траектории. Основным требованием к данной траектории являлось обеспечение заданных условий входа КВЗ в атмосферу Земли. Вопрос о выведении оставшейся части МЭК на некоторую орбиту ИСЗ с целью сохранения его основных элементов для последующих полетов, в данной постановке задачи не рассматривался. Предполагалось, что как и в предыдущем случае в этом варианте схемы маневр раскрутки МЭК у Земли выполняется с $I_{sp} = 6800$ с и далее происходит переключение на $I_{sp} = 9000$ с.

Табл. 3.6 Характеристики баллистических схем полета МЭК на основе солнечной ЭРДУ при постоянном массовом расходе РТ

Вариант схемы	Вариант 12 Номинальные ИД	Вариант 13 Разгон от Земли с $I_{sp} = 6800$ с. Завершение полета на КВЗ	Вариант 14 Возврат к Земле по «жесткой» траектории
Разгон в сфере действия Земли			
Дата старта с орбиты ИСЗ	17.05.2017 г.	19.06.2017 г.	02.08.2017 г.
Время полета (раскрутки), сут	125	106	93
Расход топлива, тонн	30	41	36
Перелет Земля-Марс			
Дата отлета со сферы действия Земли	19.09.2017 г.	06.10.2017 г.	02.11.2017 г.
Время перелета t , сут	296	296	266
Моторное время t_m , сут	195	195	175
Расход топлива, тонн	47	47	41
Дата выхода на сферу действия Марса	12.07.2018 г.	24.07.2018 г.	26.07.2018 г.
Полет в сфере действия Марса			
Время скрутки, сут	60	60	53
Расход топлива, тонн	14	14	13
Дата выхода на орбиту ИСМ	10.09.2018 г.	18.09.2018 г.	17.09.2018 г.
Орбитальная фаза полета, сут	30	30	30
Дата схода с орбиты ИСМ	10.10.2018 г.	18.10.2018 г.	17.10.2018 г.
Время раскрутки, сут	56	56	49
Расход топлива, тонн	13	13	12
Перелет Марс-Земля			
Дата отлета со сферы действия Марса	05.12.2018 г.	05.12.2018 г.	05.12.2018 г.
Время перелета t , сут	286	283	243
Моторное время t_m , сут	192	192	132
Расход топлива, тонн	46	46	31,5
Дата выхода на сферу действия Земли	14.09.2019 г.	14.08.2019 г.	05.08.2019 г.
Полет в сфере действия Земли при подлете			
Время полета (скрутки), сут	71	11 / 66	3
Расход топлива, тонн	17	17,5	–
Дата завершения полета	24.11.2019 г.	25.09 / 19.11.2019 г.	08.08.2019 г.
Скорость входа КВЗ в атмосферу, км/с	–	11,4	15
Общее время экспедиции, сут	921	883	734
Время пилотируемого полета, сут	921	828	734
Затраты рабочего тела (топлива), тонн	167	178,5	134,5
Начальная масса МЭК, тонн	327	338,5	294,5
Минимальное расстояние от Солнца, а. е.	0,570	0,570	0,585

В результате указанного подхода была найдена схема полета МЭК на основе солнечной ЭРДУ, которая позволяет выполнить программу пилотируемого полета к Марсу за 734 суток, т.е. практически за 2 года. При этом начальная масса отправляемого в полет корабля составит ~ 300 тонн (при массе полезного груза $m_{пз} = 85$ тонн). Основные баллистические характеристики этой схемы приведены в табл.3.5 (вариант 14). Найденная схема показана в графическом виде на рис. 3.20. Здесь жирными линиями выделены активные участки работы ЭРД (как на межпланетных траекториях, так и в пределах сфер действия планет), а штрихи на активных участках межпланетных траекторий указывают направление реактивной струи ЭРД.

Были выполнены работы по построению баллистических схем полета МЭК, в состав которого дополнительно включается взлетно-посадочный комплекс (суммарная масса полезного груза при отлете от Земли достигает величины $m_{иг} = 120$ тонн). Как и следовало ожидать, для всех вариантов схем, аналогичных рассмотренным выше, это приводит к ухудшению итоговых характеристик. Так, результаты построения схемы полета МЭК с дополнительной нагрузкой, при использовании тех же подходов, которые были применены и в варианте 14, имели следующие основные итоговые характеристики (вариант 15):

- *Общее время экспедиции – 776 суток (2,12 года);*
- *Затраты рабочего тела для ЭРД (аргона) – 180 тонн;*
- *Начальная масса корабля – 340 тонн;*

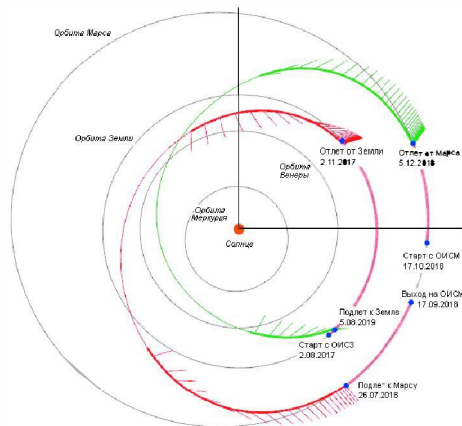


Рис. 3.20 Баллистическая схема марсианской экспедиции на основе солнечной ЭРДУ с завершением полета на КВЗ по «жесткой» подлетной траектории

3.4. Выводы

1. *Главным критерием принятия технических решений по межпланетному экспедиционному комплексу является обеспечение максимальной вероятности благополучного возвращения экипажа после экспедиции.*
2. *Построение межпланетного экспедиционного комплекса на основе солнечных батарей и электроракетной двигательной установки обеспечивает высокую надежность межпланетного перелета за счет многократного резервирования элементов энергодвигательного комплекса. По существу, электроракетная двигательная установка межпланетного перелета состоит из большого числа совершенно независимых модулей, И отказ одного, двух, нескольких модулей (с учетом определенной избыточности) не влияет на выполнение задачи.*
3. *Высокий удельный импульс двигателей снижает начальную массу всего комплекса, что в свою очередь снижает стоимость всего комплекса.*
4. *Использование электроракетной двигательной установки позволяет сделать корабль многоразовым, что дает возможность расширить программу летной отработки и снизить стоимость общей программы освоения Марса.*

3.5. Список использованной литературы

- 3.1. Техническое предложение «Пилотируемая экспедиция на Марс», том 1, том 2. РКК «Энергия», Центр Келдыша, 2005.
- 3.2. Кислик М.Д. Сферы влияния больших планет и Луны. Космические исследования, т. II, вып. 6, 1964.
- 3.3. Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В. Прогнозирование межпланетных полетов. М., Машиностроение, 1973.
- 3.4. Понтрягин А.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М., Физматгиз, 1961.

Глава 4. Межпланетный орбитальный корабль

4.1. Общие требования и состав межпланетного орбитального корабля

Межпланетный орбитальный корабль (МОК) является основным элементом межпланетного экспедиционного комплекса. В МОК размещается экипаж в течение всего межпланетного перелета и установлено все основное оборудование управления комплексом.

При проектировании МОК основными предпосылками для разработки являлось максимальное использование отработанных технологий и элементов конструкции, созданных для орбитальных станций в российской производственной инфраструктуре. Очень важным требованием к конструкции МОК явилось обеспечение использования разработанных ракет-носителей для доставки корабля на околоземную орбиту.

При проектировании закладывалась возможность эксплуатации МОК в качестве многоцелевого элемента космических пилотируемых систем для межпланетных, межорбитальных перелетов и для функционирования в составе орбитальных комплексов на орбитах Земли, Луны, Марса и Венеры. Отсеки и элементы МОК унифицированы с отсеками и элементами, которые являются базовыми для жилого модуля в составе взлетно-посадочного комплекса для марсианских и лунных экспедиционных баз.

В соответствии с задачами, решаемыми МОК, его конструктивное исполнение может варьироваться достаточно широко. Однако, для реальной проектно-конструкторской проработки определяющими являются грузоподъемность ракеты-носителя для выведения МОК (модулей МОК). Разработанные ракеты-носители и их модификации в будущем способны обеспечить выведение на орбиту модуль диаметром до 4,5-6,5 м и длиной около 22 м, массой от 20 до 35 тонн, объемом гермоотсеков не менее 180 м³. В связи с ограниченным объемом единично запускаемого модуля, МОК должен состоять, по крайней мере, из двух модулей – жилого и складского, рис. 4.1, 4.2.

Для обеспечения функционирования комплекса и постоянной работы экипажа при межпланетном полете в гермоотсеках МОК должны быть размещены: система обеспечения жизнедеятельности экипажа (СОЖ), центральный пост управления, система информационной поддержки экипажа, кают-компания, каюты членов экипажа, тренажерный отсек для поддержания работоспособности экипажа, барокамера для лечебных и профилактических процедур, центрифуга короткого радиуса и другие элементы и системы, обеспечивающие полет.

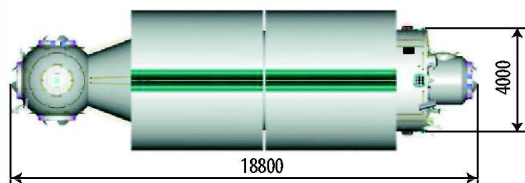


Рис. 4.1 Жилой модуль (с установленными снаружи баками)

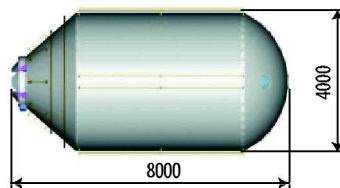


Рис. 4.2 Складской модуль

Диаметр герметичных отсеков корабля должен быть выбран с учётом следующих требований:

- *все приборы, агрегаты, ремонт которых возможен в процессе полёта силами экипажа, должны размещаться внутри гермоотсеков МОК и быть доступными для проведения ремонтно-восстановительных работ;*
- *приборы, размещаемые внутри гермоотсеков МОК, должны закрепляться на унифицированных сменных стойках со стеллажами; это требуется для возможной реконфигурации оборудования в процессе полёта, проведения ремонтно-восстановительных работ, а также для переоснащения корабля после экспедиции;*
- *проход между стеллажами, расположенными на противоположных стенках, должен быть свободным для одновременного прохода двух человек, а также таким, чтобы при монтаже/демонтаже стоек и стеллажей у космонавта была возможность зацепиться за лицевую панель противоположной стенки;*
- *часть оборудования МОК должно размещаться на внешней поверхности МОК: солнечные батареи, радиаторы-теплообменники, противометеороидные экраны, антенно-фидерные устройства радиосистем с приводами наведения и др.; необходимо учесть, чтобы в сложенном состоянии эти элементы находились в допустимой зоне под обтекателем ракетно-носителя; диаметр гермоотсеков модулей МОК 4,1 м; это обусловлено следующими причинами; во-первых, гермоотсеки такого диаметра освоены на российских заводах-изготовителях (следует отметить, что для разработки заводской оснастки и освоения изготовления и технологических процессов работ с крупногабаритными гермоотсеками требуются годы); во-вторых, такие модули могут выводиться ракетами-носителями, находящимися в эксплуатации или их модификациями.*

Доступ в состыкованные с МОК модули (взлетно-посадочный комплекс, корабль возвращения к Земле, транспортные корабли снабжения при подготовке комплекса к экспедиции) со стороны гермоотсеков МОК должен обеспечиваться через переходной и шлюзовой отсеки. На этапе сборки МЭК эти отсеки выполняют роль «чистых» комнат, на этапе полёта – роль буферных зон для снижения негативных последствий в случае разгерметизации гермоотсеков МОК, а также карантинных отсеков для группы экипажа при возвращении с поверхности Марса.

Предусматривается временная автономность одной части МОК в случае возникновения аварийной ситуации в другой его части.

Для повышения радиационной защиты экипажа на корпус жилого модуля МОК устанавливаются баки рабочего тела для ЭРД, рис. 4.3.

4.2. Конструкция и компоновка

Исходя из опыта работы космонавтов в длительном космическом полете, объём гермоотсеков на каждого человека должен составлять 60 кубических метров. Для экипажа из четырех человек объём составит не менее 240 куб.м. При максимальном диаметре гермоотсеков 4,1 м длина отсеков составит не менее 18 м.

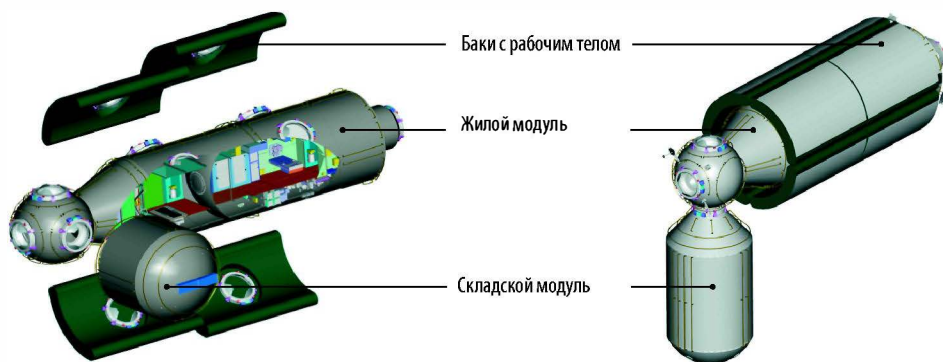


Рис. 4.3 Состав марсианского орбитального корабля

Для обеспечения безопасности во время разгерметизации весь гермообъем поделен на две автономно герметизирующиеся части, в каждой из которых может работать экипаж в течение 2-х месяцев, выделенных для восстановления герметичности корпуса, рис. 4.4.

В каждой из частей гермоотсека предусмотрена возможность выхода в открытый космос в скафандре, то есть имеется отдельная шлюзовая камера.

Размеры шлюзовых отсеков унифицированы с подобными отсеками других кораблей и комплексов экспедиции. При разгерметизации любой из частей корабля экипаж имеет возможность перехода в герметичные отсеки взлетно-посадочного комплекса и корабля возвращения к Земле.

Основным средством защиты экипажа от космической радиации являются баки с рабочим телом, размещенные снаружи гермоотсеков. Тем не менее, дополнительным средством защиты являются материалы и оборудование жилого модуля. То есть, компоновка гермоотсеков должна быть такой, чтобы величина радиационной защиты за счет размещения материалов и оборудования (масса на квадратный сантиметр поверхности) была максимальной, Поэтому всё оборудование размещается вдоль стен отсеков.

Внутренняя компоновка выполнена таким образом, чтобы обеспечить доступ к оборудованию для его ремонта, а также к гермооболочке для восстановления герметичности в случае пробоя, рис. 4.5, 4.6.

В рабочем отсеке размещены приборы и блоки системы энергопитания, бортовой комплекс управления, бортовой измерительный комплекс, система

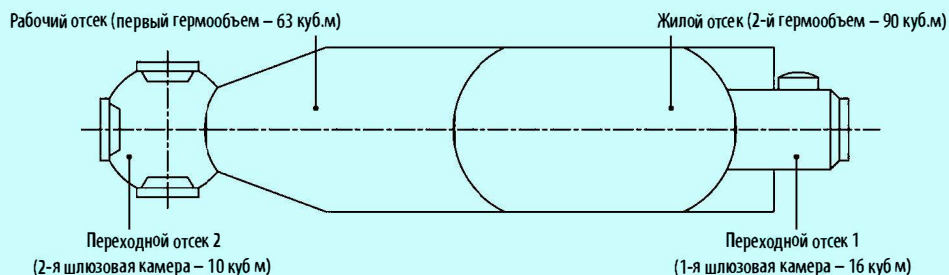


Рис. 4.4. Схема гермоотсеков жилого модуля

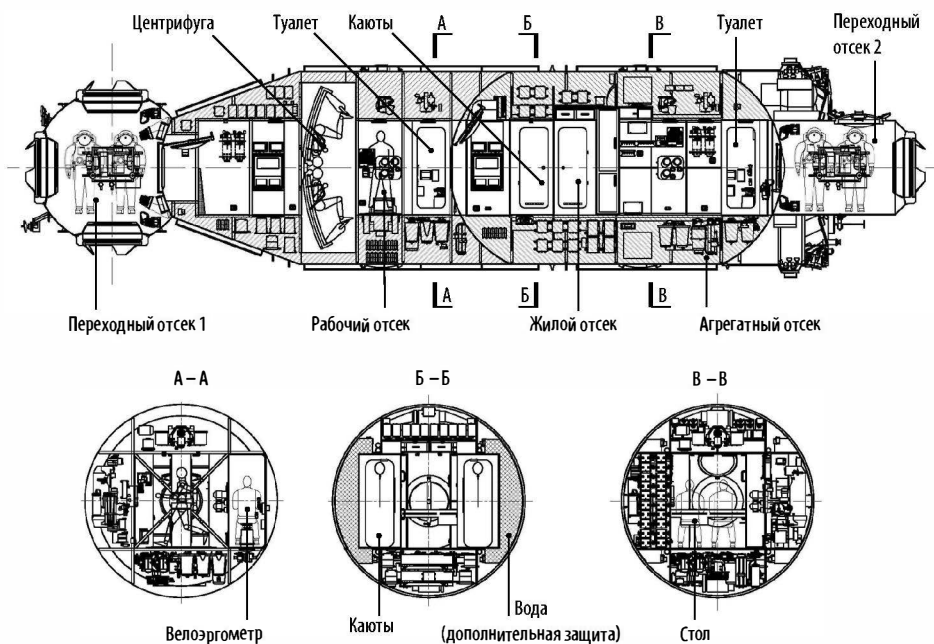


Рис. 4.5 Жилой модуль в разрезе

терморегулирования, запасы системы жизнеобеспечения, а также центральный пост управления и тренажерный комплекс. Приборы и оборудование размещаются вдоль стен отсека в стандартных, откидывающихся стойках, образуя прямоугольный центральный проход размером 2×2 м.

В жилом отсеке размещаются, в основном, приборы, агрегаты и оборудование системы жизнедеятельности, четыре каюты с дополнительной радиационной защитой в виде ёмкостей с водой, являющейся аварийным запасом для обеспечения экипажа кислородом и водой. Каждая каюта оборудована спальным местом, индивидуальным рабочим местом с персональным компьюте-

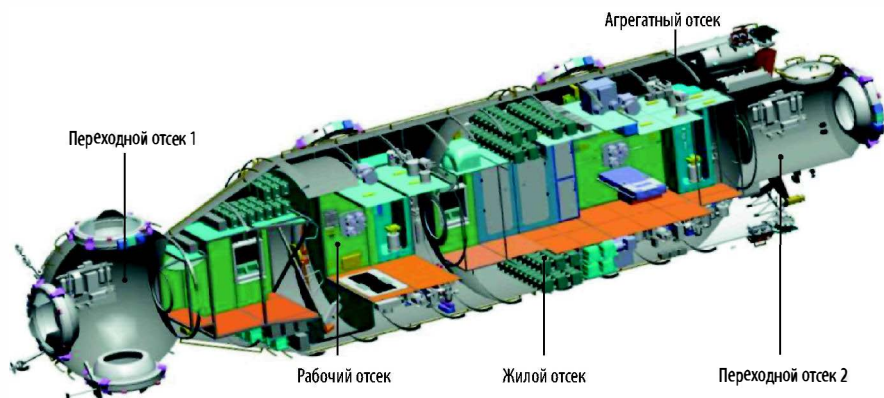


Рис. 4.6 Внутренняя компоновка жилого модуля

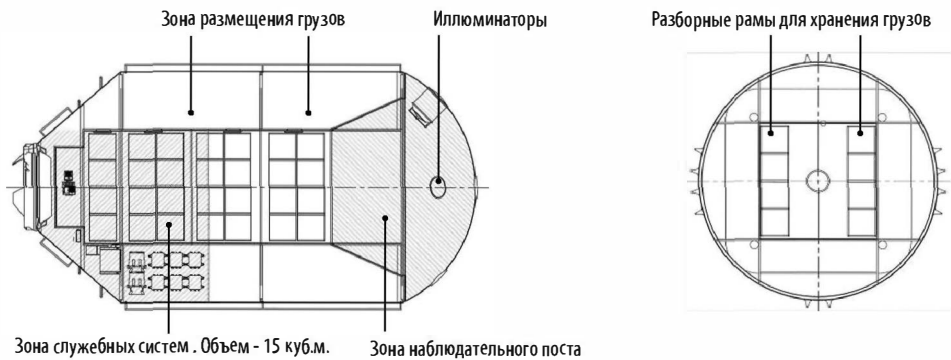


Рис. 4.7 Складской модуль

ром, средствами освещения, связи, вентиляции, шкафом с личными вещами, дверью-шторкой.

Переходной отсек 1, как уже отмечалось, является одной из двух шлюзовых камер. Поэтому в нем размещено оборудование для шлюзования, два скафандра, запасы воздуха, выходной люк. Кроме этого, переходной отсек 1 обеспечивает стыковку к служебному модулю, складскому модулю и транспортным кораблям при подготовке к старту с околоземной орбиты, а также после экспедиции. Поэтому переходной отсек 1 снабжен тремя стыковочными агрегатами. Снаружи отсека установлены поручни, трапы, элементы крепления для средств технического обслуживания и ремонта, приборы и антенны системы сближения и стыковки, приборы системы управления движением.

Переходной отсек 2 служит для перехода в служебный отсек солнечного буксира, а также является резервной шлюзовой камерой, в случае невозможности использования переходного отсека 1. Выход проводится через боковой люк отсека, а агрегатный отсек имеет в этом месте специальную нишу.

В негерметичном агрегатном отсеке размещаются объединенная двигательная установка с маршевыми двигателями и блоками двигателей причаливания и ориентации для обеспечения маневров на околоземной орбите до старта к Марсу, агрегаты системы терморегулирования, средства сближения и стыковки к осевому стыковочному агрегату, антенны бортового радиокomплекса, остронаправленная антенна. Агрегатный отсек является силовым элементом для крепления жилого модуля на ракете-носителе при выведении его на околоземную орбиту.

Снаружи рабочего отсека установлены антенны бортового радиотехнического комплекса, датчики бортового комплекса управления, остронаправленная антенна. Свободная от баков внешняя поверхность модуля закрыта противометеороидным экраном. Корпус под экранами и баками укрыт экранно-вакуумной термоизоляцией.

При выведении жилого модуля на его корпусе закрепляются солнечные батареи, которые используются на этапе автономного функционирования жилого модуля на околоземной орбите, а после доставки складского модуля (и перед установкой баков рабочего тела) солнечные батареи переносятся на складской модуль.

Складской модуль представляет собой герметичный отсек, предназначенный для хранения расходных материалов, резервных блоков и агрегатов, а также и запасов питания, рис. 4.7. На донной части модуля устанавливается шлюзовая камера для удаления нерегенерируемых отходов и иллюминаторы.

Отсеки межпланетного орбитального корабля, его части и элементы являются базовыми для жилого модуля взлетно-посадочного и посадочного комплексов и для будущих марсианских и лунных баз.

4.3 Бортовые системы межпланетного орбитального корабля

4.3.1 Система обеспечения жизнедеятельности (СОЖ)

Системы обеспечения жизнедеятельности МОК обеспечивают следующее:

1. *Поддержание состава газовой среды обитания в обитаемых отсеках; подачу в газовую среду необходимого количества кислорода; удаление из газовой среды выделяемого экипажем углекислого газа, удаление вредных газообразных примесей; компенсацию потерь атмосферы в пределах объема отсека после аварийных ситуаций.*
2. *Потребление экипажем питьевой воды, воды для приготовления пищи и воды для санитарно-гигиенических нужд.*
3. *Потребление экипажем пищевых продуктов, содержащих все необходимые питательные вещества.*
4. *Утилизацию отходов жизнедеятельности экипажа, предусматривающее их последующее удаление из обитаемых отсеков.*
5. *Удовлетворение потребностей экипажа в средствах личной гигиены.*
6. *Защиту органов дыхания экипажа от газообразных продуктов горения, в случае аварийной ситуации (пожар, загазованность).*

За основу при проектировании средств обеспечения жизнедеятельности марсианской экспедиции берутся последние модификации систем, разработанные на настоящий момент для международной космической станции и использовавшиеся на станции «Мир».

Основой построения систем обеспечения жизнедеятельности являются принцип регенерации необходимых веществ из продуктов жизнедеятельности (вода, кислород). Обеспечение экипажа пищей основано на запасах. Запасы и нерегенерируемые системы используются для частичного обеспечения экипажа кислородом и водой, а также для удаления вредных продуктов, на случай отказа основных систем или возникновения нештатных ситуаций.

Для обеспечения экипажа свежей зеленью, а также для психологической разгрузки, в межпланетном орбитальном корабле размещается витаминная оранжерея.

Системы обеспечения жизнедеятельности экипажа построены по принципу многократного резервирования как отдельных блоков аппаратуры, так и с использованием различных принципов обеспечения экипажа всем необходимым для его жизнедеятельности. Основные системы снабжения кислородом и водой используют так называемый «замкнутый цикл», то есть и кислород, и вода регенерируются из продуктов жизнедеятельности, рис. 4.8. Кислород регенерируется из воды путем электролиза воды, полученной по реакции Сабатье из выдыхаемого углекислого газа, вода также регенерируется из конденсата, получаемого из атмосферы, и урины.

Табл. 4.1 Основные параметры среды обитания и массообмена человека

Параметр	Значение
Общее атмосферное давление, мм рт.ст.: – номинальное – минимальное – максимальное – нижний предел жизнедеятельности	734 – 770 700 900 550
Пределы регулирования общего давления, мм рт.ст.	0 - 1000
Максимальное парциальное давление азота, мм рт.ст.	600
Парциальное давление кислорода, мм рт.ст.	146 - 178
Парциальное давление CO_2 , мм рт.ст.: – среднее – пиковое значение	5,3 7,6
Влажность атмосферы, %: – относительная – температура точки росы, °С	30 – 70 4,4 – 15,6
Потребление O_2 , кг/чел.сут	0,86
Выделение CO_2 , кг/чел.сут	1,0
Потребление воды, кг/чел.сут: – питьевой (включая воду в пище) – на санитарно-гигиенические нужды – смывной – для получения O_2 Итого среднее потребление	2,5 0,2 0,3 1,0 4,0.
Производство фекальных масс, кг/чел.сут	0,3
Производство бытовых отходов, включая пищевые, кг/чел.сут	1,3

Основная система обеспечения экипажа кислородом «Электрон-ВМ» имеет производительность до 160 нл/час и может обеспечить потребности экипажа в кислороде – 0,86 кг/чел.сут. (600 нл/чел.сут., или 25 нл/чел.час). Эта система использует запасы воды, предусмотренные в составе корабля на случай различных нештатных ситуаций. Дополнительной резервной системой обеспечения экипажа кислородом является система твердотопливных генераторов кислорода. При этом генератор кислорода обеспечивает резервный запас по кислороду из расчета работы экипажа в течение 30 суток.

Основной системой регенерации углекислого газа на корабле является система концентрирования углекислого газа «Воздух» с последующим гидрированием CO_2 по реакции Сабатье в системе гидрирования CO_2 и удалением побочного продукта – метана за борт.

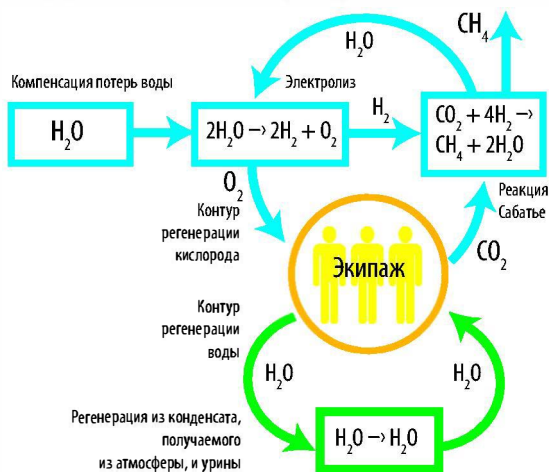


Рис. 4.8 Схема замкнутого цикла обеспечения экипажа кислородом и водой

Для обеспечения регенерации CO_2 – 1,0 кг/чел-сут. (20 нл/чел·час) и производительности системы концентрирования CO_2 – 80 нл/час (120 нл/час кратковременно) используется установка система «Воздух» и система гидрирования.

Резервными средствами удаления CO_2 на межпланетном орбитальном корабле являются нерегенерируемые поглотители CO_2 , аналогичные используемым на орбитальных станциях, из расчета обеспечения жизнедеятельности экипажа в течение 30 суток.

Основной системой удаления вредных примесей из атмосферы межпланетного орбитального корабля являются средства удаления вредных примесей БМП, а резервной системой является фильтр вредных примесей ФВП.

Для поддержания общего атмосферного давления и компенсации утечек воздуха используются запасы газа в баллонах, расположенных вне обитаемых отсеков. Необходимый запас воздуха определяется, исходя из возможности надува отсека объемом 185 м³, на случай потери им всей атмосферы и восстановления нормального давления (760 мм рт.ст.). Таким образом, необходимое количество запасов воздуха для межпланетного орбитального корабля составляет 240 кг.

Обеспечение экипажа водой осуществляется следующими средствами водообеспечения:

- *системой регенерации воды из конденсата атмосферной влаги.*
- *системой регенерации воды из урины, функционирующая совместно с асенизационно-санитарным устройством и системой приема и консервации урины.*
- *запасами воды, с использованием смонтированных вне обитаемых отсеков баков для хранения запасов воды.*

Необходимые запасы воды должны быть увеличены с учетом того, что часть влаги, выделяемой экипажем, будет поглощена внутренней обшивкой корабля и модулей. Для гермообъемов межпланетного экспедиционного комплекса это количество составит около 200 нормальных литров (нл), т.е. литров при нормальном давлении ($p = 769$ мм рт. ст., $t = 0$ °С).

Табл. 4.2 Основные параметры обеспечения баланса воды

Система, средства	Обеспечение водой экипажа, кг/чел-сут.
Система регенерации воды из конденсата	1,50
Вода с продуктами питания	0,50
Система регенерации воды из урины	1,35
Средства гидрирования углекислого газа	0,45
Запасы воды	0,20

Суммарные запасы воды для экипажа из 4-х человек – 584 кг. Резервный запас на 30 суток на корабле обеспечивается резервированием основных блоков систем регенерации воды из атмосферного конденсата и урины.

Для обеспечения водой экипажа в изолированных отсеках запасы воды должны быть расположены в этих отсеках с обеспечением подвода запасов воды. Дополнительно необходимое количество воды на 15 суток составит 210 кг. Итого, необходимые запасы воды для 730 суток полета составят 994 кг.

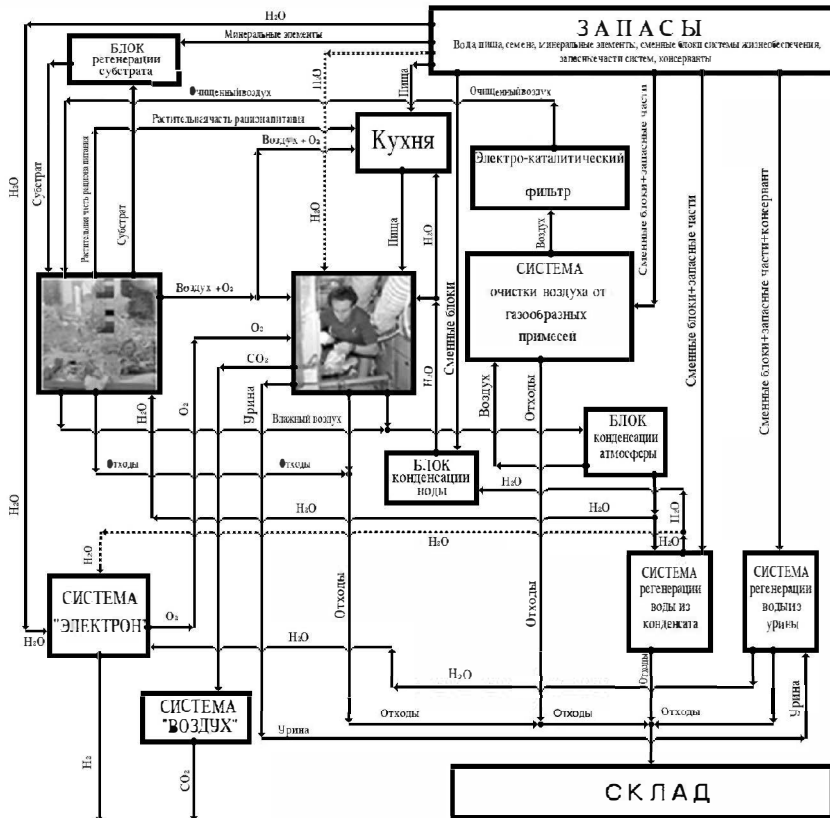


Рис. 4.9 Блок-схема СОЖ

Основной системой ассенизации на корабле является АСУ СПК-У, резервной системой является АСУ, аналогичная используемой на кораблях «Союз» и обеспечивающая резерв на 30 сут. Резервная АСУ и АСУ СПК-У установлены в разных отсеках.

Для обеспечения личной гигиены экипажа на межпланетном орбитальном корабле имеются средства личной гигиены, расходуемые в процессе полета и удаляемые с бытовыми отходами по мере использования.

Кроме того, в МОК устанавливается сауна для обеспечения тепловых процедур, совмещенная с сушилкой для белья и полотенец.

Для питания экипажа используются средства обеспечения питанием. Для необходимого резервирования, основной и аварийный запасы питания расположены в разных отсеках. Кроме того, в жилом и рабочем отсеках имеются блоки раздачи и подогрева воды с подключением к системе регенерации воды из конденсата или к запасам воды. Для обеспечения экипажа необходимым набором питательных веществ и микроэлементов, а также для обеспечения длительного хранения отдельных видов продуктов, в состав рационов питания введены быстрозамороженные продукты, а в состав оборудования – бортовой морозильник.

Для удаления отходов на корабле предусмотрена специальная шлюзовая камера, через которую за борт могут удаляться нерегенерируемые отходы.

При рассмотрении систем обеспечения жизнедеятельности СОЖ предполагается, что при реализации полета на Марс в ближайшие 15-20 лет обеспечить жизнедеятельность экипажа можно будет, используя те же основные устройства и процессы, которые функционируют на борту международной космической станции. В большинстве своем они были разработаны и внедрены в практику пилотируемой космонавтики в последней трети прошлого века. Их длительная эксплуатация на борту орбитальной станции «Мир» и международной космической станции показала высокую степень надежности этих систем, позволила изучить их эксплуатационные характеристики в условиях реального космического полета. Функционирование систем жизнедеятельности современной орбитальной станции связано с постоянным восполнением необходимых ресурсов с Земли. Поэтому необходимо расширение функций системы обеспечения жизнедеятельности, которые в определенной мере компенсировали бы невозможность восполнения ресурсов при марсианской экспедиции в течение длительного времени.

Включение витаминной оранжереи в состав системы обеспечения жизнедеятельности позволит сформировать среду обитания в корабле, адекватную долгосрочным биологическим потребностям человека и будет способствовать устранению некоторых возможных последствий длительного пребывания человека в искусственной (абиогенной) среде обитания [4.1, 4.2, 4.3].

На рис. 4.9 представлена блок-схема СОЖ, основанная на системах и блоках, которые использовались на борту орбитальных космических станций, с включением в состав оранжерейных устройств.

4.3.2 Обеспечение внекорабельной деятельности (ВКД)

Для обеспечения внекорабельной деятельности на корабле используются средства обеспечения выходов в открытый космос, включающие 4 скафандра типа «Орлан-М», рассчитанные на 12 «выходов» каждый. Необходимые средства обеспечения выхода в открытый космос для скафандров определяются из расчета проведения 12 «выходов» четверью членами экипажа (для парирования нештатных ситуаций).

Бортовая система стыковки скафандров располагается в шлюзовых отсеках межпланетного орбитального корабля. Для обеспечения кислородом скафандров используются 20 литровые кислородные баллоны, аналогичные используемым на кораблях «Прогресс». Необходимое количество кислорода на проведение шлюзований – 48 кг.

4.3.3 Бортовой комплекс управления (БКУ)

Бортовой комплекс управления состоит из бортовой вычислительной системы, системы управления бортовой аппаратурой и системы управления движением и навигации, рис. 4.10.

Бортовая вычислительная система (БВС) является частью бортового комплекса управления и совместно с системой управления бортовой аппаратурой и системой бортовых измерений обеспечивает функционирование всех бортовых систем комплекса.

Бортовая вычислительная система представляет собой совокупность вычислительных средств, связанных интерфейсами, и объединяет бортовые

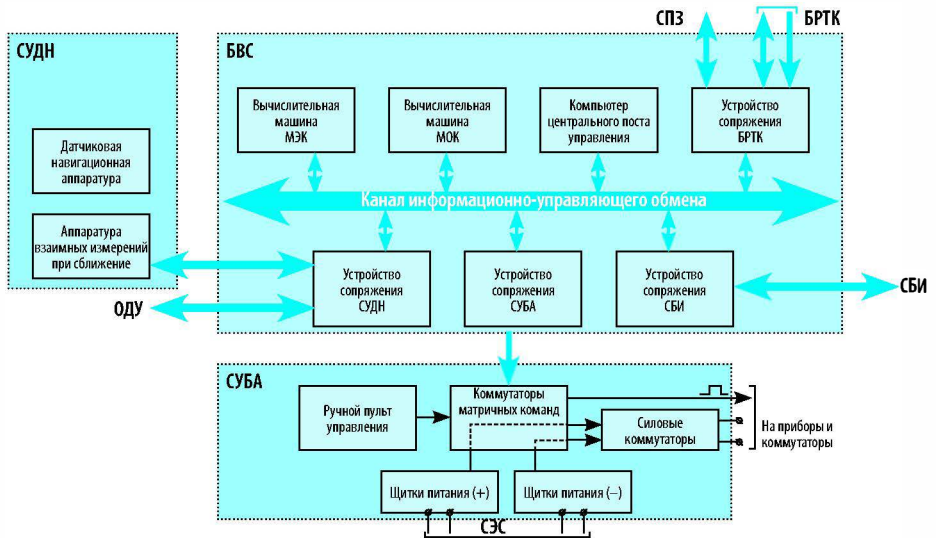


Рис. 4.10 Схема бортового комплекса управления

системы через устройства сопряжения в единый информационно-управляющий комплекс. Бортовая вычислительная система предназначена для решения следующих задач:

- обеспечения вычислительными ресурсами бортовых систем для решения их задач;
- организации приема, логической обработки и выдачи команд управления на бортовые системы от наземного комплекса управления, пультов управления корабля и наземного испытательного комплекса при подготовке корабля к полету;
- анализа и диагностики состояния бортовых систем.

В основу построения бортовой вычислительной системы положен магистрано-модульный принцип с иерархической структурой. Такая структура позволяет наращивать функциональные возможности системы без существенного изменения программного обеспечения, гибко изменять структуру бортовой вычислительной системы в зависимости от конфигурации межпланетного экспедиционного комплекса на разных фазах полета.

Дублированные магистрали проходят через стыковочные узлы, образуя универсальный управляющий интерфейс, обеспечивающий связь с терминальными вычислительными системами и абонентами бортовой вычислительной системы стыкуемых модулей.

Бортовая вычислительная система по иерархическому принципу состоит из 2-х уровней – верхнего (центрального) и нижнего (терминального). Верхний уровень представлен центральной вычислительной машиной и обеспечивает решение интегральных задач управления бортовыми системами всего межпланетного экспедиционного комплекса, управления информационными потоками, а также задач долгосрочного планирования и автономного управления.

В состав аппаратуры нижнего уровня бортовой вычислительной системы входят терминальные вычислительные машины и комплект устройств сопря-

жения. Терминальные вычислительные машины обеспечивают решение задач управления бортовыми системами межпланетного орбитального корабля. Устройства сопряжения реализуют сигнальные интерфейсы с бортовой аппаратурой, датчиками, с электронными блоками исполнительных механизмов, двигателей и т.п. Терминальные вычислительные машины дополнительно обеспечивают решение задач системы управления движением и навигации.

Для обеспечения диалогового режима управления бортовой аппаратурой на центральном посту межпланетного орбитального корабля установлены компьютеры центрального поста.

Система управления бортовой аппаратурой (СУБА) также входит в состав бортового комплекса управления. В ее задачи входит:

- *усиление и дешифрирование сигналов, поступающих от бортовой вычислительной системы, командной радиолинии, наземных испытательных средств;*
- *организация распределения электропитания от системы электроснабжения до потребителей;*
- *защита сети электроснабжения от токовых перегрузок в цепях электропитания потребителей;*
- *управление элементами конструкции и пиростроями;*
- *обеспечение технологических и защитных операций в процессе электрических наземных испытаний при подготовке модулей корабля на Земле к полету;*
- *организация обмена сигналами и объединение цепей электропитания через электросоединители стыковочных агрегатов;*
- *логическая обработка командной и телеметрической информации и управление бортовыми системами станции в соответствии с алгоритмами, хранящимися в бортовой вычислительной системе или поступающими с бортовых пультов от наземного комплекса управления в полете, или наземного испытательного комплекса при испытаниях на Земле;*
- *организация сети единого времени.*

В блоках распределения электропитания используется двухпроводный способ подачи электроэнергии от источника до потребителя с изоляцией обоих проводов от корпуса изделия. При таком способе исключается возможность возникновения коротких замыканий при ложном соединении с корпусом одного из полюсов питания (существуют космические аппараты с однопроводной схемой энергоснабжения).

В основу структуры ручного управления положен принцип интеграции всех функциональных каналов системы отображения информации и ручного управления на базе единых вычислительных средств.

Центральный пост оператора в своем составе имеет: стационарное рабочее место информационной управляющей системы, интегрированный пульт управления, пульт сигнализации систем. С центрального поста можно задавать ограничения по доступу к ресурсам с различных постов управления других модулей. Благодаря разветвленной структуре космонавт имеет возможность полноценного управления объектом с любого рабочего места станции. На дисплеях экипажа представляется полный объем информации по выполнению программы полета, функционированию бортовых систем, возникшим

отказам, предлагаемому выходу из нештатных ситуаций, а так же справочная информация.

Резервными средствами управления, обеспечивающими безопасность экипажа, являются интегральный пульт, пульт сигнализации систем для отображения аварийной, предупредительной и уведомительной сигнализации. Источником информации для этих средств может быть как бортовая вычислительная система, так и прямые связи. Для принятия оперативного решения эта информация представляется экипажу в визуальной и акустической форме о критических ситуациях, возникающих в объектах управления.

Для решения конкретных задач предусмотрены периферийные пульта управления, которые расположены непосредственно рядом с аппаратурой системы обеспечения жизнедеятельности, системы обеспечения теплового режима и др. Коммутация питания и сигнализация о выбранных режимах на периферийных постах и в зонах расположения аппаратуры являются основной задачей этих пультов.

Для обеспечения дополнительных возможностей по управлению межпланетным экспедиционным комплексом предусмотрено управление и с Земли путем подачи функциональных команд управления, поступающих непосредственно в аппаратные средства бортового комплекса управления.

Система управления движением и навигацией (СУДН) совместно с бортовой вычислительной системой, исполнительными органами и датчиковой аппаратурой модулей и исполнительными органами кораблей составляет единый комплекс по управлению движением, способный решить следующие задачи:

- ориентация межпланетного комплекса на расчетных режимах;
- определение ориентации связанной системы координат комплекса в пространстве;
- стабилизация комплекса в любом режиме ориентации с использованием реактивных двигателей ориентации;
- выполнение программных разворотов в любом режиме ориентации;
- расчет текущей бортовой навигационной информации с использованием аппаратуры автономной спутниковой навигации;

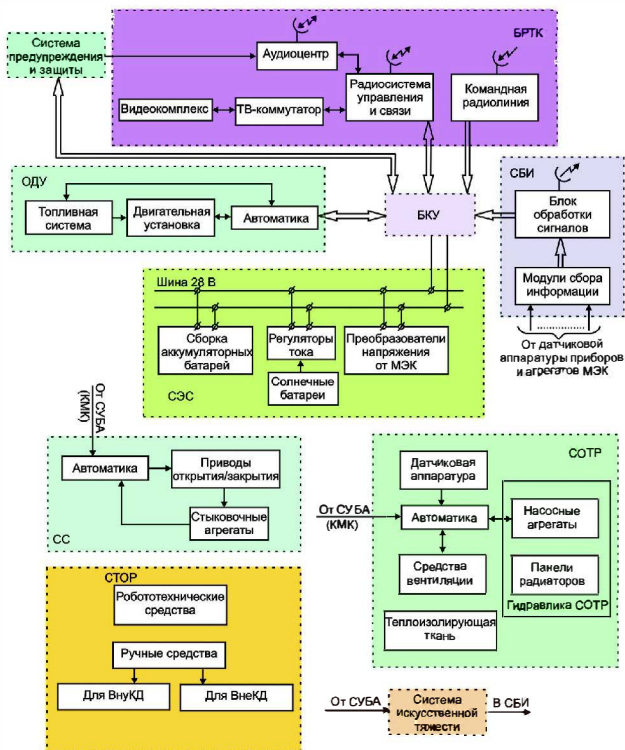


Рис. 4.11 Схема управления бортовыми системами

- *проведение коррекции орбиты с помощью двигателей межпланетного орбитального корабля и маршевых двигателей кораблей межпланетного экспедиционного комплекса;*
- *обеспечение стыковок, перестыковок и расстыковок с кораблями и модулями;*
- *управление остронаправленными антеннами.*

На рис. 4.11 представлена схема управления бортовыми системами, которые рассматриваются ниже.

В качестве исполнительных органов системы управления движением и навигацией используются объединенная двигательная установка и двигатели других модулей и кораблей.

Для обеспечения сближения и стыковки с кораблями и модулями на корабле устанавливается радиотехническая система взаимных измерений типа «Курс».

4.3.4 Система бортовых измерений (СБИ)

Система бортовых измерений предназначена для решения следующих задач:

- *сбора телеметрической информации служебной и целевой аппаратуры корабля;*
- *сбора телеметрической информации скафандров и параметров состояния здоровья операторов при выходе в открытый космос;*
- *выдачи телеметрической информации в бортовую вычислительную систему для использования в алгоритмах управления системами корабля;*
- *передачи ограниченного объема телеметрической информации на Землю по собственной радиолинии;*
- *выдачи полного объема телеметрической информации для последующей передачи на Землю.*

Сбор телеметрической информации осуществляется с помощью датчиков, расположенных в приборах, агрегатах и элементах конструкции межпланетного экспедиционного комплекса. Локальные коммутаторы различных типов производят опрос датчиков и передают телеметрическую информацию в банк данных. Сюда же поступает информация от радиотелеметрической системы, которая, в свою очередь, получает информацию от радиосистемы, расположенной в скафандре, по радиоканалу.

4.3.5 Система обеспечения теплового режима (СОТР)

Система обеспечения теплового режима предназначена для решения следующих задач:

- *поддержания необходимого температурно-влажностного режима в гермоотсеках межпланетного орбитального корабля;*
- *обеспечения температурного режима внешних элементов конструкции и приборов;*
- *обеспечения температурного режима скафандров при подготовке к выходу в открытый космос и в процессе шлюзования.*

Система обеспечения теплового режима обеспечивает следующие параметры микроклимата в жилых зонах межпланетного орбитального корабля:

- *температуру газовой среды от 18 до 25 °С;*
- *относительную влажность газовой среды от 30 до 70 %;*

- *парциальное давление водяных паров в газовой среде от 8 до 12 мм рт.ст. (температура точки росы от 8 до 14°C);*
- *скорость движения газовой среды от 0,05 до 0,2 м/с;*
- *температуру газовой среды в приборных зонах, корпусных элементов и других элементов внутри герметичных отсеков МОК в диапазоне от температуры точки росы до 40 °С;*
- *скорость движения газовой среды в приборных зонах не менее 0,05 м/с.*

Система обеспечения температурного режима включает в себя следующие подсистемы:

- *гидравлический «контур обогрева», обеспечивающий равномерное распределение тепла по корпусу корабля;*
- *гидравлический «контур охлаждения», обеспечивающий съём тепла с контура обогрева за счет прохождения теплоносителя по гидромагистралям теплообменника-радиатора;*
- *систему вентиляции, включающую в себя вентиляторы и систему воздуховодов;*
- *систему осушки воздуха;*
- *систему термостатирования (автоматические электронагревательные системы);*
- *подсистему пассивного терморегулирования, включающую экраны, экранно-вакуумную изоляцию и другие конструктивные элементы.*

4.3.6 Система электроснабжения (СЭС)

Система электроснабжения межпланетного орбитального корабля предназначена для обеспечения электроэнергией:

- *бортовых систем корабля на всех фазах полета;*
- *грузовых и пилотируемых кораблей на фазе подготовки к экспедиции на околоземной орбите;*
- *взлетно-посадочного комплекса перед отделением от межпланетного орбитального корабля;*
- *элементов солнечного буксира (в нештатных ситуациях) на фазах межпланетного полета.*

Общие требования по передаче электроэнергии на межпланетном экспедиционном комплексе должны учитывать следующее.

Связи между системой электроснабжения межпланетного корабля и другими частями корабельного комплекса: взлетно-посадочным комплексом, кораблем возвращения на Землю, транспортными кораблями на околоземной орбите – прокладываются в соединителях стыковочных агрегатов, а для связи с солнечным буксиром прокладываются дополнительно высоковольтные внешние кабели, стыкуемые экипажем при выходе в открытый космос.

Ток солнечных батарей, проходя через регуляторы тока, стабилизируется и выдается на общие шины системы электроснабжения. В качестве накопителя электроэнергии для СЭС МОК выбраны пока никель-кадмиевые герметичные аккумуляторные батареи.

Для снижения потерь электрической мощности при приеме и передаче электроэнергии из солнечного буксира используются линии высокого напряжения (120 В).

Основные характеристики системы электроснабжения МЭК:

Напряжение на шинах системы электроснабжения.....	28 В
Установленная мощность солнечных батарей	25 кВт
Максимальная емкость аккумуляторной батареи	1500 А·ч.

4.3.7 Бортовой радиотехнический комплекс (БРТК)

Задачи бортового радиотехнического комплекса:

- *командное радиоуправление МЭК с Земли;*
- *аудиосвязь экипажа МЭК с Землей и с отдельно летающими элементами МЭК (пилотируемые транспортные корабли на околоземной орбите, взлетно-посадочный комплекс после отделения от экспедиционного комплекса, космонавт в скафандре при выходе в открытый космос);*
- *межкомпьютерный обмен файловой информацией с Землей;*
- *передача на Землю телеметрической информации, в том числе телеметрии с научной аппаратуры МЭК;*
- *радиоконтроль орбиты (траекторные измерения).*

Традиционно на околоземных кораблях использовались специализированные радиосистемы для различных задач: аудиосвязи, передачи телеметрической информации на Землю, телевизионной связи, радиоконтроля орбиты и т. д. Ввиду больших расстояний между межпланетным комплексом и Землей (от 200 км на околоземной орбите до 400 млн. км на орбите Марса) передача даже небольшого объема данных требует создания мощной радиосистемы с узконаправленной антенной. Поэтому, с точки зрения массово-габаритных, энергетических и экономических характеристик, единственно возможное решение – это создание единой высокоинформативной радиосистемы, которая способна передать на Землю весь объем информации, полученной на борту.

Тем не менее, в составе радиокomплекса имеются и автономные радиосредства: командная радиолиния передачи служебной информации и межбортовая радиолиния. Командная радиолиния системы передачи служебной телеметрии обеспечивает управление межпланетным комплексом в нештатных ситуациях при любом пространственном его положении. Межбортовая радиолиния, имеющая значительно меньшую энергетику, чем основная радиолиния бортового радиокomплекса, предназначена для аудио- и видеосвязи между кораблями экспедиции и с космонавтами при выходе в открытый космос.

Телевизионные камеры внешнего обзора предназначены для контроля процессов стыковки и расстыковки. С их помощью можно также осуществлять контроль пространственного положения изделия. С помощью видеокамер для внутренних съемок проводятся репортажи из корабля, наружные съемки через иллюминаторы, а также видеосъемки. Особенности радиосвязи с аппаратом, находящимся на орбите Марса:

- *трудность телефонной связи, связанная с большой задержкой ответа абонента (от 8 до 40 мин); поэтому используется симплексная аудиосвязь, запись речевых сообщений с последующей передачей на Землю (и с Земли на борт) в сеансах связи (может использоваться ускоренный сброс сообщений с последующей расшифровкой);*
- *большие зоны связи с Землей (для организации связи достаточно 2–4 наземных станции);*

- *существенное доплеровское смещение частоты, в связи с чем необходимо автоматическое (или программное) изменение несущей частоты передатчика в зависимости от времени.*

Для обеспечения круглосуточной связи с кораблями марсианской экспедиции необходимо создание на орбите Марса сети спутников–ретрансляторов (например, три «стационарных» спутника).

Существенного снижения электропотребления, массы и габаритов бортовой радиосистемы можно достичь, переходя на лазерную технологию передачи информации. При этом необходимо также создание соответствующей инфраструктуры.

В целом, представляются возможными следующие варианты организации тракта передачи информации между межпланетным экспедиционным комплексом и наземными станциями:

- *«классический» вариант дальней космической связи без ретрансляторов в УКВ-диапазоне. В этом случае необходимо иметь 2–4 наземные станции дальней космической связи с приемными антеннами большого диаметра, большую антенну на борту межпланетного экспедиционного комплекса (диаметром ~3 м), бортовой передатчик большой мощности (~5 кВт);*
- *связь в УКВ-диапазоне с использованием 3-х геостационарных спутников-ретрансляторов и 3-х стационарных на орбите Марса; при этом обеспечивается возможность круглосуточной связи со всеми кораблями экспедиции;*
- *связь «наземная станция – марсианский корабль» с использованием лазерной системы передачи информации без использования спутника ретранслятора. При этом необходимо 2–4 наземных станций новой разработки с диаметром телескопа порядка 5 м. Диаметр бортового телескопа при этом составит от 0,5 до 0,6 м, мощность бортового лазера порядка 2–3 кВт;* Межбортовая радиолиния выполняет следующие функции:
- *обмен аудио-, видео- и файловой информацией между кораблями экспедиции на расстояниях порядка 300 км;*
- *аудиосвязь с космонавтами, выполняющими работы в открытом космосе снаружи экспедиционного комплекса;*
- *прием видеосигнала с телекамеры, используемой космонавтами при выходе в открытый космос.*

Командная радиолиния предназначена для приема ограниченного (от 200 до 300) количества команд управления (с передачей на Землю квитанций о прохождении команд на борт) при любом пространственном положении корабля в аварийных ситуациях, когда корабль теряет ориентацию и нет возможности связаться с ним с использованием бортовой радиотехнической системы.

4.3.8 Объединенная двигательная установка (ОДУ)

Объединенная двигательная установка является системой исполнительных органов системы управления движением и навигации и предназначена для выполнения маневров и создания управляющих моментов межпланетного орбитального корабля в автономном полете и при сборке экспедиционного комплекса.

В состав объединенной двигательной установки входят:

- *вытеснительная система подачи компонентов топлива с аккумуляторами давления (шар-баллонами);*
- *топливная система с баками и заправочными узлами;*
- *двигатели причаливания и ориентации;*
- *два корректирующих двигателя с приводами качания;*
- *комплект датчиков и сигнализаторов для телеметрических замеров и контроля работы установки;*
- *блоки компрессоров, предназначенные для перекачки азота из газовых полостей топливных баков в шар-баллоны в процессе дозаправки объединенной двигательной установки;*
- *блоки автоматики.*

В объединенной двигательной установке применяется двухкомпонентное топливо: окислитель – азотный тетроксид; горючее – несимметричный диметилгидразин. Рабочее тело вытеснительной системы подачи топлива – азот.

В состав установки входят 32 двигателя причаливания и ориентации, объединенных в два коллектора (первый и второй) по 16 двигателей в каждом.

Пневмогидравлическая часть объединенной двигательной установки конструктивно построена из расчета подачи топлива к корректирующему двигателю и двигателям причаливания-ориентации от общих баков.

Запасы азота и топлива секционированы. Баки горючего и окислителя разделены по наддуву на две самостоятельные секции – первую и вторую. Каждая секция окислителя и горючего обеспечивает подвод компонентов топлива к первому и второму комплекту двигателей причаливания-ориентации, и двум корректирующим двигателям одновременно.

Схема наддува построена по замкнутому контуру. При каждой дозаправке объединенной двигательной установки азот наддува, после вытеснения топлива из баков, перекачивается компрессорами из газовых полостей баков в шар-баллоны для повторного использования.

Построение схемы объединенной двигательной установки в виде секций, дублирующих друг друга при функционировании, дает возможность повысить вероятность выполнения всей программы полета при выходе из строя одной из секций с учетом возможной дозаправки установки в полете. Надежность секционированной системы повышается благодаря наличию в схеме элементов, объединяющих секции, что дает возможность использовать рабочее тело, как по линии наддува, так и по линии топлива.

В схеме объединенной двигательной установки предусматриваются два коллектора, что позволяет осуществлять переход на режимы, обеспечивающие функциональное дублирование отказавших двигателей.

4.3.9 Система предупреждения и защиты (СПЗ)

Система предупреждения и защиты – совокупность как специально введенных в состав межпланетного орбитального корабля технических средств, так и элементов других систем, процедурных мероприятий и информационных технологий, обеспечивающих решение следующих задач:

- *обнаружения предпосылок к аварийной ситуации и распознавание аварийной ситуации;*

- оповещения экипажа и наземного центра управления о возникновении или опасности возникновения аварийной ситуации;
- локализации аварийной ситуации (предотвращение её развития) и парирования аварийной ситуации, влияющих на жизнь и здоровье экипажа, с использованием имеющихся на борту средств;
- обеспечения мероприятий по спасению корабля и экипажа корабля в аварийной ситуации.

Направления обеспечения безопасности следующие:

- предупреждение и защита от радиационной опасности;
- предупреждение и защита от столкновения с метеороидами и техногенными частицами;
- контроль герметичности и компенсации разгерметизации корабля;
- предупреждение о возгорании и борьба с пожаром в корабле.

4.3.10 Система искусственной тяжести (СИТ)

Система искусственной тяжести использует центрифугу короткого радиуса (ЦКР).

Основные задачи СИТ:

- снижение влияния вредных факторов невесомости на организм человека;
- проведение медико-биологических экспериментов;
- обеспечение тренировок членов экипажа перед посадкой на поверхность Марса;
- подготовка организма членов экипажа к встрече с земной гравитацией.

Рассмотрены два варианта исполнения ЦКР:

- стационарная;
- убирающаяся;

Стационарная центрифуга представляет собой сплошное или рамочное кольцо, вращающееся на направляющих по борту внутреннего диаметра гермокорпуса МОК, имеет более жесткую конструкцию и позволяет разместить систему медицинского контроля и тренировочный комплекс на центрифуге. В районе центрифуги уменьшена радиационная защита за счет отсутствия приборов вдоль стен гермоотсека.

Убирающаяся центрифуга занимает минимально возможное пространство гермообъема МОК, однако не позволяет полностью избежать затрат полезного объема и затрат рабочего времени на сборочные/разборочные операции.

Кроме центрифуги короткого радиуса в состав системы искусственной тяжести входят:

- пульт управления центрифуги;
- средства медицинского контроля;
- средства фиксации космонавта;
- средства виброизоляции;
- элементы тренировочного комплекса корабля.

Основные характеристики

Радиус центрифуги	не более 2 м
Ширина центрифуги.....	0,6 м
Количество тренировочных мест.....	2
Создаваемая гравитация	от 0,1 до 1 g
Потребляемая мощность	до 300 Вт

4.3.11. Средства технического обслуживания и ремонта (СТОР)

Для выполнения работ по разворачиванию, дооснащению, модернизации, техническому обслуживанию и ремонту межпланетного экспедиционного комплекса как внутри гермообъемов, так и при выходе в открытый космос, в состав корабля вводятся средства технического обслуживания и ремонта.

Целью технического обслуживания является выполнение работ по поддержанию исправности и работоспособности элементов, систем, подсистем и агрегатов всего комплекса.

Целью ремонта является выполнение работ по восстановлению исправности и работоспособности элементов, систем, подсистем и агрегатов МЭК. В процессе технического обслуживания и ремонта решаются следующие задачи:

1. На этапе сборки:

- *расконсервация и консервация корабля при смене экипажей монтажников;*
- *подготовительно-заключительные работы по приведению аппаратуры из транспортного положения в рабочее и обратно;*
- *обработка доставляемых грузов.*

2. В течение экспедиции:

- *устранение повреждений и отказов;*
- *обслуживание целевой научной аппаратуры.*

В состав системы обслуживания и ремонта включены наборы ручных инструментов для различных видов деятельности как внутри корабля, так и при выходе в открытый космос; специальные инструменты, оборудование и материалы для проведения работ по устранению негерметичности на внешней и внутренней поверхности межпланетного экспедиционного комплекса.

Наборы ручных инструментов отработаны в практике полетов на орбитальных станциях. Особенность наборов инструментов для экспедиции на Марс определяется конструктивными особенностями систем и агрегатов комплекса.

Специальные инструменты, оборудование и материалы для проведения работ по устранению негерметичности на внешней и внутренней поверхности отработывались на станции «Мир» и в настоящее время находятся в стадии практического использования на МКС. Основная задача этих средств – точная локализация и оперативное устранение утечек в основном гермообъеме, в системах и контурах, требующих герметичности для нормальной работы.

4.3.12 Система стыковки (СС)

Для обеспечения задач стыковки на межпланетном корабле устанавливается система стыковки, состоящая из шести на жилом модуле и одного на складском модуле стыковочных агрегатов андрогинно-периферийного типа (АПАС).

На жилом модуле агрегаты располагаются следующим образом:

- *осевой агрегат по продольной оси «+X» на переходном отсеке 2 служит для прямой стыковки межпланетного орбитального корабля и солнечного буксира на этапе сборки комплекса на околоземной орбите;*
- *осевой агрегат по продольной оси «-X» на переходном отсеке 1 служит для прямой стыковки взлетного модуля после возвращения экипажа с поверхности Марса и транспортных кораблей при подготовке экспедиции;*
- *четыре боковых агрегата по осям «+Y», «-Y», «+Z» и «-Z», расположенные на переходном отсеке 1, предназначены для стыковки взлетно-посадочного комплекса при сборке комплекса на околоземной орбите и транспортных кораблей при подготовке экспедиции.*

Блоки автоматики системы стыковки располагаются в герметичных отсеках изделия.

Открытие/закрытие и разгерметизация/герметизация крышки стыковочных агрегатов осуществляется вручную с двухсторонним доступом (с обеих сторон крышки).

Крышки люков агрегатов стыковочных агрегатов устанавливаются на фиксаторах и открываются (снимаются) вовнутрь корабля вручную. При открытии (снятии) крышки образуется туннель диаметром до 1100 мм в свету.

Герметизация/разгерметизация крышек агрегатов стыковочного агрегата осуществляется вручную с помощью привода герметизации крышки с двухсторонним доступом (с обеих сторон крышки).

Снаружи на крышке агрегатов АПАС устанавливается заглушка выравнивания давления для открытия крышки при отказе клапана выравнивания давления.

4.4. Выводы

1. *Основной особенностью конструкции и систем межпланетного орбитального корабля является максимальное использование российских технологий, конструкций и систем, отработанных при создании орбитальных станций: «Салют», «Мир» и российского сегмента МКС.*
2. *Выбор габаритных размеров корабля позволяет выводить его на орбиту с использованием существующих ракет-носителей и их модификаций.*
3. *Для защиты экипажа корабля от космической радиации используются баки с рабочим телом межпланетной двигательной установки. Такое решение эффективно только для сценариев с возвращением межпланетного комплекса после экспедиции на низкую околоземную орбиту.*

4.5. Список использованной литературы

- 4.1. О. Г. Газенко, А. И. Григорьев, Г. И. Мелешко, Е. Я. Шепелев. «Обитаемость и технологические системы жизнеобеспечения»; Космическая биология и авиакосмическая медицина. № 3, 1990, стр. 12 – 17.
- 4.2. Ю. А. Гришин. «Роль витаминной оранжереи в стабилизации трофической функции экипажа марсианской экспедиции». Авиакосмическая и экологическая медицина. № 3. 1993, стр. 10 – 15.
- 4.3. В. И. Свечев. «Исследования влияния невесомости на биологические объекты – звенья замкнутых экологических систем жизнеобеспечения и создание технологии их культивирования». Автореферат докторской диссертации. М., 2000, 50 стр.

Глава 5. Энергодвигательный комплекс

5.1. Исторические аспекты

Первые разработки по пилотируемой экспедиции на Марс, проводимые Ф.А. Цандером в России в 1924 г. и Вернером фон Брауном в США в 1952 году, ориентировались на использование жидкостных ракетных двигателей, см. главу 2.

В 1959 году С.П. Королев приступил к проекту пилотируемой экспедиции на Марс и в 1960 году в ОКБ-1 был создан первый отечественный проект полета человека на Марс, использующий ядерную энергоустановку. К 1960 году в России и США уже появились первые результаты научно-исследовательских работ в области космической ядерной энергетики.

В табл. 5.1 представлены типы ядерных установок, которые разрабатывались или рассматривались в России.

Табл. 5.1. Состояние разработок космических ядерных установок в России [5.1]

Обозначение типа ядерной энергоустановки	Характеристики типа	Состояние разработок	Ранг готовности	
А	Ядерный ракетный двигатель с твердофазным реактором для нагрева водорода, истекающего из сопла. Тяга от 3,5 до 35 тонн. Удельный импульс тяги $I_{sp} = 750-920$ сек. Ресурс 5 – 6 часов. Генерируемая электрическая мощность $N_{эл} = 10-50$ кВт	Изготовлено и испытано 3 реактора «ИР-100» и 17 систем подачи водорода для экспериментального ядерного двигателя тягой 3,5 т, $I_{sp} = 910$ с. Длительность испытаний 1 час. Изготовлен и испытан замкнутый газотурбинный контур для энергетического режима с $N_{эл} = 10$ кВт. Длительность испытаний реактора на пониженной мощности 6000 ч.	4	
Б	Ядерный ракетный двигатель с твердофазной активной зоной для нагрева водорода и его последующего сжигания с кислородом. Тяга 30 тонн. $I_{sp} = 1000$ сек	Разработана концепция двигателя	5	
В	Ядерный ракетный двигатель с газообразной активной зоной для нагрева водорода, истекающего из сопла. Тяга 60 тонн. $I_{sp} = 2000$ сек	Разработана концепция двигателя, изготовлены и испытаны модели узлов двигателя и реактора	6	
Д	Ядерный двигатель, использующий в зрывы атомных микробомб для нагрева водорода	Проведены расчетные оценки характеристик для транспортировки астероидов	7	
Э	Э–Т	Ядерная энергетическая установка с термоэлектрическим преобразованием тепла в электричество $N_{эл} = 2-100$ кВт, ресурс 10 лет	В опытной эксплуатации находилось 32 КА с энергоустановкой с $N_{эл} = 2,5$ кВт. Ресурс 0,5 года	2
	Э–И	Ядерная энергетическая установка с термоэмиссионным преобразованием тепла в электричество $N_{эл} = 2-7500$ кВт, ресурс 3 года	В опытной эксплуатации находилось 2 КА с энергоустановкой с $N_{эл} = 5,0$ кВт. Ресурс 1 год	3
Р	Радиоизотопный источник энергии с термоэлектрическим преобразованием тепла в электричество $N_{эл} = 3-12000$ Вт, ресурс 15 лет	Используется почти на 100 космических аппаратах, кораблях, планетоходах, $N_{эл} = 150-300$ Вт, ресурс 15 лет	1	
Ф	Ядерный фотонный двигатель $I_{sp} = 3 \cdot 10^7$ сек	Оценка характеристик двигателя с $N_t = 1000$ МВт, $T_{изп} = 2430$ К	8	

На рис. 5.1. представлено фото реактора «ИР-100», а в табл. 5.2. результаты испытаний реактора № 1 для ядерной энергоустановки типа «А».

Табл. 5.2 Результаты испытаний в режиме «Энергетического пуска» (ЭП) и Огневых испытаний (ОИ) реактора «ИР-100» [5.2]

Тип испытаний, дата	ЭП 27.03.78	ОИ-1 03.07.78	ОИ-2 11.08.78
Тепловая мощность, МВт	24	33	42
Длительность испытаний, сек	70	93	90
Средняя температура на выходе из тепловыделяющих сборок, К	1670	2630	2600
Давление на входе в корпус реактора, МПа	6,04	9,46	10,65
Расход водорода через:			
– корпус–отражатель–замедлитель, кг/с	1,72	3,23	3,51
– тепловыделяющие сборки, кг/с	1,18	1,46	2,01

На реакторе «ИР-100» № 2 во время испытаний 25.12.81 г. была достигнута мощность 63 МВт в течение 38 с. При испытаниях реактора № 1 и № 2 длительность испытаний определялась запасами рабочего тела — водорода. Результаты испытаний и послепусковых исследований показали правильность принятых конструкторских решений и возможность создания на основе этого реактора космических энергоустановок и ядерных двигателей. Следует отметить, что с самого начала разработок ядерный двигатель рассматривался как двухрежимный, т.е. способный работать на большой мощности, но кратковременно, в пределах 5 - 6 часов, создавая тягу, и на малой мощности (в 1000 раз меньше) в течение 1 года и более для производства на борту электроэнергии. Реактор «ИР-100» № 3 (реактор РА) был подвергнут длительным огневым испытаниям (около 6000 часов), чтобы подтвердить возможность работы на втором, энергетическом режиме.

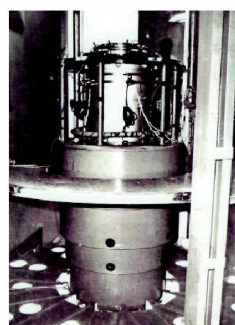


Рис. 5.1 Реактор малоразмерного ядерного двигателя

Для испытаний реактора «ИР-100», а также энергоустановок и двигателей на его основе, был создан специальный стенд, см. рис. 5.2. Реактор испытывался выхлопом вверх, в атмосферу. После катастрофы в г. Чернобыле, были повышены требования к радиационной безопасности и в настоящее время ядерные установки можно испытывать только при условии очистки выхлопных газов. На рис. 5.3 представлена схема испытаний ядерных двигателей, которая включает в себя очистку выхлопных газов, что, естественно, удорожает разработку ядерных двигателей. К 1992 г. созрела концепция разработки ядерного двигателя [5.3], которая включала:

- обоснование уровня тяги ЯРД на уровне 68,6 кН (7 тонн) с учетом затрат на создание и эксплуатацию стенда для отработки ЯРД с

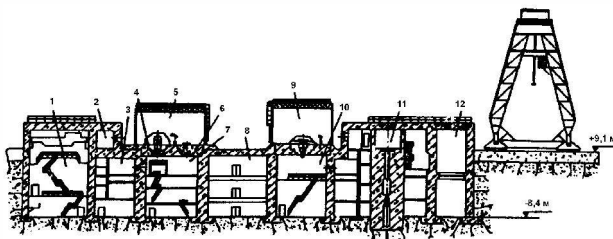


Рис. 5.2 Стендовый комплект для испытаний ядерных энергоустановок и ядерных двигателей, г. Семипалатинск, Республика Казахстан

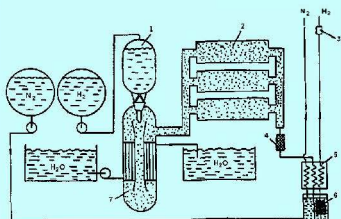


Рис. 5.3 Схема стенда для испытания ядерных двигателей с очисткой выхлопных газов, Россия

Рис. 5.4 Хронология основных испытаний реакторов ядерных ракетных двигателей в США

	1953	1960	1961	1962	1963	1964	1965	1966	1967	1968	1969	1970	1971	1972
ПРОГРАММА РАЗРАБОТКИ РЕАКТОРОВ	KIWI	KIWI A	KIWI A3	KIWI B1B	KIWI B4A	KIWI B4D	KIWI B4E							
		KIWI A'	KIWI B1A											
	PHOEBUS					PHOEBUS 1A		PHOEBUS 1B				PHOEBUS 2A		
PEWEE												PEWEE-1		
NUCLEAR FURNACE														NF-1
ПРОГРАММА "NERVA"				NRX-A1			NRX-A3			NRX-A6				
	NRX REACTOR TEST			NRX-A2			NRX-A5							
ENGINE TESTS							NRX-EST						XE'	
											XECF			

- системой очистки выхлопных газов; в зависимости от решаемой задачи могут применяться связки ЯРД с числом двигателей 2–4 штуки;
- разработку ЯРД как двухрежимной установки с электрической мощностью на энергетическом режиме 20–100 кВт;
 - обеспечение удельного импульса тяги ЯРД на уровне 950 сек при требуемом ресурсе 5–6 часов;
 - обеспечение отношения тяги ЯРД к массе ЯРД с учетом защиты не менее 2, а в перспективе 4 при значении удельного импульса тяги около 1000 сек.

Российские разработки по ЯРД основывались на гетерогенной схеме активной зоны реактора, в которой ураносодержащий материал и замедлитель расположены отдельно, что позволяло создавать малоразмерный ЯРД тягой 3,5 тонны, что важно на первых этапах разработки. В США разработки велись по реактору с гомогенной схемой активной зоны и уровень минимальной тяги был на уровне 30 тонн. На рис. 5.4 представлена хронология испытаний ЯРД в США [5.4], на рис. 5.5 показан реактор «Киви-В4Е», подготовленный к испытаниям, видно, что испытания проводились выхлопом вверх, в атмосферу, без какой-либо очистки выхлопной струи.



Рис. 5.5 Реактор «Киви-В4Е»

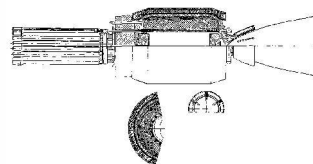


Рис. 5.6 Конструктивная схема энергоблока

В России, начиная с середины 50-х годов прошлого века, велись (Центр Келдыша, НИКИЭТ) исследования газофазного реактора, в котором использовалась плазма урана-235 [5.5]. На рис. 5.6. представлена конструктивная схема ЯРД с газофазным реактором.

Для осуществления пилотируемых полетов на Марс [5.6] с середины 60-х годов в НПО «Энергия» (Россия) разрабатывалась концепция ядерной энергодвигательной установки с термоэмиссионным преобразованием тепла в электрическую мощность на уровне 5–7,5 МВт, рис. 5.7. В целях отработ-

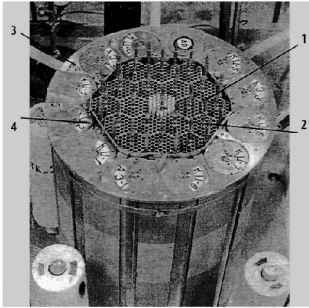


Рис. 5.7 Общий вид экспериментального исследовательского реактора ФС-1-4.19

- 1 – активная зона;
- 2 – модель электрогенерирующего пакета с 36 моделями ЭГК;
- 3 – боковой отражатель;
- 4 – поворотные цилиндры системы управления и защиты реактора

ки основных принципов конструирования и эксплуатации в России были созданы малоразмерные ядерные энергоустановки с термоэлектрическим преобразованием «БУК» (рис. 5.8) и с термоэмиссионным преобразованием «Топаз» (рис. 5.9), которые прошли опытную эксплуатацию в космосе в период 1970–1988 гг. Эти разработки, выполненные НПО «Красная звезда», показали необходимость учета с самого начала работок вопросов ядерной



Космические аппараты "Космос 1176-1932", где была использована ЯЭУ "Бук"

Электрическая мощность	3 кВт
Тепловая мощность	100 кВт
Загрузка ураном-235	30 кг
Масса	930 кг

Рис. 5.8 Общий вид ядерной энергетической установки (ЯЭУ) «Бук»



Космические аппараты "Космос 1818-1857"

Электрическая мощность	5 кВт
Тепловая мощность	160 кВт
Загрузка ураном	11,5 кг
Масса	980 кг

Рис. 5.9 Общий вид ядерной энергетической установки «Топаз»

и радиационной безопасности при использовании ядерных энергоустановок в космосе. Головной организацией по обеспечению безопасного применения космических ядерных установок был Исследовательский центр имени М.В. Келдыша [5.7].

Из всех ядерных энергоустановок широкое применение к настоящему времени получили только радиоизотопные термоэлектрические генераторы (РТГ). В табл. 5.3 представлены основные характеристики РТГ, разработанные в России и в США, в частности, для программ «Apollo», «Viking», «Voyager».

Табл. 5.3. Характеристики РТГ с использованием ^{238}Pu , $t_{1/2} = 87,7$ года

Характеристика	Россия, $N_{эл}$ Вт				США, $N_{эл}$ Вт			
	30	60	100	230	28	42	73	160
КПД, %	10	5,5	5,5	12*	6	6,3	5,0	6,7
Удельная мощность, Вт/кг	5,0	2,5	2,6	6,6	2,1	3	2,3	4,2
Срок службы, годы	10	10	10	10	15	15	15	15

* Примечание: РТГ использует термоэмиссионное преобразование

5.2. Вариант энергодвигательного комплекса на основе ЖРД

В работе [5.2] представлены результаты разработок в России к 1992 г. марсианского экспедиционного комплекса на основе ЖРД, использующих криогенные компоненты O_2 и H_2 . Полезный груз включал:

- Массу межпланетного орбитального корабля (МОК),
- численность экипажа 6 человек,..... 80 т;
- Массу марсианского взлетно-посадочного комплекса,
- численность экипажа 3 человека,..... 60 т;
- Массу корабля возвращения экипажа к Земле 10 т
- Итого: 150 т

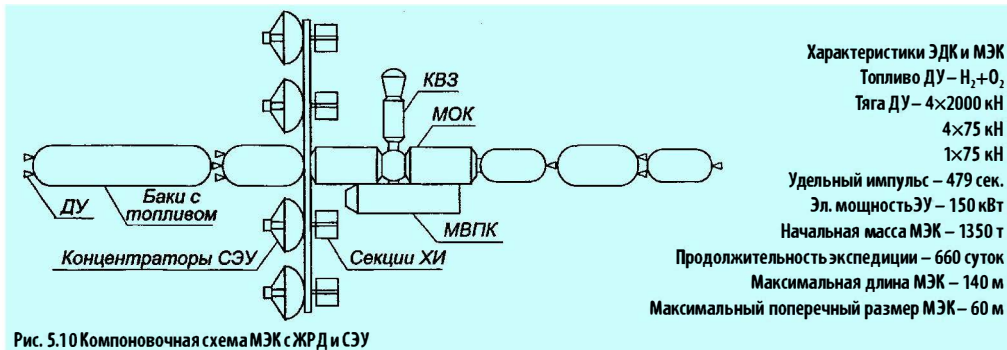


Рис. 5.10 Компоновочная схема МЭК с ЖРД и СЭУ

Дата старта с околоземной орбиты 2010 год. Длительность экспедиции «Земля—Марс—Земля» составит 660 суток, из них 30 суток – пребывание экипажа на Марсе. Стартовая масса на околоземной орбите равна 1350 тонн при условии, что все ЖРД работают на компонентах $\text{O}_2 + \text{H}_2$, обеспечивая удельный импульс тяги $I_{sp} = 479$ сек. Общий запас топлива 1040 тонн, в том числе 850 т для ухода от Земли. В этом варианте возникает проблема обеспечения длительного хранения жидкого водорода: при сборке межпланетного корабля на околоземной орбите в течение по крайней мере 1 года, и во время полета туда и обратно в течение 1,8 года. Для обеспечения длительного хранения криогенных компонентов потребуются бортовые холодильные машины общей электрической мощностью около 150 кВт. На рис. 5.10 представлена компоновочная схема межпланетного корабля на основе ЖРД.

Если использовать компоненты $\text{O}_2 + \text{H}_2$ только для разгона от Земли, а для торможения у Марса и разгона от Марса применять ЖРД на стабильных компонентах ($I_{sp} = 320$ сек), то стартовая масса межпланетного корабля становится равной 1700 тонн.

Следует обратить внимание на то, что после проведения соответствующего разгона или торможения баки с двигателями сбрасываются. В разработке не предусмотрено возвращение МОК на околоземную орбиту и поэтому рассмотренный межпланетный корабль являлся одноразовым.

Имеется еще одна проблема, которая относится к выведению баков с криогенным топливом на околоземную орбиту при сборке межпланетного корабля. Для разгона от Земли, как указывалось, требуется 850 тонн топлива. При использовании ракеты-носителя грузоподъемностью 100 тонн потребуется примерно 10 пусков и при каждом пуске будет выводиться около 85 тонн криогенных компонентов, из них 12 тонн жидкого водорода и 73 тонны жидкого кислорода. Необходимые объемы баков соответственно составят: для водорода 170 м^3 , для кислорода $64,3 \text{ м}^3$. При диаметре бака 5,5 м общая длина бака составит 10 м.

Если использовать ракету-носитель с меньшей, в 2 раза, грузоподъемностью т.е. 42,5 тонны, то количество только баков для разгона от Земли и соответственно пусков увеличится до 20, что представляется нереалистичным. Следовательно, вариант энергодвигательного комплекса на основе ЖРД однозначно требует ракеты-носителя грузоподъемностью 85-100 тонн. При этом суммарное число пусков для сборки всего межпланетного корабля стартовой массой 1350 тонн составит 15 пусков, из которых 12 пусков, т.е. подавляющее

количество, составят пуски с баками, имеющими криогенное топливо. Следует отметить, что одна страна сможет обеспечить в год не более 6 запусков ракет-носителей грузоподъемностью около 100 тонн [5.8]. Таким образом, по крайней мере, две страны должны иметь ракеты-носители грузоподъемностью около 100 тонн. Альтернативой этому является увеличение длительности сборки одной страной межпланетного корабля на околоземной орбите в течение не менее 2,5 лет. Это решение также таит в себе риски, связанные с тем, что в процессе сборки необходимо будет обеспечивать сохранность криогенных топлив от выкипания, используя специальные холодильные машины.

Результаты разработок Европейского космического агентства в период 2001–2004 гг. по пилотируемой экспедиции на Марс на основе ЖРД, использующих криогенные компоненты $O_2 + H_2$ для разгона от Земли с удельным импульсом 450 сек и стабильные компоненты при торможении и разгоне от Марса с удельным импульсом 325 сек [5.9], показали, что полезный груз составляет 124,4 т и включает:

- *межпланетный орбитальный корабль с экипажем 6 человек, масса 66,7 т;*
- *марсианский взлетно-посадочный комплекс с экипажем 3 человека, масса 46,7 т;*
- *корабль возвращения экипажа к Земле, масса 11 т.*

Дата старта с околоземной орбиты 2033 год. Длительность экспедиции «Земля–Марс–Земля» 963 суток, из них 30 суток пребывания экипажа на Марсе. Стартовая масса на околоземной орбите 1357 тонн. Длительность сборки межпланетного корабля на околоземной орбите 4,6 года и за это время испаряется такое количество криогенного топлива, что начальная масса межпланетного корабля должна быть увеличена до 1541 тонн. Межпланетный корабль собирается из модулей, имеющих следующие массы и соответствующую ракету-носитель для выведения:

- 80 т, ракета-носитель «Энергия»;
- 20 т, ракета-носитель «Протон»;
- 20 т, ракета-носитель «Ариан-5»;
- 11,2 т, ракета-носитель «Союз»;
- 20 т, ракета-носитель «Space-Shuttle».

Облик межпланетного корабля при старте с околоземной орбиты представлен на рис. 5.11.

С целью уменьшения стартовой массы марсианского экспедиционного комплекса предложено использовать двухкратное аэродинамическое торможение в атмосфере Марса для выхода на околомарсианскую орбиту [5.10]. Глубина погружения в атмосферу Марса должна быть около 30 км от поверхности из-за низкой плотности марсианской атмосферы. ЖРД для разгона от Земли и разгона от Марса использует криогенные компоненты $O_2 + H_2$, которые обеспечивают удельный

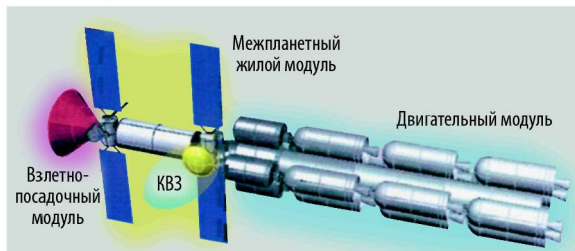


Рис. 5.11 Межпланетный корабль на основе ЖРД (разработка Европейского космического агентства)

импульс тяги $I_{sp} = 480$ сек. Взлетно-посадочный комплекс для Марса использует ЖРД на стабильных компонентах с $I_{sp} = 330$ сек. Стартовая масса межпланетного корабля для такого варианта схемы экспедиции составляет 775 тонн вместо 1350 тонн по варианту с двигательным торможением для выхода на околомарсианскую орбиту. На рис. 5.12 представлен облик межпланетного корабля. Обращают на себя внимание размеры тормозного аэродинамического экрана, в плане 22,5х26,2 мхм, и наличие в составе комплекса, подвергающегося аэродинамическому торможению в атмосфере Марса, разгонного блока для ухода от Марса с ЖРД с криогенными компонентами $O_2 + H_2$ общей массой около 95 тонн, из которых примерно 13,5 тонн составляет жидкий водород. Задача аэродинамического торможения в атмосфере Марса сложна сама по себе — требуются точность по скорости входа в атмосферу 0,05–0,1 м/с, поддержание постоянной центровки экрана, — а наличие на борту жидкого водорода делает этот маневр торможения очень рискованным для экипажа. Следует также учитывать величину допустимых перегрузок при аэродинамическом торможении после многомесячного полета (около 5 месяцев) по маршруту «Земля–Марс» в условиях невесомости. На рис. 5.13 представлены допустимые перегрузки для экипажа, которые зависят от:

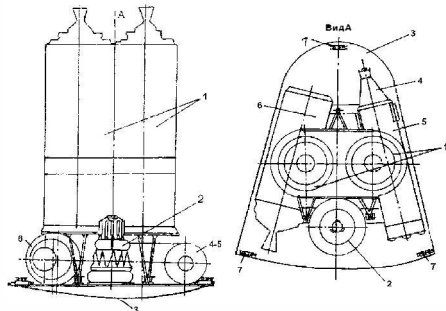


Рис. 5.12 МЭК, использующий аэродинамическое торможение у Марса: 1 – первый стартовый блок для ухода с орбиты ИСЗ на Марс; 2 – МПК; 3 – аэродинамический щит; 4 – КВЗ; 5 – МОК; 6 – второй стартовый блок для ухода с орбиты ИСМ на Землю; 7 – двигатели ориентации

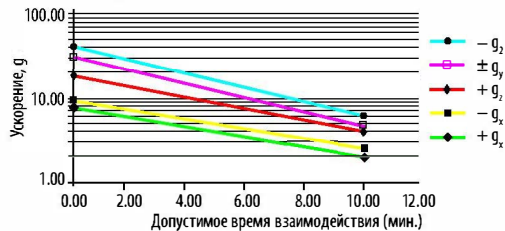


Рис. 5.13 Значения допустимых перегрузок на организм человека по различным осям

- *направления перегрузок;*
- *длительности перегрузки;*
- *длительности предварительного пребывания в невесомости.*

5.3. Вариант энергодвигательного комплекса на основе ядерных установок

5.3.1. Создание базовых технологий космической ядерной энергетики

Создание нового класса космических реакторных установок, принципиально отличающихся от наземных прототипов, обусловило необходимость теоретического, а затем и практического осмысления процесса разработки конструкции, выбора и освоения новых технологических процессов производства всех составляющих реактора и ядерной установки, разработки и внедрения в практику новых методов испытаний как отдельных элементов, так и комплексной проверки их работоспособности в условиях, максимально приближенных к рабочим.

В связи с недоступностью прямого вмешательства человека в работу системы в космических условиях доминирующими задачами при создании космической ядерной техники являются обеспечение высокой надежности всех компонентов, создание автоматизированной системы управления, исключение возможности ремонта в процессе эксплуатации и многие другие. При этом параметры работы ядерных энергетических установок лежат в максимально допустимых пределах возможного, что также требует нетрадиционных решений как в процессе разработки конструкции изделия, так и в процессе его доводки. Особую, чрезвычайно важную значимость приобретают конструкционные материалы для активной зоны и всего изделия в целом. Следует подчеркнуть, что ряд технических решений при создании установки, в части системы управления, топливных композиций, конструкционных материалов, отдельных видов оборудования, не имеет аналогов ни в реакторостроении, ни в других отраслях промышленности.

Все изделия, отправляемые в космос, должны прежде всего удовлетворять полетным и тактико-техническим требованиям, требованиям по радиационной и ядерной безопасности, а также требованиям по массогабаритным параметрам.

Успешное решение задачи создания первого поколения ядерных энергетических установок прямого преобразования тепла в электроэнергию и первых отечественных прототипов ядерных ракетных двигателей не могло быть обеспечено без разработки и реализации принципиально новых технологий. Эти технологии и производства, а также комплексы для обработки изделий и их элементов создавались в различных институтах и предприятиях в течение более 20 лет, постоянно совершенствовались, расширялись и к 1990 г. имели законченный комплекс новой подотрасли - комплекс по конструированию, изготовлению, обработке и проверке ядерных энергетических установок космического назначения [5.11–5.16].

Существенное отличие реакторов ядерного ракетного двигателя (ЯРД) от других реакторов космического назначения потребовало решения ряда научно-технических проблем, главной из которых является разработка конструкций, работоспособных в среде водорода при температурах от криогенных до 3000 К и давлениях от вакуума до сотен атмосфер.

При создании ядерных энергодвигательных установок (ЯЭДУ) возникают дополнительные проблемы, в частности, связанные с преобразованием тепловой энергии в электрическую: создание холодильника-излучателя с необходимой надежностью и массогабаритными характеристиками и малогабаритного теплообменника-рекуператора, обеспечивающего достаточно высокий термодинамический КПД установки.

Для решения проблемных вопросов ЯРД и ЯЭДУ были созданы специальные технологии и комплексы, обеспечившие разработку и реализацию базовых технологий для создания космических ядерных двигателей и установок:

- *программно-методический комплекс и технология проектирования и методического обеспечения обработки ЯЭУ и ЯЭДУ; комплекс предназначен для разработки основ проектирования и концепции, по которой основной объем испытаний по обработке изделия на заданную надежность выпол-*

няется на элементах и узлах установки в модельных и натуральных условиях при ограниченном количестве изделий в реальных условиях;

- *производственно-технологический комплекс, на котором реализована технология изготовления узлов и агрегатов установки, обеспечивающая их надежную работу при использовании водорода и других теплоносителей в качестве рабочего тела;*
- *производственно-испытательный комплекс, обеспечивающий реализацию технологии проведения сборок узлов и изделий в целом, оснащение их средствами измерений, гидродинамические настройки трактов охлаждения изделий на заданное распределение расходов рабочего тела, комплексные испытания собранного изделия, изготовления модельных ТВС;*
- *исследовательско-испытательный комплекс и технологии, обеспечивающие поэлементную и поузловую отработку ЯРД на модельных и натуральных рабочих телах (холодные гидродинамические исследования и испытания, высокотемпературные испытания с использованием омических нагревателей и плазмотронов), а также обоснование и отработку радиационной безопасности при транспортировке ЯЭДУ и ЯЭУ на околоземную орбиту;*
- *производственный комплекс и технология изготовления теплообменных агрегатов для ЯЭУ и ЯЭДУ, на основе компактных пластинчатых теплообменников с удельной поверхностью теплообмена 1000... 1500 м²/м³ и перспективных капельных холодильников-излучателей, а также холодильников-излучателей на основе тепловых труб;*
- *производственный комплекс и технология изготовления комплектующих изделий активной зоны твердофазного реактора на основе карбидных и карбонитридных композиций, работоспособных при температурах водорода свыше 3000 К в течение нескольких часов;*
- *производственный комплекс и технология высокой очистки инертных газов энергетических контуров (He, Kr, Xe, Ar, и др.), а также диагностические средства на основе лазерно-оптических методов для анализа состояния конструкционных и топливных материалов в условиях рабочих нагрузок;*
- *комплекс средств и технология обоснования применимости конструкционных (стали и жаропрочные сплавы) и специальных (бериллий, гидрид циркония и пр.) материалов при рабочих условиях и облучении;*
- *экспериментально-производственный комплекс по изготовлению и испытанию средств измерения высоких температур.*

Создание базовых технологий космической ядерной энергетики позволили организовать производство уникальных ядерных энергетических установок и испытать в земных условиях опытные образцы ядерных ракетных двигателей, технические характеристики которых приведены в табл. 5.4 и 5.5.

Уместно отметить, что эти показатели существенно превышают показатели, достигнутые в США.

Именно выполненный комплекс работ по созданию базовых технологий и по организации серийного производства ядерных энергетических установок космического назначения, успешные испытания наземных образцов ЯРД позволили приступить к разработке ядерных энергодвигательных установок для пилотируемой экспедиции на Марс, полетов к дальним планетам Солнечной

системы, лунной базы и т.д. Для понимания специфики и назначения той или иной ядерной установки отметим их отличительные особенности.

Табл. 5.4. Сравнительные показатели достижений программ разработки космических ядерных энергетических установок прямого преобразования в СССР и США

Характеристики	СССР			США		
	БУК	ТОПАЗ-1	ТОПАЗ-2	SNAP-2	SNAP-10A	SNAP-8
Масса ЯЭУ в целом, кг	1450 (с системой увода)	1350	1000	545	295	4545
Полезная электрическая мощность, кВт	2,6	5	6	6	0,5	35
Тепловая мощность, кВт	90	150	160	55	30	600
Ресурс: – назначенный – достигнутый	0,5 года 0,75 года	0,25 года 0,96 года	1,5–3 года 1,5 года	1 год 1,2 года	1 год 0,12 года	1 год 0,95 года
Габариты в стартовом положении, м: – длина – диаметр	4,79 1,3	3,8 1,3	3,9 1,37	– –	– –	– –
Тип реактора	На быстрых нейтронах	На промежуточных нейтронах		На промежуточных нейтронах		
Способ преобразования энергии	Термо-электрический	Термоэмиссионный		Цикл Ренкина на парах ртути	Термо-электрический	Цикл Ренкина на парах ртути
Удельная масса ЯЭУ, кг/кВт.эл	560	270	170	182	590	130
Состояние разработки	Эксплуатация завершена в 1993г.	Летные испытания 1987-1988 г.г.	Наземные испытания 1980-1983 г.г.	Наземные испытания 1961-1965 г.г.	Летные испытания 1965 г.	Наземные испытания 1965-1968 г.г.
Количество летных образцов	32	2	–	–	1	–
Затраченные средства, млн.долл. США	466	224	418	490	243	417

Табл. 5.5. Сравнительные показатели достижений программ разработки ЯРД

Характеристики	СССР	США
Период активных действий по тематике	1961-1989 г.г.	1959-1972 г.г.
Затраченные средства, млрд. долл. США	~ 0,3	~ 2,0
Количество изготовленных реакторных установок	5	20
Принципы отработки и создания	Поэлементный	Интегральный
Топливная композиция	Твердый раствор UC – ZrC, UC – ZrC - NbC	UC2 в графитовой матрице
Теплонапряженность активной зоны, средняя/максимальная, МВт/л	15/33	2,3/5,1
Максимально достигнутая температура рабочего тела, К	3100	2550
Удельный импульс тяги, с	~ 940	~ 850
Ресурс работы на максимальной температуре рабочего тела, с	4000	2400

ЯРД – устройство, в котором рабочее тело (РТ), нагреваясь до необходимой высокой температуры за счет энергии, выделяющейся в результате реакции деления ядерного топлива, истекает через сопло, создавая реактивную тягу в полете. В ЯРД ядерный реактор выполняет только одну функцию – осу-

ществляет нагрев рабочего тела для создания импульса тяги, реализуя двигательный режим.

ЯЭДУ – ядерная энергодвигательная установка, предназначена для осуществления полета космического корабля (КА) и для производства электроэнергии.

Возможны две модификации ЯЭДУ:

Бимодальный ЯРД – усовершенствованная модификация ЯРД. В бимодальном (двухрежимном) ЯРД ядерный реактор обеспечивает не только нагрев рабочего тела (водорода) для создания импульса тяги при движении КА в пространстве, реализуя двигательный режим, но и нагрев теплоносителя (рабочего тела) системы энергопреобразования для выработки электроэнергии на покрытие бортовых нужд межпланетного космического корабля (энергетический режим).

ЯЭУ с ЭРД (Ядерная энергетическая установка с электрореактивными двигателями). Ядерный реактор обеспечивает нагрев рабочего тела системы энергопреобразования для выработки электроэнергии на питание ЭРД и покрытие бортовых нужд межпланетного космического корабля.

5.3.2. Назначение и основные технические требования, предъявляемые к маршевым ЯЭДУ

Маршевая ЯЭДУ должна обеспечить доставку с радиационно-безопасной околоземной орбиты на околомарсианскую орбиту полезный груз, масса которого определяется выбранным сценарием марсианской экспедиции [5.17]. Для двухкорабельной схемы построения марсианского экспедиционного комплекса (МЭК) маршевая ЯЭДУ входит в состав как пилотируемого межпланетного корабля (ПМК), так и грузового межпланетного корабля (ГМК).

Использование ядерного реактора в качестве энергоисточника маршевой двигательной установки при осуществлении полётов космических аппаратов к Марсу и другим планетам Солнечной системы обеспечивает ряд преимуществ ЯЭДУ по сравнению с другими типами космических двигательных установок.

Прежде всего, это компактность, которая обеспечивает межпланетному кораблю хорошую динамику и маневренность, независимость космического аппарата от текущего положения в космическом пространстве (удалённости от Солнца, нахождения в зоне планетного затенения).

Следует особо отметить возможность многократного использования ядерной энергодвигательной установки для нескольких полетов на орбиту Марса. Такая возможность потребует дополнительных мер сервисного обслуживания ЯЭДУ на радиационно-безопасной околоземной орбите с выполнением безусловных требований общей и радиационной безопасности. Это, прежде всего, касается заправки ЯЭДУ рабочими телами (водородом, гелием, ксеноном, неонем).

Доминирующими требованиями к маршевой ядерной энергодвигательной установке являются: обеспечение высокого удельного импульса тяги, низкой удельной массы установки, ресурса работы при номинальной мощности, а также требования по массогабаритным параметрам, обусловленные размерами грузового отсека и грузоподъёмностью ракеты-носителя, используемой

для доставки компонентов межпланетного корабля на околоземную орбиту сборки. Эти базовые требования определяют выбор параметров ядерного реактора и всех составных элементов установок, в том числе с позиций радиационной и ядерной безопасности и обеспечения допустимых радиационных нагрузок на жилые и приборные отсеки.

Радиационная (биологическая) защита должна обеспечивать приемлемые условия для чувствительных к облучению устройств, экипажа и оборудования межпланетного корабля, располагаемых в затененной зоне, исходя из международных норм ограничений по радиационным нагрузкам.

Массогабаритные параметры рассматриваемых типов ЯЭДУ (бимодально-го ЯРД и ЯЭУ с ЭРД) и стыкуемых с ними компонентов корабля должны удовлетворять несущей способности перспективных образцов ракет-носителей тяжелого класса грузоподъемностью 35 тонн и сверхтяжелого класса грузоподъемностью 70 тонн, имеющих головной обтекатель диаметром 6,5 м с зоной полезного груза диаметром 6 м и длиной 22 м (по цилиндрической части 17 м) в первом случае и 35 м (по цилиндрической части 30 м) во втором случае.

С учетом потенциально высокой длительности эксплуатации в качестве базового варианта ядерного источника тепла маршевых ЯЭДУ рассматривается твердофазный газоохлаждаемый реактор на быстрых нейтронах.

Особое внимание при разработке маршевых ЯЭДУ обращается на обеспечение ядерной и радиационной безопасности на всех этапах жизненного цикла марсианской экспедиции [5.19, 5.20]. Современная концепция обеспечения безопасного использования ядерных источников энергии в космосе базируется на принципе минимизации радиологического воздействия на население и окружающую среду. Основные положения концепции определяются:

- *принципами, касающимися использования ядерных источников энергии в космическом пространстве, одобренными Генеральной Ассамблеей ООН в резолюции 47/68 от 14 декабря 1992 г.;*
- *рекомендациями Международной комиссии по радиологической защите, уточняющими допустимые уровни облучения;*
- *документами МАГАТЭ;*
- *национальными документами – нормами радиационной безопасности, основными санитарными правилами и др.*

В настоящее время рассматриваются два основных варианта маршевых ЯЭДУ в составе ПМК и ГМК для реализации пилотируемой экспедиции на Марс:

- *на основе бимодального ядерного ракетного двигателя, имеющего двигательный режим и энергетический режим;*
- *на основе ядерной энергоустановки и электрических реактивных двигателей.*

Бимодальный ЯРД, обеспечивающий двигательный режим и режим производства электроэнергии, сочетает в себе две существенно отличные друг от друга функции, а именно:

- *двигателя со своим рабочим телом, предельно высокой температурой на выходе из реактора, но относительно коротким суммарным временем работы в этом режиме;*

- *обычной электростанции с иным рабочим телом и термодинамическим циклом, умеренным уровнем рабочей температуры и существенно большим по времени режимом работы.*

При этом мощность реактора в этих режимах отличается более чем на два порядка, что в сочетании с разноплановыми режимами работы предъявляет весьма неординарные требования к реактору и оборудованию ЯЭДУ, что не имеет аналогов ни в ракетной технике, ни в атомном энергомашиностроении. Естественно, что эта особенность ЯЭДУ при усложнении общей конструктивной схемы установки должна обеспечивать реализацию технических требований к изделию в целом.

Рассматриваемая маршевая энергодвигательная установка на основе бимодального ЯРД с турбомашинным преобразованием энергии состоит из связки трех-пяти одиночных модулей (базовый вариант 4 модуля) тягой 68 кН каждый, которые у Земли и у Марса работают одновременно импульсами продолжительностью 30–60 мин. Таким образом, использование технологии ЯРД обеспечивает быстрое прохождение зоны радиационных поясов Земли (РПЗ) (примерно за 5 суток) и создание начального прироста скорости при выходе МЭК на траекторию полёта к Марсу [5.18].

Для бимодального ЯРД должны быть предусмотрены технические меры по предотвращению или сведению к минимуму взаимовлияния единичных реакторных модулей (в связке).

Сборка МЭК на основе модулей бимодального ЯРД осуществляется на радиационно-безопасной околоземной орбите. При этом, исходя из возможностей грузоподъемности ракеты-носителя (РН), для сборки МЭК на монтажной орбите требуется осуществить несколько пусков РН. При этом наиболее целесообразно при проведении монтажных работ в качестве межорбитального буксира-стыковщика использовать многоцелевой ракетный блок (МРБ). Коррекцию межпланетных участков траектории предполагается осуществлять на участке Земля–Марс с помощью бимодального ЯРД, а на участке Марс–Земля – с помощью автономной корректирующей двигательной установки на базе жидкостных реактивных двигателей (ЖРД).

Длительность экспедиции с учетом пребывания экипажа на поверхности Марса, исходя из энергобаллистических оценок для бимодального ЯРД, составляет около 460 суток.

Другой вариант маршевой ЯЭДУ представляет собой комбинацию ядерной энергетической установки и электрореактивных двигателей [5.21]. Преобразование тепловой энергии газоохлаждаемого ядерного реактора ЯЭУ в электричество для снабжения электрореактивных двигателей и бортовых потребителей осуществляется турбогенератором газотурбинной установки. Перспективность данного варианта маршевой ЯЭДУ обусловлена современным уровнем развития электрореактивных энергодвигательных систем. За счет высокой удельной тяги ЭРД комбинация их с ЯЭУ позволяет, в частности, свести к минимуму начальную массу Марсианского экспедиционного комплекса.

Сборка МЭК на основе ЯЭУ с ЭРД осуществляется на монтажной орбите. Доставка МЭК на радиационно-безопасную орбиту осуществляется с помощью ЖРД.

Энергобаллистические оценки показывают, что использование ЯЭУ с ЭРД может примерно в 1,5 раза сократить длительность пилотируемой экспедиции по сравнению с маршевой ЯЭДУ на основе бимодального ЯРД при условии, если будет разработана ЯЭУ (или связка ЯЭУ) с суммарной выходной мощностью 50 МВт и с удельной массой 1,5–2 кг/кВт.эл., которая может обеспечивать электроэнергией ЭРД двух типов:

- *электродуговые с удельным импульсом 1500 с для разгона в сфере действия Земли;*
- *ионные с удельным импульсом 10000 с.*

При указанных параметрах длительность пилотируемой экспедиции «Земля – Марс – Земля» может составить 328 суток (с учетом пребывания на Марсе в течение 1 месяца), см. главу 13.

5.3.3. Ядерная энергодвигательная установка на основе технологии ЯРД и турбомашинного преобразования энергии

Принципы построения и технический облик бимодального ЯРД

При выборе основных технических решений по концепции ЯЭДУ в виде бимодального ЯРД были учтены следующие факторы:

- *энергетические установки относятся к наиболее дорогостоящим системам космического аппарата;*
- *необходимо предусматривать многократное использование и многолетний срок службы энергетических установок;*
- *энергетические установки при работе в двигательном режиме должны обеспечить быструю доставку к месту назначения максимально большой массы полезного груза с одновременной выработкой электроэнергии на покрытие бортовых нужд межпланетного космического корабля;*
- *в энергетическом режиме работы энергетические установки должны обеспечивать выработку полезной электрической мощности;*
- *должно быть предусмотрено резервирование и обеспечена высокая степень надежности двигательной-энергетической установки во всех режимах работы.*

С учетом этих факторов ядерная энергодвигательная установка реализуется на основе связки 4-х единичных модулей бимодального ЯРД, в каждом из которых в качестве источника энергии используется гетерогенный реактор на быстрых нейтронах.

Основные характеристики модуля бимодального ЯРД приведены в таб. 5.5.

Архитектура рассматриваемой концепции модуля бимодального ЯРД основывается на следующих принципиальных посылах [5.18].

- *Построение активной зоны реактора предполагается по гетерогенному принципу, согласно которому ядерное топливо заключено в тепловыделяющую сборку. При гетерогенном принципе формирования активной зоны появляется свобода выбора материалов без жесткой привязки их к фактору температуростойкости с целью обеспечения оптимальных массогабаритных и тяговых характеристик двигателя.*

Табл. 5.5. Характеристики модуля бимодального ЯРД

Параметр	Значение
Тяга в вакууме, кН	68
Удельный импульс тяги, с	~ 940
Тепловая мощность реактора, МВт	340
Рабочее тело двигательной части	Водород
Температура рабочего тела перед сопловым блоком в основной ТВС, К	3000–3100
Преобразование тепловой энергии в электрическую	Турбомашинное, по циклу Брайтона
Теплоноситель энергопреобразующего контура	Гелий-ксеноновая смесь
Температура перед турбиной турбогенераторной установки, К	1500
Номинальная выходная электрическая мощность, кВт: – при использовании в ГМК; – при использовании в ПМК	15 До 50
Общее время работы бимодального ЯРД: – в двигательном режиме, ч; – в энергетическом режиме, лет	Не менее 5-6 До 10

- При выборе композиции материалов для теневой радиационной защиты во внимание принимались их эффективность и степень готовности технологии изготовления из них изделий на российских предприятиях. Гидрид лития обладает достаточно высокой защитной эффективностью по отношению к реакторному излучению, высокой термической и радиационной стойкостью и совместимостью с конструкционными материалами. Применение в качестве тяжелой компоненты радиационной защиты обедненного урана в совокупности с гидридом лития позволяет минимизировать массовые характеристики конструкции радиационной защиты. Рациональная компоновка технологического оборудования в агрегатном отсеке, а также жидкий водород, постоянно находящийся в пусковом баке бимодального ЯРД, обеспечивают дополнительное снижение плотности нейтронного и γ -излучения, уменьшая тем самым массу слоев собственно РЗ.
- Для предварительного подогрева рабочего тела до приемлемой температуры газа на входе в активную зону (не менее 300 К для обеспечения надежной работы керамических материалов) и рабочей температуры (~550–650 К) перед турбиной турбонасосного агрегата в бимодальном ЯРД используется комбинированная схема (одновременное использование рекуперативного теплообменника предварительного нагрева водорода и преднагревных ТВС, расположенных в активной зоне реактора), что является характерным для реактора с быстрым спектром нейтронов.
- В модуле бимодального ЯРД наиболее удачно реактор сочетается с динамическим преобразователем энергии, использующим газотурбинный цикл Брайтона. Рабочее тело газотурбинной установки, гелий-ксеноновая смесь, нагревается непосредственно в трактах энергопреобразовательного контура реактора (в межчеловом пространстве активной зоны). Отвод неиспользованного в процессе преобразования тепла осуществляется излучением его в космическое пространство с использованием холодильника-излучателя на основе тепловых труб.

- Для создания тяги в рассматриваемой концепции выбрана моносопловая система преобразования тепловой энергии рабочего тела в кинетическую энергию реактивной струи с помощью сверхкритического реактивного сопла.

Исходя из функционального назначения ЯЭДУ, модуль бимодального ЯРД должен состоять из двух основных частей – двигательной и электрогенерирующей системы преобразования энергии, причем гидравлические тракты двигательной и электрогенерирующей системы в пределах как реактора, так и модуля в целом, должны быть автономными в гидравлическом отношении в течение всего срока активного функционирования установки. Данное обстоятельство являлось основополагающим при разработке конструкции активной зоны реактора.

Наиболее сложной, многоплановой и ответственной задачей при создании космической бимодальной ядерной энергодвигательной установки является разработка ядерного реактора, конструкция которого должна удовлетворять следующим требованиям:

- обеспечивать работоспособность в энергетическом режиме работы всех элементов конструкции реактора в течение 10 лет;
- обеспечивать максимально возможную тягу модуля бимодального ЯРД с удельным импульсом ~ 940 с;
- обладать определенной гибкостью по отношению к используемой системе энергопреобразования;
- по своим техническим решениям должна иметь возможность наращивания электрической мощности;
- иметь минимальные массогабаритные показатели.

В качестве основных принципов построения технического облика разрабатываемого реактора бимодального ЯРД были выбраны следующие.

Нейтронно-физические характеристики

Для обеспечения 10-летнего срока эксплуатации в составе МЭК целесообразно использовать реактор на быстрых нейтронах, что позволяет иметь минимальные эффекты выгорания ядерного топлива. Одновременно в реакторе должны быть предусмотрены средства обеспечения ядерной безопасности в случае возможных аварийных ситуаций, связанных с отказами РН, при транспортировке реактора на монтажную околоземную орбиту, и попаданием последнего в воду (или водородсодержащую среду) или заглублиением в грунт [5.22].

Топливо и конструкционные материалы

В качестве ядерного топлива целесообразно использование карбонитридных урановых композиций, которые удовлетворяя требованиям по совместимости с рабочими телами и прочности в области высоких температур, позволяют обеспечить компактность загрузки топлива и минимальные размеры активной зоны [5.23, 5.24].

В качестве конструкционных материалов активной зоны применяются тугоплавкие сплавы на основе вольфрама и молибдена, а также сплавы с высо-

ким содержанием никеля. Конструкционным материалом отражателя является бериллий [5.25].

Конструкция активной зоны

Основным механизмом передачи тепла от твэлов в двигательном режиме является конвективный теплообмен с рабочим телом, а в энергетическом режиме - теплопроводность элементов конструкции активной зоны, в частности массива твэлов, и теплоизлучение свободных поверхностей. Поэтому достижение наилучших энергетических возможностей сопряжено с обеспечением в активной зоне высокой эффективной теплопроводности. Технические решения, закладываемые в концепцию активной зоны реактора, должны удовлетворять требованию возможности наземной предпусковой проверки работоспособности бимодального ЯРД перед выводом ее на монтажную орбиту, а также проведению холодных испытаний.

Таким образом, ядерная энергодвигательная установка должна включать:

- *реактор с реактивным соплом в движителем блоке и блоком радиационной защиты;*
- *систему питания рабочим телом двигательного режима;*
- *контуры преобразования энергии и сброса тепла;*
- *систему баков с рабочим телом;*
- *систему автоматического управления, диагностики и обеспечения ядерной безопасности;*
- *систему обеспечения длительного хранения криогенных компонентов на борту МЭК;*
- *несущую силовую ферму.*

Ядерный реактор является важнейшей составной частью космической ЯЭДУ. Необходимо подчеркнуть, что для ЯЭДУ реактор представляет собой сложную термодинамическую систему, и именно термодинамическая его сторона, в основном, определяет конструктивные особенности реактора, а совместно с нейтронной физикой формирует его технический облик. Гидравлическая система реактора ЯЭДУ представляет собой сложную разветвленную сеть каналов, по которым двигаются сразу несколько рабочих тел, термодинамические параметры которых существенно различаются в зависимости от режима работы установки, и определяются граничными условиями тех контуров, в состав которых входят каналы реактора.

Поскольку при выборе концепции реактора для двухрежимной ЯЭДУ следует исходить из принципа получения максимально возможных технических показателей в каждом из режимов работы, что предполагает работу всех элементов конструкции реактора при температурах, близких к допустимым, необходимо организовать надежное охлаждение последних во всех режимах работы ЯЭДУ. Данное обстоятельство необходимо учитывать при разработке пневмогидравлической схемы (ПГС) ЯЭДУ.

Каждый модуль бимодального ЯРД предназначен для создания сравнительно небольших по времени импульсов тяги с одновременной выработкой электрической энергии (совмещенный двигательный и энергетический режим работы) и длительной выработки электрической энергии (энергетический режим работы), необходимой для рефрижерации водорода в баках, обеспечения

функционирования целевой аппаратуры, системы жизнеобеспечения и служебных систем МЭК в течение всего времени перелета «Земля–Марс–Земля». Исходя из функционального назначения, бимодальный ЯРД имеет в своем составе две системы преобразования тепловой энергии ядерного реактора – в реактивную тягу и электрическую энергию.

При выборе структуры пневмогидравлической схемы модуля бимодального ЯРД, кроме выполнения функциональных требований к установке, учитывалась необходимость создания надлежащих условий охлаждения конструктивных узлов реактора в двигательном (совмещенном) и энергетическом режимах работы при сохранении высокой термодинамической эффективности преобразования энергии. В связи с этим охлаждение низкотемпературных узлов реактора (бокового бериллиевого отражателя, радиационной защиты) осуществляется теплоносителем автономного вспомогательного контура, поскольку тепловыделения в боковом бериллиевом отражателе и РЗ в двигательном режиме работы бимодального ЯРД весьма велики и по величине близки к тепловыделениям в твэлах стационарных наземных атомных электростанций (АЭС).

Бимодальный ЯРД, как было указано выше, состоит из 4-х идентичных модулей, а на рис. 5.14 приведена структура пневмогидравлической схемы отдельного модуля.

Рабочим телом двигательных трактов реакторного блока является водород, а в контурах энергопреобразования и охлаждения реакторных узлов применена газовая смесь состава 92,83 % Хе + 7,17 % Не (масс.) и инертный газ гелий соответственно.

В двигательную часть ЯЭДУ входят реакторный блок, состоящий из реактора, соплового блока и блока радиационной защиты, водородный рекуператор, система хранения и подачи рабочего тела – водорода и трубопроводы с запорно-отсечной и регулирующей арматурой. В систему хранения и подачи рабочего тела входят водородный бак рабочего тела, два типа агрегатов, повышающих давление рабочего тела в магистрали: тихоходный бустерный насос низкого давления с гидротурбиной в качестве привода (БТНА) и основной турбонасосный агрегат (ТНА).

С целью обеспечения приемлемых температурных режимов карбонитридного топлива при работе ЯЭДУ в длительном по времени энергетическом режиме предусмотрена подача неона из бака, входящего в состав установки, так как полости водородных трактов заполняются инертным газом.

Энергопреобразовательная часть ЯЭДУ представляет собой турбогенераторную

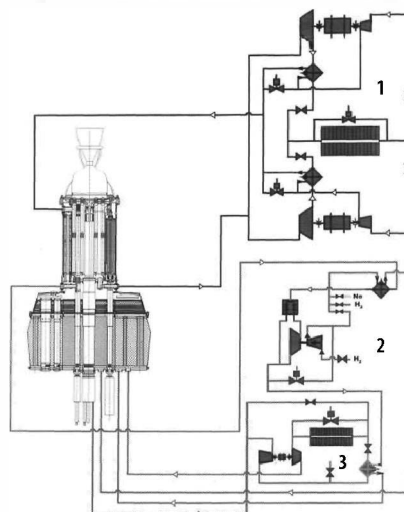


Рис. 5.14 Пневмогидравлическая схема модуля бимодального ЯРД

- 1 – технологическое оборудование электрогенерирующего контура;
- 2 – оборудование двигательной части;
- 3 – оборудование вспомогательного контура

установку (ТГУ) с регенерацией тепла, работающей по циклу Брайтона, в состав которой входят два блока турбокомпрессора-генератора однофазного исполнения (соответственно с турбинами, электрогенераторами, компрессорами) и два рекуперативных теплообменника, основной холодильник-излучатель и магистральные трубопроводы с запорно-регулирующей арматурой. Нагрев рабочего тела ТГУ осуществляется в межчехловом пространстве активной зоны реактора.

Система охлаждения внешних узлов конструкции реакторного блока (радиационной защиты, блока бокового бериллиевого отражателя и корпуса, огневого днища) имеет в своем составе вспомогательный холодильник-излучатель, турбокомпрессорный агрегат, газоциркулятор, теплообменник и магистральные трубопроводы с запорно-регулирующей арматурой.

С помощью теплообменника избыточное тепло от теплоносителя вспомогательного контура отводится в тракты двигательной системы части бимодального ЯРД при работе последнего в двигательном режиме.

Рассмотрим основные режимы работы бимодального ЯРД.

В двигательном режиме работают реакторный блок, теплообменное оборудование двигательного контура, система хранения и подачи рабочего тела и газотурбинная энергоустановка (в режиме частичной электрической мощности).

Водород из бака подается в двигательные тракты с помощью БТНА и основного ТНА [5.26]. После основного насоса ТНА суммарный расход водорода разделяется на три потока, в результате чего часть расхода водорода поступает через рекуператор, где подогревается до требуемой температуры, часть расхода холодного водорода направляется в тракт охлаждения соплового блока, оставшаяся часть расхода сбрасывается через байпасную магистраль. Из преднагревных ТВС нагретый водород поступает в горячий тракт рекуператора и далее на турбину ТНА, откуда, смешавшись с холодным потоком водорода, направляется сначала в теплообменник, включенный во вспомогательный контур, а далее через тракты охлаждения части конструкции - в реактор на охлаждение поворотных барабанов и корпуса. После чего, смешавшись с потоком водорода, поступившим из рубашки соплового блока, водород поступает в полость огневого днища и далее по кольцевому зазору, образуемому чехлом и корпусом основной тепловыделяющей сборки (ОТВС). Нагретый в ОТВС водород через сверхкритическое реактивное сопло истекает в космическое пространство, создавая реактивную тягу.

Работа системы энергопреобразования с помощью одной из задействованной в ней турбогенераторной установки, как в двигательном, так и в энергетическом режимах, осуществляется одинаково. Гелий-ксеноновая смесь энергопреобразовательного контура, нагреваясь в пространстве активной зоны реактора от чехлов ОТВС, преднагревной и центральной преднагревной тепловыделяющихборок, поступает на вход турбины, от которой приводится в действие расположенные на одном с ней валу электрогенератор и компрессор. Отработавшая в турбине газовая смесь, отдав свою долю тепла в рекуператоре, поступает в основной холодильник-излучатель, где охлаждается за счет излучения в окружающее пространство. После охлаждения в излучателе рабочее тело ТГУ подается компрессором на вход межчехлового

пространства активной зоны реактора. Недействующая при этом ТГУ остается в резерве на случай необходимости замены работавшей ТГУ по факту нештатного функционирования последней.

В системе охлаждения внешних узлов реактора в двигательном и энергетическом режимах работы ЯЭДУ теплоноситель вспомогательного контура (гелий) из реакторного блока поступает во вспомогательный холодильник-излучатель и далее с помощью газоциркулятора прокачивается через внешние узлы конструкции реакторного блока, радиационную защиту, боковой отражатель и корпус реактора, огневое днище и далее через центральный газопровод в центральной сборке и проходку в радиационной защите выводится из реакторного блока.

В энергетическом режиме ЯЭДУ ТГУ работает на номинальном уровне электрической мощности, а оборудование, связанное с хранением, прокачкой и подогревом водорода, не функционирует. При этом водородный контур с одной стороны отсекается клапаном от расходного бака, а с другой – от космического пространства специальным запирающим устройством сопла (ЗУС). Тракты рабочего тела двигателя заполняются неоном из бака, который в двигательном режиме закрыт.

Термодинамический баланс бимодального ЯРД должен определяться отдельно для каждого из двух основных эксплуатационных режимов работы энергодвигательного и энергетического.

В энергодвигательном (маршевом) режиме работы ЯЭДУ тепловая мощность ядерного реактора затрачивается на следующие виды полезной работы:

- *создание реактивной силы тяги, обеспечивающей полет космического аппарата (КА) к месту назначения;*
- *выработку электроэнергии для электропитания служебных систем КА и собственного электрооборудования ЯЭДУ.*

В энергетическом режиме работы ЯЭДУ основной потребитель тепла ядерного реактора система внешнего преобразования тепловой мощности в электроэнергию. Последняя расходуется на функционирование полезной нагрузки КА, а также собственного электрооборудования ЯЭДУ и электрооборудования служебных систем КА, обеспечивающих его полет.

Неиспользуемую тепловую энергию следует оценивать отдельно для двух составных частей ЯЭДУ реакторного блока и ТГУ. При этом процесс отвода избыточного тепла в ТГУ не зависит от того, в каком из двух основных режимов работает ЯЭДУ. Сброс тепла из ТГУ в космическое пространство согласно принятой пневмогидравлической схеме (рис. 5.14) осуществляется через основной холодильник-излучатель. Что касается реакторного блока, то сброс тепла в процессе охлаждения внешних по отношению к реактору конструктивных узлов в каждом из двух основных режимов работы ЯЭДУ осуществляется вспомогательным циркуляционным контуром. При этом, если в энергетическом режиме сброс избыточного тепла в космическое пространство происходит через вспомогательный холодильник-излучатель и частично через наружную поверхность корпуса реактора и радиационной защиты, то в энергодвигательном (маршевом) режиме в дополнение к вышесказанному часть тепла поступает в рабочее тело двигателя через внутренние поверхности реакторного блока, участвуя, таким образом, в создании реактивной тяги.

Основные характеристики реактора, полученные в результате теплогидравлического анализа, приведены в табл. 5.7.

Табл. 5.7. Характеристики реактора

Параметр	Значение
Электрическая мощность с учетом собственных нужд, МВт	0,060
Тепловая мощность реактора, МВт:	
– энергетический режим	0,226
– двигательный режим	340
Суммарное время работы:	
– энергетический режим, лет	2*
– двигательный режим, час	6*
КПД цикла Брайтона, %	26,5
Температура на входе в турбину, К	1500
Расстояние от реактора до приборного отсека и баков с водородом, м	31

* Время работы бимодального ЯРД указано для осуществления одного перелета по маршруту «Земля – Марс – Земля».

Реакторный блок единичного бимодального ЯРД включает в себя реактор, теньевую радиационную защиту и реактивное сопло. Общий вид реакторного блока в сборе с радиационной защитой, исполнительными устройствами воздействия на реактивность и сопловым блоком представлен на рис. 5.15.

Реактор модуля бимодального ЯРД представляет собой аппарат канално-корпусного типа с быстрым спектром нейтронов. Его активная зона формируется из тепловыделяющих сборок двух модификаций, расположенных в узлах правильной треугольной решетки. Первая модификация – основная ТВС, предназначена для нагрева рабочего тела двигателя – водорода до температур, необходимых для получения требуемого импульса тяги. Вторая модификация – преднагревная ТВС, в соответствии с пневмогидравлической схемой, предназначена для нагрева водорода перед поступлением последнего на турбину ТНА. В кольцевой полости преднагревной ТВС располагается стержень ядерной безопасности, который находится в ней при транспортировке реактора на орбиту монтажа и выводится из нее перед запуском реактора.

В центре активной зоны устанавливается центральная ТВС предварительного нагрева рабочего тела.

Конструкция реактора в рассматриваемом варианте состоит из четырех сборочных единиц:

- *огневого днища в сборе;*
- *центральной сборки;*
- *блока комбинированной радиационной защиты;*
- *силового корпуса.*

Конструктивное исполнение реактора в виде сборочных единиц позволяет автономно или совместно друг с другом произвести цикл экспериментальной отработки сборочных единиц (на прочность, вакуумную плотность, ресурсостойкость) и предпусковую настройку расхода в гидравлических трактах.

Огневое днище (ОД), представляющее собой двухполостную плиту, является основным опорным узлом активной зоны реактора. Чехлы основных ТВС, а также центральная гильза под запирающее устройство сопла (2) с помощью специальных соединений одновременно герметично крепятся к двум плитам

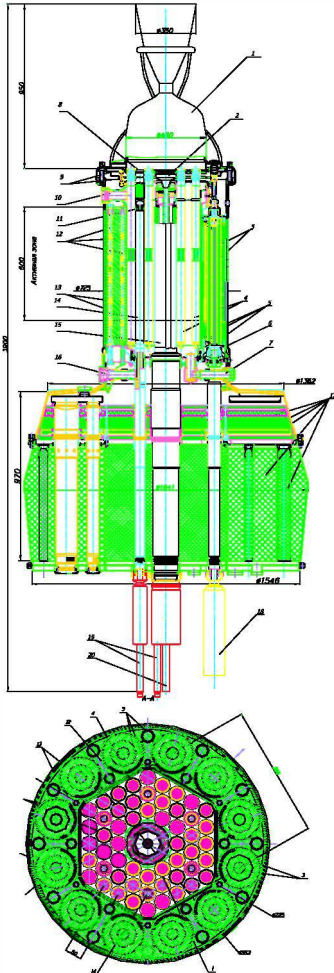


Рис. 5.15 Реакторный блок бимодального ЯРД (продольный и поперечный разрезы)

- 1 – сопловой блок; 2 – запирающее устройство; 3 – поворотный барабан; 4 – основная ТВС; 5 – корзина активной зоны; 6 – гильза поворотного барабана; 7 – патрубок отвода He-Xe смеси из реактора; 8 – верхний дефлектор; 9 – огневое днище теплоизоляции; 10 – патрубок подвода He-Xe смеси в реактор; 11 – стержень ядерной безопасности; 12 – боковой отражатель; 13 – силовой корпус; 14 – преднагревная ТВС; 15 – центральный преднагревный канал; 16 – патрубок отвода H₂ из преднагревных ТВС; 17 – комбинированная радиационная защита; 18 – привод поворотного барабана; 19 – привод стержня ядерной безопасности; 20 – привод запирающего устройства

ОД [5.27]. Горячий газ из основных ТВС подается в реактивное сопло для создания импульса тяги в двигательном режиме работы установки. Организация подачи водорода (после охлаждения соплового блока) через верхнюю полость ОД и циркуляции теплоносителя вспомогательного контура (гелия) в нижней полости ОД позволяет обеспечить эффективный отвод тепла из ОД как в двигательном, так и в энергетическом режимах работы реактора.

К периферии огневого днища через специальный переходник с помощью шпилечных соединений герметично крепится сопловой блок.

Течение рабочего тела в ОТВС организовано по схеме Фильда, при этом водород подводится из верхней полости ОД через кольцевой зазор, образованный корпусом с ребрами и чехлом ТВС. Нагретый в преднагревных ТВС водород отводится из активной зоны через отводные патрубки (16).

Центральная сборка включает в себя корзину активной зоны (5) и корзину бокового бериллиевого отражателя с расположенными в них внутриреакторными элементами.

Корзина активной зоны реактора представляет собой однослойную конструкцию шестиугольного профиля, соосно расположенную с корзиной бокового бериллиевого отражателя, что гарантированно обеспечивает равномерный вакуумный зазор, с целью снижения утечек тепла из активной зоны в тракты охлаждения бокового бериллиевого отражателя. В днище этой корзины крепятся хвостовики преднагревных ТВС (14) со стержнями ядерной безопасности (11) и центральная преднагревная ТВС со штоком запирающего устройства сопла и центральным стержнем ядерной безопасности.

Подвод и отвод теплоносителя энергетического контура в реактор осуществляется с помощью подводящих и отводящих патрубков.

Корзина бокового бериллиевого отражателя представляет собой конструкцию барабанного типа, состоящую из внешней и внутренней обечайек, связанных между собой, равномерно расположенными по окружности двенадцатью гильзами, в которых установлены поворотные барабаны. В корзине бокового бериллиевого отражателя

между гильзами поворотных барабанов размещаются бериллиевые проставки. Поворотные барабаны охлаждаются рабочим телом двигателя. Снаружи гильзы поворотных барабанов и проставки бокового бериллиевого отражателя охлаждаются теплоносителем вспомогательного контура охлаждения реактора.

В верхней и нижней части реактора обе корзины активной зоны и бокового бериллиевого отражателя связаны между собой сварными соединениями через сильфонные элементы, установленные для компенсации линейных расширений, возникающих в обечайках вследствие большой разницы температур между ними.

Силовой корпус представляет собой двухслойную несущую обечайку, охлаждаемую водородом в двигательном режиме, к наружной поверхности которой приварена фигурная обечайка для организации тракта течения теплоносителя вспомогательного контура.

Основу конструкции комбинированной РЗ составляет так называемый «моноблок», выполненный в виде чередующихся плоских слоев очехлованного гидрида лития и пронизанный силовой фермой, жестко соединенной с днищем РЗ.

На верхней торцевой поверхности моноблока монтируются секции из слоев обедненного урана и очехлованного гидрида лития.

Сопловой блок (1) представляет собой двухобечаечную металлическую конструкцию, охлаждаемую водородом.

Конструкция соплового блока выбрана, исходя из опыта создания сопел ЖРД, по которым были проведены экспериментальные исследования. Гидродинамические и теплогидравлические расчеты показали, что разработанная конструкция соплового блока может обеспечить рабочую температуру конструкционных материалов до 900 К.

После прекращения двигательного режима работы ЯЭДУ твэлы в энергетическом режиме работы установки, если не предусматривать специальных мер, должны эксплуатироваться в условиях вакуума. Отвод тепла от ТВС в этом случае будет осуществляться через вакуумные зазоры трактов охлаждения двигательной части только излучением, а достигаемый при этом уровень температур твэлов не обеспечивает ресурс их работы в энергетическом режиме. Данное обстоятельство привело к необходимости принятия специальных мер с целью исключения вакуумного режима эксплуатации твэлов в энергетическом режиме работы ЯЭДУ.

С этой целью были выполнены экспериментальные исследования в обоснование создания запирающего устройства сопла для космической ядерной энергодвигательной установки, необходимость использования которого в составе ЯЭДУ диктуется необходимостью исключения вакуумного режима эксплуатации твэлов в длительном по времени энергетическом режиме работы последней. В процессе работы была создана экспериментальная установка по отработке модели ЗУС, изготовлены и апробированы уплотнительные элементы из материала «ГРАФЛЕКС» плотностью $\rho = (1,2-1,6) \text{ г/см}^3$, проведены исследования герметичности пары «ЗУС-сопло» в диапазоне температур от 360 до 773 К, которые экспериментально подтвердили правильность заложенных технических решений [5.28].

Основная ТВС является главным функциональным узлом активной зоны и формируется из нагревных секций. Нагревные секции составляют нагревный блок, который вместе с опорно-выхлопным блоком и торцевым отражателем размещаются в тонкостенном цилиндрическом корпусе ТВС.

Чехол ТВС совместно с корпусом ТВС формирует кольцевой тракт охлаждения корпуса, через который осуществляется передача тепла гелий-ксеноновому теплоносителю энергопреобразовательного контура.

Как было указано, ЯЭДУ работает в двух режимах: двигательно-энергетическом для создания импульса тяги и выработки электроэнергии на покрытие нужд межпланетного космического корабля и энергетическом (для выработки полезной электрической мощности установки). Следует отметить, что режимы эксплуатации чрезвычайно специфичны. В первую очередь, это касается процессов быстрого перевода реактора с энергетического в двигательный, а также совмещения энергетического и двигательного режимов (двигательно-энергетический режим), т.е. продолжения выработки электроэнергии в двигательном режиме [5.29].

К основным переходным технологическим режимам бимодального ЯРД относятся:

- *перевод ЯЭДУ из состояния подкритичности реактора в энергетический режим;*
- *перевод ЯЭДУ из энергетического в двигательный режим, совмещенный с энергетическим;*
- *перевод ЯЭДУ из двигательно-энергетического режима в энергетический;*
- *штатное выключение ЯЭДУ.*

Особое место с точки зрения определения необходимых энергозатрат и запасов рабочего тела на борту КА занимает режим перевода бимодального ЯРД из двигательно-энергетического в энергетический, который в реакторной технологии рассматривается как режим расхолаживания. Важной составляющей исходных запасов водорода на борту является запас на расхолаживание реакторной установки после работы в двигательном режиме, обусловленное энерговыделением за счет распада образовавшихся продуктов деления. В рассматриваемой реакторной установке такое расхолаживание ведется до тепловой мощности энергетического режима. Проведенные оценки показали, что запас водорода на расхолаживание для обеспечения суммарного двигательного импульса тяги с учетом полного времени работы в двигательном режиме оценивается примерно в 3000 кг.

Согласно произведенным энергобаллистическим расчётам, стартовая масса пилотируемого МЭК составит примерно 770 т при суммарных затратах водорода ~ 550 т.

Следует отметить, что, работая в связке, реакторы испытывают взаимное влияние, вызванное внешней «подпиткой» нейтронами. Это взаимное влияние существенно уменьшается при установке экрана из карбида бора вокруг каждого реактора.

При создании и эксплуатации космических установок с ядерными источниками энергии определяющими являются проблемы безопасности, в первую очередь специфические вопросы ядерной и радиационной безопасности. В основу современной концепции безопасности космических ЯЭУ положено

безусловное выполнение требований регламентирующих документов по ядерной и радиационной безопасности для ЯЭДУ на всех этапах жизненного цикла в соответствии с требованиями национальной и международной документации.

Конструктивные меры в виде применения высокоэффективных

ПБ и системы дополнительных стержней ядерной безопасности, оптимизация конфигурации и материального состава активной зоны и обеспечение достаточных запасов рабочих параметров до предельно-допустимых значений позволяют разработать конструкцию бимодального ЯРД, удовлетворяющую современным требованиям по ядерной и радиационной безопасности на всех специфицированных режимах работы ЯЭДУ.

Сводная массовая характеристика ЯЭДУ приведена в табл. 5.8, а общий вид Марсианского экспедиционного комплекса с ЯЭДУ представлен на рис. 5.16.

Таким образом, создание двигателя тягой 68 кН с удельным импульсом 940 с является хотя и сложной, но технически решаемой задачей.

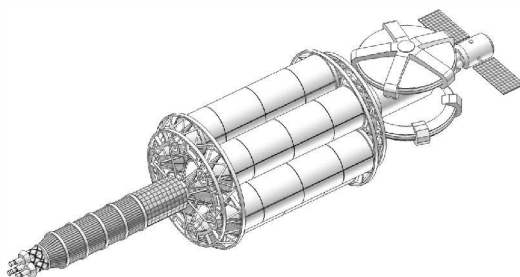


Рис. 5.16 Марсианский экспедиционный комплекс

Табл. 5.8. Сводная массовая характеристика ЯЭБ бимодального ЯРД

Элемент ЯЭДУ	Масса, т
Сборка из 4-х модулей бимодального ЯРД	14,2
Радиационная защита	21,6
Переходная ферма	0,5
Общая масса	36,1

5.3.4. Маршевая ядерная электроракетная двигательная установка на основе газоохлаждаемого реактора и газотурбинного преобразователя энергии

Для осуществления межорбитальных перелетов и маневрирования перспективные ядерные силовые установки можно применять как в качестве ракетного двигателя для непосредственного создания тяги (бимодальный ЯРД), так и в качестве энергоустановок с промежуточным преобразованием тепловой энергии в электрическую, для питания электрических ракетных двигателей [5.21, 5.30, 5.31].

Как было упомянуто выше, вторым типом маршевой ядерной энергодвигательной установки может являться ядерная энергетическая установка с электроракетными двигателями.

Для определения основных характеристик маршевой ядерной электроракетной двигательной установки рассматривался двухкорабельный сценарий экспедиции с использованием грузового и пилотируемого кораблей при разновременном их пуске с радиационно-безопасной орбиты. Для безусловного выполнения медико-биологических требований по длительности экспедиции и скорости прохождения околоземных радиационных поясов ЯЭДУ пилотируемого корабля может быть укомплектована тремя модулями по 15 МВт.эл.

каждый. В отличие от пилотируемого корабля, в составе ЯЭДУ грузового корабля, запускаемого примерно на 720 суток ранее пилотируемого, достаточно одного модуля той же мощности.

В составе каждого модуля ЯЭДУ предусмотрены:

- система электроснабжения;
- электроракетная двигательная установка;
- бортовой комплекс управления;
- система обеспечения теплового режима аппаратуры ЯЭДУ.

Специфической же особенностью ЯЭДУ является наличие в системе электроснабжения ядерной энергетической установки.

ЯЭУ, являясь составной частью модуля ЯЭДУ, включает в себя ядерный энергетический блок и систему автоматического управления ЯЭУ. В свою очередь, составными частями ядерного энергетического блока являются:

- ядерный реактор, являющийся источником энергии;
- система энергопреобразования;
- система отвода в окружающее пространство непреобразованного тепла термодинамического цикла с капельным холодильником-излучателем;
- силовые элементы конструкции;
- силовая и информационная кабельная сеть.

Основные параметры ЯЭУ единичного модуля ЯЭДУ с замкнутым газотурбинным циклом Брайтона на выходную электрическую мощность 15 МВт представлены в табл. 5.9.

Табл. 5.9. Основные параметры ЯЭУ единичного модуля ЯЭДУ

Параметр	Значение
Полезная электрическая мощность, МВт	15
Тепловая мощность реактора, МВт	29,6
К.П.Д. преобразования	0,507
Рабочее тело газотурбинной установки	Неон
Температура на входе в турбину турбогенератора, К	1500
Топливная композиция	Карбонитрид урана
Масса урана ^{235}U , кг	250
Обогащение урана изотопом ^{235}U , %	90

Источником тепла служит ядерный реактор на быстрых нейтронах, в активной зоне которого используются твэлы сферической формы. Конструкция реактора (рис. 5.17) [5.21] включает в себя: активную зону, боковой бериллиевый отражатель, силовой корпус реактора, нижнюю и верхнюю радиационные защиты, а также органы управления реактивностью и обеспечения ядерной безопасности со своими исполнительными механизмами. Технические решения, заложенные в конструкцию реактора, полностью удовлетворяют требованиям ядерной безопасности, предъявляемых к ядерным установкам космического применения.

С целью улучшения теплогидравлических характеристик реактора выбрана конструктивная схема с радиальным подводом теплоносителя. Активная зона реактора состоит из кольцевой тепловыделяющей сборки, в которой шариковые твэлы диаметром 3–5 мм из карбонитридных топливных композиций с

покрытием располагаются в виде регулярной укладки или свободной засыпки между двумя пористыми цилиндрическими стенками из молибденового сплава. Кольцевая полость засыпки поделена на сектора, между которыми имеется пространство для размещения во время транспортировки реактора на орбиту сборки плоских стержней ядерной безопасности, извлекаемых из

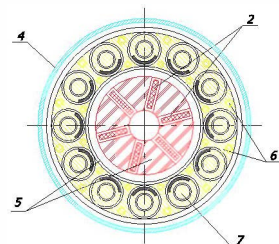
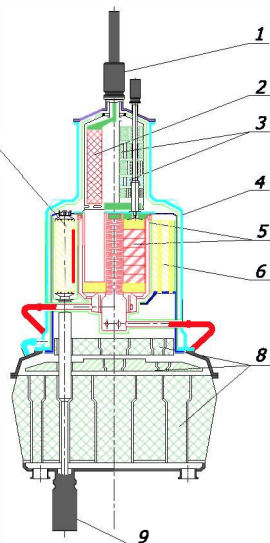


Рис. 5.17 Общий вид реактора ЯЗУ:

- 1 – привод стержней ядерной безопасности;
- 2 – стержень ядерной безопасности;
- 3 – блок верхней радиационной защиты;
- 4 – корпус реактора;
- 5 – блок активной зоны;
- 6 – блок бокового отражателя;
- 7 – поворотный барабан;
- 8 – блок нижней радиационной защиты;
- 9 – привод поворотного барабана

активной зоны перед пуском реактора. Все стержни ядерной безопасности (2) кинематически объединены в одну группу и приводятся в движение единым приводом на основе шагового двигателя, размещенного и закрепленного на верхнем торце верхней радиационной защиты (3).

В центре активной зоны имеется аксиальная полость – сборный коллектор теплоносителя, предназначенный для вывода теплоносителя из активной зоны. При необходимости в сборном коллекторе может быть дополнительно установлен неподвижный стержень ядерной безопасности. По периферии активной зоны расположена кольцевая полость раздаточного коллектора, образованная внешней цилиндрической стенкой тепловыделяющей сборки и внутренней обечайкой корзины бокового бериллиевого отражателя. В активной зоне организована П-образная схема течения теплоносителя в направлении от периферии к центру. По торцам активной зоны расположены торцевые отражатели из оксида бериллия.

Корзина бокового бериллиевого отражателя представляет собой конструкцию барабанного типа, состоящую из внешней и внутренней обечайек, связанных между собой равномерно распределенными по окружности 12 гильзами. В гильзах устанавливаются органы регулирования реактора – поворотные барабаны (7) с секторными накладками из нейтронопоглощающего материала в виде карбида бора естественного изотопного состава.

Каждый поворотный барабан управляется своим независимым исполнительным механизмом. Приводы ПБ (9) размещаются в агрегатном отсеке и крепятся к заднему торцу нижней радиационной защиты. Между гильзами в корзине бокового бериллиевого отражателя располагаются бериллиевые проставки, в которых предусмотрены сквозные проходки для протока теплоносителя. В центральной части проходок расположены бериллиевые втулки. Для снижения оттока тепла из активной зоны реактора в тракты охлаждения бокового отражателя между корзинами активной зоны и отражателя предусмотрен вакуумный зазор. Снаружи корзина бокового отражателя заключена в двухслойный силовой корпус реактора (4). Силовой корпус реактора в вер-

хней и нижней части герметично соединен с корпусами блоков верхней и нижней радиационной защиты соответственно.

Физические параметры активной зоны реактора и системы ядерной безопасности оптимизированы с учетом минимизации массогабаритных характеристик модуля ЯЭДУ, обеспечения кампании реактора, обеспечения необходимой гидродинамики теплоносителя в шаровой засыпке и обеспечения ядерной безопасности для штатных и аварийных режимов.

Нижний блок радиационной защиты (8), так называемая теньевая радиационная защита, предназначена для ослабления ионизирующего излучения реактора, воздействующего на аппаратуру МЭК, и обеспечения необходимой радиационной обстановки в жилом модуле марсианского орбитального корабля (МОК) в соответствии с требованиями, предъявляемыми к радиационной защите:

- *поглощенная доза гамма-излучения должна быть не более $1,0 \cdot 10^6$ рад;*
- *флюенс быстрых нейтронов с $E > 0,1$ МэВ – не более $1,0 \cdot 10^{12}$ см⁻²;*
- *облучение от ядерного реактора в жилом модуле с учетом наличия локальной экранировки от космического излучения – не более 0,1 Зв (10 бэр).*

Основу конструкции теньевой радиационной защиты составляет моноблок из гидрида лития, заключенный в чехол и пронизанный силовой фермой, жестко соединенной с днищем радиационной защиты (в нижней части) и силовым корпусом реактора (в верхней части). Моноблок перфорирован по всей высоте специальными проходками, в которых с гарантированными зазорами установлены гильзы для размещения в них траверс приводов поворотных барабанов и периферийные гильзы для подвода теплоносителя, охлаждающего силовой корпус реактора, корзину бокового отражателя и блок верхней радиационной защиты. На верхней торцевой поверхности моноблока монтируются центральная и боковая секции, состоящие из слоев гидрида лития, каждый из которых заключен в чехол, и слоев обедненного урана. Слои пронизаны проходками в тех же местах, что и моноблок. Свободный объем внутри гильз заполнен композицией из тех же защитных материалов. Количество слоев в секциях находится в непосредственной связи с реализацией одноразового или многоразового (челночного) полета к Марсу и обратно. При одноразовом полете выполнение требований, предъявляемых к радиационной защите, реализуется при наличии двух слоев в секциях, при челночных полетах – четырех слоев в секциях. Следует особо отметить, что при реализации многоразового использования МЭК в активной зоне реактора ЯЭДУ рассмотренной конфигурации из-за увеличения энерговыработки, влекущей за собой существенное выгорание топлива, необходимо предусматривать в активной зоне установку дополнительных средств компенсации реактивности, например, компенсирующих стержней.

Верхний блок радиационной защиты (3) служит для защиты от ионизирующих излучений привода стержней ядерной безопасности и узлов поджатия ТВЭЛов активной зоны. В верхней радиационной защите применяются те же композиции защитных материалов, что и в теньевой радиационной защите. Сама радиационная защита – многослойная и набрана из отдельных блоков, в которых предусмотрены полости для размещения в них стержней ядерной

безопасности и узлов поджатия твэлов, а также тракты для протока теплоносителя.

Исходя из функционального назначения ЯЭДУ – обеспечения электроэнергией ЭРД и собственных нужд МЭК, система энергопреобразования тепла ядерного реактора в электрическую энергию представляет собой газотурбинную установку (ГТУ), выполненную по двухвальной рекуперативной схеме и работающую по замкнутому термодинамическому циклу Брайтона. На рис. 5.18 представлена принципиальная пневмогидравлическая схема ЯЭДУ, поясняющая принцип работы установки.

Рабочее тело ГТУ – неон, с напорной линии компрессора турбокомпрессора (1) с температурой порядка 370 К направляется на охлаждение низкотемпературных элементов конструкции реактора. Пройдя последовательно и охладив корпус реактора, верхнюю радиационную защиту реактора со стержнями ядерной безопасности, блок бокового бериллиевого отражателя с поворотными барабанами и теньевую радиационную защиту, неон поступает в рекуперативный теплообменник (2). Нагретый в рекуперативном теплообменнике до температуры примерно 1315 К неон направляется в раздаточный коллектор активной зоны, откуда через наружную перфорированную цилиндрическую обечайку радиально обтекает шаровые твэлы активной зоны и поступает в сборный коллектор, а далее выводится из реактора. Нагретый до температуры 1500 К неон подается на турбину турбогенератора (3), а затем на турбину турбокомпрессора (4). Отработавший на турбинах газ поступает в тракты рекуперативного теплообменника (2) по горячей стороне, проходя которые передает тепло газу в тракты рекуперативного теплообменника по холодной стороне. Далее неон с температурой примерно 430 К направляется в промежуточный теплообменник (5), в котором передает избыточное тепло в контур капельного холодильника-излучателя, после чего направляется с температурой 320 К в компрессор турбокомпрессора (1), образуя тем самым замкнутый газотурбинный цикл Брайтона.

Контур капельного холодильника-излучателя включает в себя генератор капель, приемник (коллектор сбора капель), гидравлические тракты промежуточного теплообменника, насос для прокачки рабочего тела и магистральные трубопроводы. В качестве рабочего тела капельного холодильника-излучателя, по условиям низких температур отвода тепла в космос и отвечающее требованиям низкой испаряемости, выбрано вакуумное масло. Циркуляция вакуумного масла в контуре показана на рис. 5.18.

Рабочее тело насосом (7) под давлением подается в промежуточный теплообменник (6) с температурой 310 К, в котором нагревается до температуры 369 К и поступает затем в генератор капель. Из генератора, представляющего собой камеру с отверстиями, рабочее тело под давлением в виде струек ин-

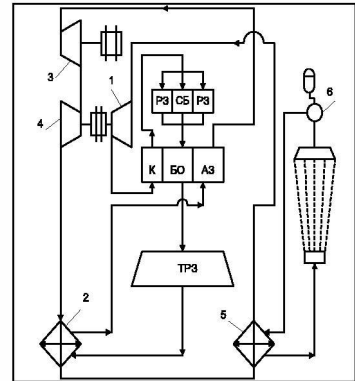


Рис. 5.18 Принципиальная пневмогидравлическая схема ЯЭДУ:
1 - компрессор; 2 - рекуперативный теплообменник; 3, 4 - турбина; 5 - промежуточный теплообменник; 6 - насос; АЗ - активная зона; БО - боковой бериллиевый отражатель; К - корпус реактора; ТРЗ - теньевая радиационная защита; РЗ - верхняя радиационная защита; СБ - стержень ядерной безопасности

жектируется в сторону сборного коллектора, разрываясь на отдельные капли из-за действия сил поверхностного натяжения, излучая в процессе полёта тепло в космическое пространство. Собранное в коллекторе рабочее тело далее транспортируется к насосу, откуда снова поступает в промежуточный теплообменник. Образованная таким образом система с замкнутым циклом обеспечивает высокие параметры теплосъема и имеет большую излучающую поверхность при малой массе.

Следует отметить, что степень готовности технологий на данный момент времени, необходимых для реализации такого варианта МЭК для его составных частей, существенно различная. Если говорить о таких жизненно важных узлах, как твэлы и тепловыделяющие сборки, регулирующие устройства системы управления реактором, блок радиационной защиты и т.д., то технологии изготовления данных узлов конструкции были отработаны в ходе реализации программы создания ядерного ракетного двигателя в СССР. Специфическим технологическим вопросом, требующим экспериментальных подтверждений, является создание капельного холодильника-излучателя, перспективность использования которого, особенно на мегаваттный уровень электрической мощности, широко освещена в [5.32–5.41], и работы по которому в настоящее время проводятся в рамках определения основных конструкторско-технологических решений.

Совершенно очевидно, что массогабаритные характеристики всего МЭК и, в частности ЯЭДУ, будут определяться рациональной компоновкой различного оборудования и агрегатов в пределах каждого модуля.

Стартовая конфигурация пилотируемого межпланетного космического корабля приведена на рис. 5.19.

Реактор, радиационная защита и агрегатный отсек конструктивно образуют так называемый ядерный энергетический блок (ЯЭБ). В агрегатном отсеке, располагаемом сразу за теневой радиационной защитой, размещены исполнительные механизмы органов управления реактором, все агрегаты и теплообменное оборудование. Полученные же габаритные размеры капельного холодильника-излучателя в рабочем положении показывают необходи-

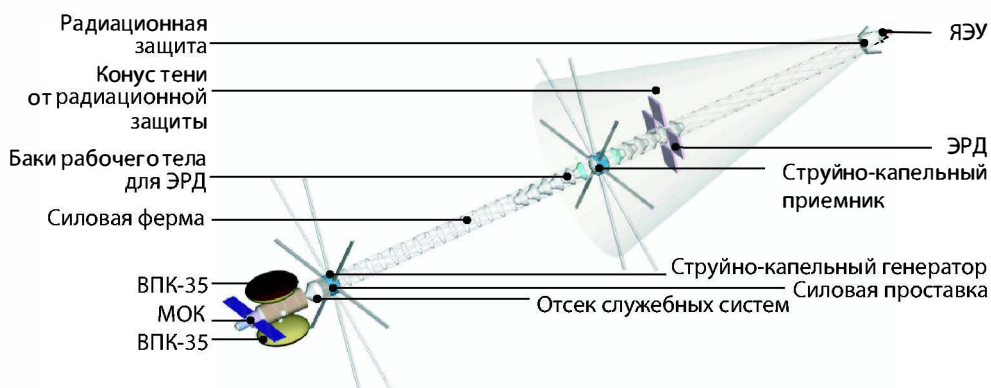


Рис. 5.19 МЭК с ЯЭДУ с турбомашинным циклом и капельным холодильником-излучателем, ЭРДУ

мость иметь в составе ЯЭДУ систему развертывания, которая включает в себя систему отодвижения ЯЭБ и систему развертывания капельного холодильника-излучателя, поскольку существуют ограничения по габаритам средств выведения на монтажную орбиту сборочных единиц МЭК. Элементы, модули, блоки подсистемы ЯЭДУ доставляются на монтажную орбиту под головным обтекателем ракеты-носителя с габаритами: диаметр 6,5 м (диаметр полезной нагрузки не более 6000 мм), длина 22 м (по цилиндрической части 20 м).



Рис. 5.20 Межпланетный корабль на основе ЯЭДУ мощностью 50 МВт

Масса доставляемого груза не более 31000 кг под головным обтекателем и 35000 кг без головного обтекателя.

В орбитальном положении ЯЭБ отодвигается от ЯЭДУ входящей в его состав системой, приводящей в действие устройство развертывания ЯЭБ. Необходимость проведения такой операции определяется габаритными размерами сборного коллектора капельного холодильника-излучателя, которые в рабочем положении должны находиться в пределах теневого конуса радиационной защиты.

В табл. 5.10 приведены основные характеристики ЭДК пилотируемого МЭК.

Табл. 5.10. Основные характеристики ЭДК пилотируемого МЭК

Основные сборочные единицы ЭДК	Число сборочных единиц	Суммарная масса сборочных единиц, т
Реакторная установка	3	13
Турбогенератор	3	12,7
Турбокомпрессор	3	4,2
Рекуперативный теплообменник	3	26,5
Теплообменник промежуточный	3	18,4
Капельный холодильник-излучатель	3	19,9
Бак компенсационного объема для контура капельного холодильника-излучателя	3	5,4
Ферма силовая многосекционная	3	9,5
Система управления, защиты, диагностики	3	1,5

Массовые характеристики, приведенные в табл. 5.10, свидетельствуют о том, что за один пуск ракеты-носителя может быть выведен на монтажную орбиту ЯЭБ одного модуля ЯЭДУ, что дает возможность провести комплексную наземную предпусковую проверку функционирования систем ЯЭБ.

Энергобаллистический анализ марсианского экспедиционного комплекса на базе рассмотренной концепции маршевой энергодвигательной установки показал, что продолжительность экспедиции на Марс при двухкорабельной схеме полета составит ~ 328 суток. При этом на борту МЭК на стартовой позиции для ЭРД потребуется иметь ~ 580 т рабочего тела (ксенона), а суммарная масса ЭДК с учетом приведенных в табл. 5.10 массовых характеристик увеличится до ~ 700 т.

На рис. 5.20 представлен облик межпланетного корабля, энергодвигательный комплекс использует замкнутый газотурбинный цикл с панельным холодильником-излучателем, имеющим температуру около 650 К [5.42].

5.4. Вариант комплекса на основе солнечных батарей и электроракетных двигателей

5.4.1. Обоснование выбора типа солнечной батареи

Первые разработки НПО «Энергия» имени С.П. Королева по пилотируемой экспедиции на Марс с использованием тонкопленочных солнечных батарей большой мощности и электроракетных двигателей появились в 1988 г. [5.43]. Были рассмотрены две конструктивные схемы: одна каркасно-пленочная, другая схема использовала центробежные силы, т.е. вращение всей солнечной батареи для обеспечения плоской формы солнечных батарей. Одновременно продолжались работы и по другим типам и схемам солнечных установок. К настоящему времени эти типы и схемы можно свести к следующим:

- *схема панельной солнечной батареи на основе кристаллического кремния, арсенида галлия (GaAs) или трехкаскадных фотоэлементов типа GaInP₂/GaAs/Ge;*
- *схема панельной солнечной батареи на основе кристаллических фотоэлементов, указанных выше, с добавлением концентратора солнечной энергии;*
- *схема каркасно-пленочной солнечной батареи на основе сплавов аморфного кремния;*
- *схема тонкопленочной батареи с центробежным формированием плоской формы батареи;*
- *схема с концентратором и машинным преобразованием солнечной энергии.*

В табл. 5.11 представлены сравнительные характеристики фотоэлементов, использующих технологии, освоенные НПП «Квант» (Россия) к 2006 г.

Табл. 5.11. Сравнительные характеристики фотоэлементов разного типа при $N_{эл} = 32$ кВт и напряжении на выходе 120 В; (в состоянии поставки на 01.01.06)

Тип фотоэлемента	КПД, %	Суммарная поверхность фотоэлементов, м ²	Суммарная масса фотоэлементов, кг	Суммарная стоимость фотоэлементов, млн. \$	Перспективы развития
Монокристаллический кремний	15	200	400	8	На образцах получен КПД=17%
На основе арсенида галлия	26	100	200	12	Показана возможность получения КПД до 35% при использовании новых материалов (США)
На основе сплавов аморфного кремния, толщина стальной подложки $\delta_n = 25$ мкм	8,6	300	110	3	Изготовлены фотоэлементы с КПД 13% (США). Изготовлена подложка $\delta_n = 7$ мкм (США)

Испытания фотоэлементов из аморфного кремния в космосе на станции «Мир» в течение двух лет и на борту КА «Татьяна» (к настоящему времени длительность полета достигла 1 года), рис. 5.21, показали, что:

- *зависимость КПД фотоэлемента от температуры в два раза слабее, чем на монокристаллическом кремнии,*

– радиационная деградация ниже, чем у фотоэлементов из кремния.

Табл. 5.12. Динамика цен за 1 Вт установленной мощности на мировом рынке в составе наземной энергоустановки, доллары США за 1 Вт

Солнечная наземная энергоустановка на основе:	Годы			
	1990	1995	2000	2010
Монокристаллического кремния	5,40	5,0	4,5	3,0
Ленточного кремния	6,0	5,0	4,0	2,50
Аморфного тонкопленочного кремния	5,0	4,5	3,5	1,5

В настоящее время прогресс в наземной солнечной энергетике связывается с переходом в фотоэлементах из кремния к третьему поколению [5.45, 5.46]. В течение последних семи лет рынок солнечных батарей имеет устойчивую скорость роста 30–40 % в год. На мировом рынке выделились пять ведущих фирм, изготовителей тонкопленочных фотоэлементов: «Kaneka», «United Solar», «Mitsubishi», «First Solar», «Antec». Первые три фирмы используют аморфный кремний, а две другие – теллурид кадмия.

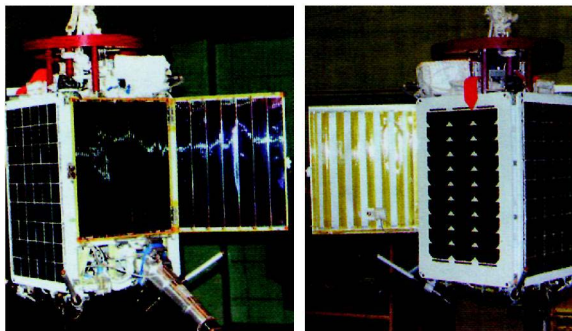
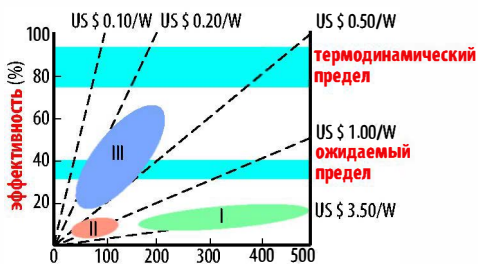


Рис. 5.21 Секция из фотоэлементов на борту КА «Татьяна»

Ряд фирм уже нацелили свои научно-исследовательские работы на достижение КПД не менее 15 % на фотоэлементах, использующих аморфный кремний. Концепция исследований опирается на создание в аморфном кремнии решетки квантовых точек (ям), которые обеспечат резонансное туннелирование для повышения подвижности носителей тока (электронов и «дырок»). В работе [5.45] делается прогноз о появлении таких фотоэлементов уже в 2008–2009 годах и определяется область «стоимость-эффективность» на рынке фотоэлементов, рис. 5.22.

В главе 3 были изложены основные результаты баллистических расчетов по пилотируемой экспедиции на Марс, которые показали, что как для варианта «ядерная энергоустановка + электроракетные двигатели», так и для варианта «солнечная энергоустановка + электроракетные двигатели» электрическая мощность должна быть на уровне 15 МВт, удельная масса энергодвигательного комплекса без рабочего тела и баков должна быть не более 5 кг/кВт. эл. Основным недостатком солнечных батарей является их большие площади.



Области «стоимость - эффективность» для трех поколений технологий изготовления солнечных батарей (по курсу USD в 2004 г.)

- I поколение - кристаллический кремний в виде пластин
- II поколение - тонкопленочный аморфный кремний
- III поколение - перспективный тонкопленочный кремний

Рис. 5.22 Прогноз «стоимости-эффективности» на рынке фотоэлементов

В связи с этим возникают следующие проблемы:

- *обеспечение необходимой жесткости солнечных батарей и всего энергодвигательного комплекса в целом при заданном массовом совершенстве;*
- *доставка модулей солнечной батареи на околоземную орбиту и сборка в составе межпланетного корабля;*
- *ориентация солнечных батарей на Солнце;*
- *опасность повреждения солнечных батарей фрагментами метеоритов и космического мусора при эксплуатации в космосе;*
- *стоимость солнечных батарей.*

Чтобы найти оптимальные пути решения этих проблем, был проведен анализ различных типов и схем солнечных батарей.

Использование солнечных батарей на основе арсенида галлия приведет к самой высокой стоимости солнечных батарей на мощность 15 МВт, примерно в 4 раза больше стоимости солнечных батарей на основе аморфного кремния. В абсолютных цифрах разница может составить 4,2 млрд. долл. США при общих приемлемых затратах к моменту первой экспедиции на уровне 16 млрд. долл. США (оценки по курсу 2005 г.), что составляет 26 % от общих затрат, хотя доля солнечных батарей в массовой сводке межпланетного корабля составляет не более 12 %.

Вариант энергодвигательного комплекса с использованием солнечных батарей на основе аморфного кремния будет наиболее дешевым, но потребует наибольших площадей солнечных батарей, примерно в 3 раза больше, чем при использовании арсенида галлия. Так суммарная площадь солнечных батарей составит при аморфном кремнии 115 200 м² против 38 400 м² на фотоэлементах из арсенида галлия. Большие площади в обоих случаях представляют проблему с точки зрения обеспечения необходимой жесткости.

Чтобы снизить стоимость солнечных батарей при использовании арсенида галлия, был рассмотрен вариант с добавлением в конструкцию концентраторов солнечной энергии с коэффициентом концентрации энергии $K=50-150$. Количество дорогостоящего арсенида галлия тогда сокращается в «К» раз. На рис. 5.23 представлены возможные схемы концентраторов энергии. На рис. 5.24 изображена разработка Центра Келдыша экспериментальной панели с фотоэлементом из материала арсенид галлия с коэффициентом концентрации $K=50$. Эта панель успешно прошла летные испытания в составе космического аппарата «АУОС-СМ». Исследования показали, что если специально проектировать фотоэлемент под заданное значение «К», то можно получить прибавку в КПД на 4-5 % абсолютных.

Вместе с тем применение концентраторов, особенно с высоким значением «К», приводит к дополнительным проблемам:

- *повышению необходимой точности ориентации солнечной батареи на Солнце до $\alpha = \pm 1^\circ$, в то время как в обычных панельных солнечных батареях $\alpha = \pm 30^\circ$; высокая точность ориентации батарей приводит к необходимости иметь всю конструкцию энергодвигательного комплекса более жесткой, а следовательно, более массивной;*
- *обеспечению необходимого теплового режима фотоэлемента, так как с увеличением «К» растет температура на фотоэлементе и падает КПД; этот фактор особенно важен для марсианской экспедиции, при которой*

при возвращении к Земле межпланетный корабль пролетает на расстоянии 0,57–0,58 а.е. от Солнца, когда плотность солнечного излучения возрастает в 3 раза по сравнению с величиной, которая имеет место у Земли $q_s = 1350 \text{ Вт/м}^2$.

Поэтому в дальнейшем такая схема солнечных батарей для пилотируемой экспедиции не рассматривается.

Как показали разработки, при необходимом массовом совершенстве энергодвигательного комплекса в 5 кг/кВт.эл., почти 2 кг/кВт.эл. приходится на несущую ферму, на которой крепятся солнечные батареи, блоки преобразователя напряжения, кабели и исполнительные органы системы ориентации и стабилизации (СОС). Чтобы уменьшить эту долю (почти 40 %) рассматривался вариант с центробежным формированием плоской формы солнечной батареи [5.47], т.е. бескаркасная схема конструкции.

Оценки сделаны для схемы, представленной на рис. 5.25, R_k – наружный радиус кольцевой солнечной батареи, R_0 – внутренний радиус кольцевой солнечной батареи, ω_1 – угловая скорость вращения кольцевой солнечной батареи. При $N_{эл} = 15 \text{ МВт}$ и толщине стальной подложки $\delta_n = 12 \text{ мкм}$, расчеты дают значения $R_k = 114 \text{ м}$; $R_0 = 11,4 \text{ м}$;

$$\omega_1 = 2 \cdot 10^{-1} \frac{\text{рад}}{\text{сек}} = \frac{2 \cdot 10^{-1}}{2\pi} = 3,18 \cdot 10^{-2} \frac{\text{об}}{\text{сек}} \approx 2 \frac{\text{об}}{\text{мин}}$$

Угловая скорость ω_1 определяется из условия превышения центробежными силами сил Кориолиса, которые возникают при выполнении маневра ориентации и стабилизации солнечной батареи на Солнце. Было принято, что угол колебаний оси солнечной батареи, вызванный силами Кориолиса, не должен превышать 3°.

РКК «Энергия» имени С. П. Королева 4 февраля 1993 г. провела эксперимент «Знамя» на орбите вблизи станции «Мир» по раскрытию центробежными силами тонкопленочной конструкции, имеющей радиус $R_k = 10 \text{ м}$. На рис. 5.26 представлено фото раскрытой конструкции, сделанное со станции «Мир». Видно, что разрезные лепестки не раскрылись в тангенциальном направлении. Сделан вывод, что тонкопленочная конструкция должна быть неразрезной, чтобы работали тангенциальные силы, но в этом случае усложняется процесс раскрытия и нужны дополнительные исследования. Следует отметить, что при вращении всего межпланетного корабля с угловой скоростью $\omega_1 = 2 \cdot 10^{-1} \text{ рад/сек}$, центробежное ускорение в $g_0 = 9,81 \text{ м/сек}^2$ достигается









ТИП	СХЕМА	коэф. отражения	коэф. поглощения	коэф. конвекции	коэф. излучения	температура, °С	точность ориентации, град.	удельная масса, Вт/м²	удельная мощность, Вт/м²
ЛИНЕА ЛЮТИ		0,85	1	50÷1000	50÷100	80-100	±1,5	–	–
ФОКОН КВАНТ. ФОТОН		0,9÷0,95	1	2÷10	10	40-60	±7	150	10-30
ПАРАБОЛОИД КВАНТ		0,9	0,8-0,9	50÷6000	2-50	80-100	±1,5	–	–
СИСТЕМА КАЖЕГРЕНА ВЯКИ		0,73÷0,77	0,85-0,92	50-8000	20	90-125	±0,5	82	16
ВНЕОСЕВАЯ СФАСЕТАМИ НИИП		0,88-0,9	0,98	50÷200	100÷200	90-150	±1,5	200	30
ВНЕОСЕВАЯ СО СПАРЕННЫМИ СФАСЕТАМИ НИИП		3	0,88-0,93	0,99	90÷300	100÷300	±1,0	–	–
ПЛАНАРНАЯ ПАНЕЛЬ НА КРЕМНИИ КВАНТ		0,1	1	1	5	25-50	±30	140÷160	30-40
ПЛАНАРНАЯ ПАНЕЛЬ НА АРСЕНИДЕ ГАЛЛИЯ КВАНТ		0,1	1	1	5	25-20	±30	140÷220	30-50

Рис. 5.23 Геометрия и параметры систем концентрации солнечной энергии



Рис. 5.24 Экспериментальная панель из фотоэлементов

на радиусе $r_{g0} = 9,81/w^2 \approx 200$ м, что может рассматриваться как положительное обстоятельство, если расположить на этом радиусе жилой отсек с экипажем.

Другим обстоятельством, которое необходимо учитывать в этой схеме, является расположение блоков преобразователя напряжения. Максимальное напряжение, которое генерируют солнечные батареи не должно превышать 120 В, так как при больших напряжениях в космосе могут развиваться электроразрядные явления. В то же время электроракетные двигатели, особенно ионные, требуют для своей работы высокого напряжения, 3000–6000 В. Чтобы кабельная сеть имела наименьшую массу в крупногабаритных конструкциях солнечных батарей, также выгодно иметь высокое напряжение и к тому же блоки преобразователя напряжения должны быть как можно ближе расположены к генерирующим фотоэлементам. Поэтому расположение блоков преобразователя напряжения в схеме с центробежным формированием солнечной батареи имеет для этой схемы принципиальное значение, поскольку удельная масса блоков преобразователя напряжения сопоставима с удельной массой фотоэлементов. Одним из возможных решений в схеме с центробежным формированием солнечных батарей является совмещение генерации электрического тока с преобразованием его в СВЧ-излучение, с последующей его передачей и преобразованием у электроракетных двигателей, и такие исследования ведутся.

Стремление уменьшить поверхности солнечных батарей привело к рассмотрению солнечных энергоустановок, использующих концентраторы солнечной энергии, светоприемник сконцентрированной энергии в виде теплообменника, в котором греется инертный газ, совершающий полезную работу в замкнутом цикле Брайтона или Стир-

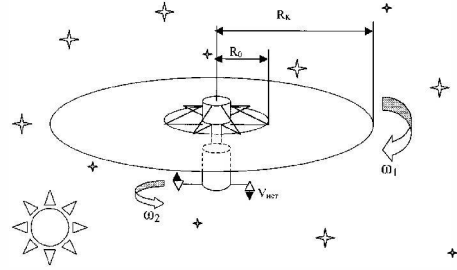


Рис. 5.25 Бескаркасная схема конструкции солнечной батареи

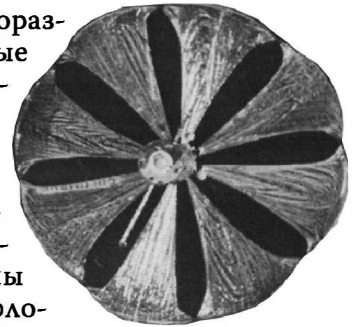


Рис. 5.26 Раскрытая тонкопленочная конструкция (фото, сделанное со СС «Мир»)

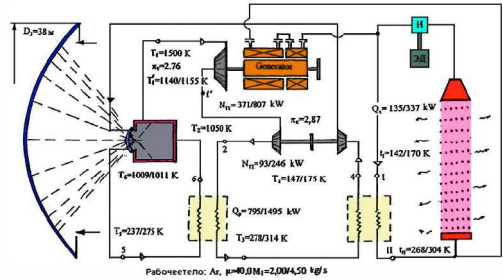


Рис. 5.27 Принципиальная схема СТУ-750. Параметры для условий орбит Марса/Земли $N_1 = 345/750$ кВт.эл., $\eta_1 = 0.60/0.57$

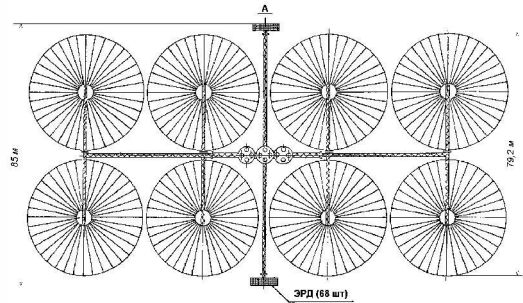


Рис. 5.28 Облик межпланетного корабля с 8-ю концентраторами параболического типа

линга. На рис. 5.27 представлены схема цикла Брайтона, разработанная для модуля энергодвигательного комплекса пилотируемой экспедиции на Марс с суммарной электрической мощностью 6 МВт. На рис. 5.28 изображен облик межпланетного корабля с 8-ю концентраторами параболического типа, каждый имеет наружный диаметр 38 м.

Хотя газотурбинная энергоустановка реально может обеспечить достаточно высокий КПД, 57–60 %, все же требование точной ориентации концентратора на Солнце, в данной схеме допускается отклонение в $\pm 3^\circ$, заставляет отказаться от ее дальнейшей разработки. Указанные точности по ориентации на Солнце приведут к значительному повышению массы несущей фермы.

Учитывая проведенные исследования, в качестве базового варианта для последующей разработки рекомендуется схема с тонкопленочной солнечной батареи на основе сплавов аморфного кремния.

5.4.2. Облик и характеристика энергодвигательного комплекса на основе тонкопленочной солнечной батареи

Компонентный состав энергодвигательного комплекса (ЭДК) на основе тонкопленочной солнечной батареи с использованием фотоэлементов из аморфного кремния определялся на основе функционального и морфологического анализа и включал:

- источник энергии;
- систему преобразования и управления напряжением источника энергии;
- систему коммутации и распределения энергии (кабельная сеть);
- несущую конструкцию;
- систему настройки несущей конструкции на необходимую жесткость;
- потребители энергии, включая электроракетные двигатели (ЭРД);
- систему преобразования и управления ЭРД;
- систему хранения и подачи рабочего тела ЭРД.

Схема членения солнечной энергоустановки представлена на рис. 5.29.

При разработке схемы членения максимально использовался принцип построения ЭДК из системных модулей оптимальной размерности. Оптимальная размерность системных модулей определялась на основе:

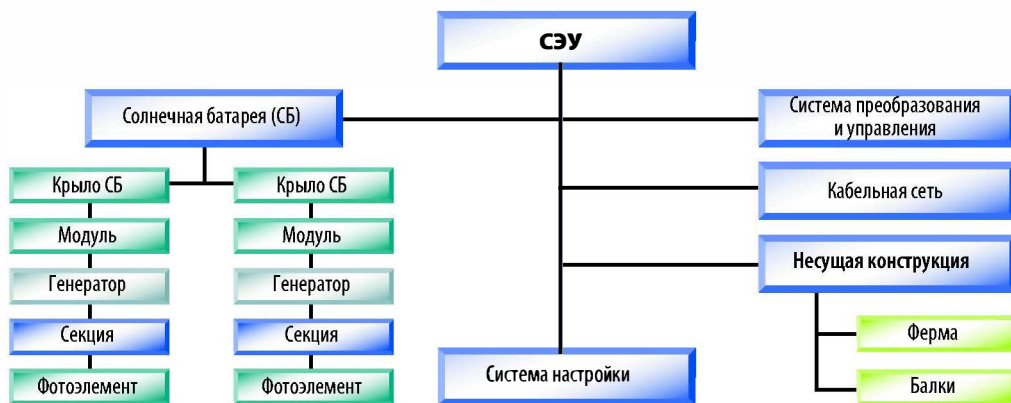


Рис. 5.29 Схема членения Солнечной энергоустановки

- удобства обработки в наземных условиях с учетом состояния существующей стендовой базы;
- удобства транспортировки на околоземную орбиту;
- эффективной сборки на околоземной орбите с помощью специализированных роботов;
- обеспечения необходимой надежности ЭДК;
- экономической целесообразности с учетом важности минимизации издержек.

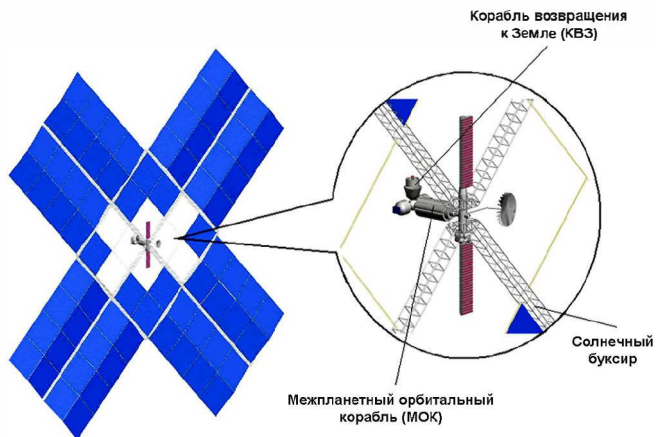


Рис. 5.30 Общий вид межпланетного экспедиционного комплекса

В табл. 5.13 представлены основные характеристики межпланетного экспедиционного комплекса для однокорабельной схемы экспедиции без посадки на Марс. Общий вид межпланетного корабля представлен на рис. 5.30. Величины, выделенные в табл. 5.13 цветом, требуют специального обоснования расчетами и экспериментами, включая лётные.

На рис. 5.31 представлена сборка из 22-х последовательно соединенных фотоэлементов, имеющих стальную подложку толщиной 25 мкм. На рис. 5.32 изображен макет секции солнечной батареи длиной 5,6 м. Рис. 5.33 дает изображение тонкопленочных диодов, применяемых в составе солнечных батарей. Представленные на рисунках фотоэлементы имеют в настоящее время в среднем КПД 8,6%. Необходимое значение КПД в 10 % может быть достигнуто:

- использованием селекцией фотоэлементов, имеющих необходимый КПД;
- переходом на новые технологии, о которых говорилось в разделе 5.4.1.

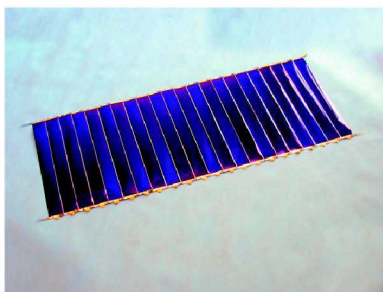


Рис. 5.31 Сборка последовательно соединенных 22 солнечных элементов

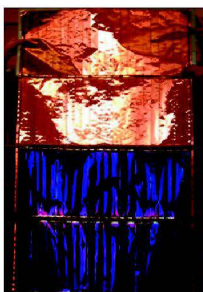


Рис. 5.32 Макет секции солнечной батареи (Σl, = 5.6 м)

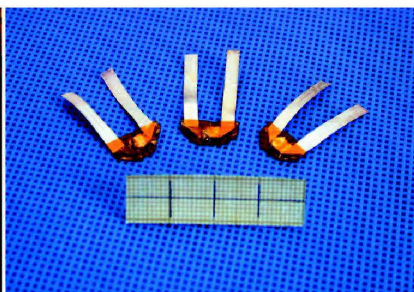


Рис. 5.33 Диод на полиимидной пленке

Табл. 5.13. Основные характеристики Межпланетного экспедиционного комплекса для однокорабельной схемы экспедиции (по состоянию на 01.01.2006 г.) без посадки на Марс

№ комплекса	Наименование комплекса, системы	Обозначение	Наименование характеристики	Величина, размерность
1	Межпланетный орбитальный корабль	МОК	1. Масса в заправленном состоянии при старте с околоземной орбиты 2. Численность экипажа (перспектива)	60 тонн 4 человека (6)
2	Энергодвигательный комплекс 2.1. Солнечная батарея	ЭДК СБ	1. Суммарная выходная электрическая мощность на околоземной орбите	15 МВт
			2. Суммарная поверхность СБ	115200 м ²
			3. КПД	10 %
			4. Суммарная масса	15 тонн
			5. Удельная масса СБ	~1 кг/кВт. эл.
	2.2. Блоки преобразователя напряжения СБ	БПр	1. КПД преобразования 2. Суммарная масса при рабочем теле ЭРД аргон (ксенон) 3. Удельная масса	97% 15(20) тонн ~1 кг/кВт.эл
	2.3. Несущая ферма	НФ	1. Суммарная масса 2. Удельная масса	30 тонн ~2 кг/кВт. эл.
2.4. Двигательные модули с ЭРД-50 (всего ЭРД-50 500 штук)	ДМ	1. Диапазон регулирования удельного импульса (рабочее тело аргон) 2. КПД ЭРД-50 3. Суммарная масса 4. Удельная масса	6800–9000 сек. >65% 15 тонн ~1 кг/кВт. эл.	
2.5. Модули с рабочим телом для ЭРД-50 (14 штук)	МРТ	1. Рабочее тело 2. Суммарная масса рабочего тела 3. Суммарная масса «сухих» баков	Аргон 200 тонн 6 тонн	
2.6. Системы ориентации и стабилизации	СОС	Масса в заправленном состоянии при старте с околоземной орбиты	6 тонн	
2.7. Система автоматического управления ЭДК	САУ ЭДК	Масса	4 тонн	
3	Марсианский посадочный комплекс	МПК	Масса стартовая на околомарсианской орбите	0 тонн для первой экспедиции
4	Корабль возвращения на Землю	КВЗ	1. Масса в заправленном состоянии на околоземной орбите при старте	15 тонн
			2. Численность экипажа (перспектива)	4 человека (6)
Итого суммарная масса Межпланетного экспедиционного комплекса при старте с околоземной орбиты		МЭК	Масса МЭК	366 тонн, для экспедиции без посадки на Марс

Сегодня освоена технология фотоэлементов с толщиной стальной подложки $\delta_n=20-25$ мкм, на которую наносится сплав аморфного кремния толщиной около 1 мкм. Такая подложка дает удельную массу фотоэлемента на уровне 1,57–1,96 кг/кВт. Для снижения удельной массы фотоэлемента рассматриваются два пути:

- переход на никелевую ленту толщиной $\delta_n=10-12$ мкм;
- переход на титановую ленту толщиной $\delta_n=20-25$ мкм, в настоящее время уже имеется технология получения титановой ленты толщиной 30 мкм;

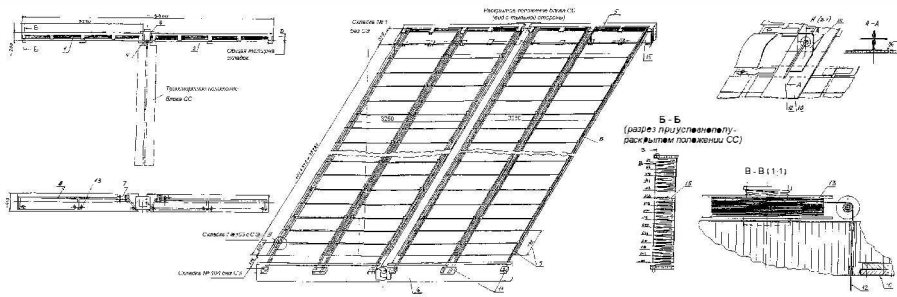


Рис. 5.34 Общий вид штатной секции СБ на 15 кВт

имеются сведения, что за рубежом получают титановую ленту толщиной менее 20 мкм.

Общий вид штатной секции на 15 кВт представлен на рис. 5.34.

Солнечная батарея генерирует напряжение электрического тока в 120 В, а ЭРД на рабочем теле аргон требуют напряжения 2600 В. Высокого напряжения требует также система коммутации и распределения электроэнергии на борту, чтобы ее доля в массе ЭДК не превышала 1 %. Поэтому в непосредственной близости от секции солнечных батарей должны быть расположены преобразователи напряжения, которые повышают напряжение постоянного тока со 110 В до 2600 В постоянного тока. На рис. 5.35 представлен модуль блока преобразователя с КПД 94 % (необходимый КПД не менее 97 %). Необходимые доработки включают:

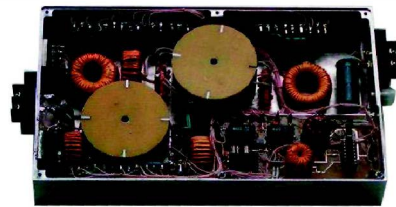


Рис. 5.35 Внешний вид преобразователя БП-1.2.

Масса блока – 1480 г;
 Габариты – 240×140×35 мм³;
 Объем – 1,2 дм³;
 Номинальная выходная мощность – 1,2 кВт;
 Максимальная выходная мощность – 1,5 кВт; КПД – 94 %

- *переход на синхронный выпрямитель, использующий транзисторы;*
- *переход к изготовлению трансформатора по технологии многослойных печатных плат;*
- *переход на многожильный провод новой марки.*

В отношении несущей фермы следует сказать следующее. Удельная масса несущей фермы согласно расчетам должна иметь величину менее 2 кг/кВт. эл., при этом она может выдерживать перегрузки до $7 \cdot 10^{-2}$. При штатной работе ЭРД перегрузки будут изменяться от $7 \cdot 10^{-5}$ в начале полета до $18 \cdot 10^{-5}$ в конце полета. Поэтому имеется резерв в массе несущей фермы, который может быть реализован после рассмотрения аварийных ситуаций.



Рис. 5.36 Элемент макета несущей фермы (Σ , = 12 м)

Несущая ферма состоит из:

- *мачт, каждая имеет квадратное поперечное сечение размером 4×4 м и собирается из продольных труб наружным диаметром 206 мм с толщиной стенки 2 мм, выполненных из углепластика на основе углеродной нити «УКН-500», на фото, рис. 5.36, представлена продольная труба длиной 12 м;*
- *балок, каждая имеет треугольное поперечное сечение размером 1,5×1,5×1,5 м, подробнее смотри раздел 3.4.*

Сборка ЭДК на околоземной орбите начинается с монтажа несущей фермы, используя роботы и специальные стапели.

5.4.3. Электроракетная двигательная установка

5.4.3.1. Выбор типа ЭРД

В работе [5.48] проведен анализ состояния работ по маршевым электроракетным двигателям различных типов, включая:

- *электродуговой двигатель (ЭДД);*
- *магнитоплазмодинамический двигатель (МПД);*
- *холловский ЭРД, включая СПД и ДАС;*
- *ионный ЭРД.*

В Центре Келдыша отработана конструкция плазмотрона, как прототипа ЭДД, на мощность 1 МВт с температурой в камере 6000 К, ресурсом 500 часов, рабочее тело воздух. Ведется отработка конструкции ЭДД на мощность 6 МВт.

С конца 50-х годов до 1975 года в Центре Келдыша проводились исследования МПД в диапазоне мощностей от сотен киловатт до 1 МВт с удельным импульсом тяги 5000–7000 сек, рабочее тело литий или калий. Были проведены летные испытания МПД с $N_{эл}=5$ кВт в составе космических аппаратов «Космос-728» и «Космос-760» с целью исследования вопросов интеграции МПД с космическим аппаратом.

Наибольшее распространение в России получили холловские ЭРД, в частности, разработанный в ОКБ «Фотон» ЭРД «СПД-100», имеющий $N_{эл}=1,35$ кВт, $I_{sp}=1500$ сек. Разрабатываются двигатели большой мощности, в частности, ЭРД «СПД-140», имеющий $N_{эл}=4,5$ кВт, $I_{sp}=2000$ сек, рабочее тело ксенон. Считается, что предельный удельный импульс на рабочем теле ксенон, может достигать 4000 сек, такая разработка ведется в ЦНИИМАШ, и имеет название «двигатель с анодным слоем» (ДАС) – «Д-200». В схеме двухступенчатого ДАС, согласно работе [5.49], планируется достичь $I_{sp}=7000$ сек, однако обеспечение ресурса требует специальных конструктивных решений [5.50].

В России (СССР) в 1968 году были успешно проведены летные кратковременные испытания ионного ЭРД в составе ионосферной лаборатории «Янтарь-1». Рабочим телом ЭРД являлся аргон, был продемонстрирован $I_{sp}=4000$ сек. В последующих испытаниях в полете при работе на азоте был получен удельный импульс 12000 сек, а в испытаниях с рабочим телом воздух – $I_{sp}=14000$ сек.

В настоящее время наибольших успехов в развитии ионных ЭРД достигли в США, так ионный ЭРД, созданный в рамках программы «NSTAR», прорабо-

тал 16 265 часов в качестве маршевого двигателя космического аппарата «Deep-Space-1», двигатель имел $N_{эл}=2,3$ кВт, $I_{sp}=3170$ сек, рабочее тело ксенон.

В Европейском Союзе ведется разработка ионного ЭРД «ESA-XX» с радиочастотной ионизацией, $N_{эл}=6$ кВт, $I_{sp}=5000$ сек, рабочее тело ксенон.

В Японии ионный ЭРД с СВЧ-ионизацией испытывается в полете по программе «Muses-C», в стендовых условиях продемонстрирован ресурс 18 000 часов. К июню 2005 года наработка составила 10 000 часов

На основании баллистических расчетов (см. главу 3) определены следующие требования к ЭРД для Марсианской экспедиции:

- *рабочее тело ксенон или аргон;*
- *мощность единичного модуля – двигатель ЭРД-50: 25–50 кВт;*
- *длительность работы ЭРД в полете: ~10000 часов;*
- *проектный запас по ресурсу: 1,5;*
- *регулируемый в полете удельный импульс ЭРД при:*
 - *рабочем теле ксенон 5000–9000 сек;*
 - *рабочем теле аргон 6800–9000 сек;*
- *алгоритм управления ЭРД при:*
 - *рабочем теле ксенон: постоянство тяги ($P=const$);*
 - *рабочем теле аргон: постоянство расхода рабочего тела ($\bar{m} = const$).*

Доводы в использование того или иного типа ЭРД представлены в табл. 5.14. Мероприятия, необходимые для достижения требуемых характеристик, представлены в табл. 5.15.

Табл. 5.14. Сравнительные характеристики ЭРД

№ п/п	Тип	Доводы в пользу использования в программе	Доводы против использования в программе	Примечания
1.	Ионные	Высокая эффективность, увеличение КПД с ростом ускоряющего напряжения. Высокий ресурс. Хорошая предсказуемость удельных характеристик. Максимальное напряжение не ограничено	Форсирование тяги при снижении удельного импульса проблематично. Сложность источников электропитания. Низкая плотность тяги	Ресурс свыше 10000 часов продемонстрирован при наземных летных испытаниях
2.	ДАС	Многофункциональный двигатель с высокой эффективностью в крайних точках диапазона по удельному импульсу. Максимальное напряжение не ограничено. Хорошо масштабируется. Низкий уровень воздействия на бортовые системы. Конструктивно прост	Снижение эффективности при работе на рабочих веществах с атомной массой ниже 80. Недостаточный объем наземной отработки ресурса	Работа прототипа ДАС мощностью 25 кВт продемонстрирована при низких и высоких удельных импульсах
3.	СПД	Двигатели небольшой мощности серийно производятся в стране в течение 30 лет. Высокий ресурс продемонстрирован в рабочей точке 300 В	Разработка двигателя на 50 кВт сопряжена с технологическими трудностями. Проблемы, связанные с достижением высокого удельного импульса, выглядят неразрешимыми	Рабочее напряжение наиболее мощной модели СПД-290 ограничено напряжением 700 В
4.	МПД	Высокая плотность тяги. Уровень мощности в единичном модуле до 1 МВт	Отечественные разработки опираются на использование лития и калия. Низкий КПД	Продemonстрирована работа лабораторного образца на мощности 400 кВт

Табл. 5.15. Мероприятия, необходимые для достижения требуемых характеристик ЭРД

№ п/п	Тип ЭРД, рабочее тело	Достигнутый ресурс, часы	Достигнутый удельный импульс, с	Мероприятия для достижения характеристик, требуемых для межпланетного корабля	Примечания
1	Ионные, Хе	30000	3200	Необходима разработка двигателя мощностью не менее 50 кВт и демонстрация его ресурса и возможности варьирования тяги на ксеноне. Текущие разработки ограничены мощностью 30 кВт	Возможность форсирования тяги принципиально ограничена
2	Ионные, Ar	15 000 *	7000–9000	Необходима разработка двигателя мощностью 30–50 кВт с использованием рабочего тела аргон	
3	ДАС, Хе	≥ 5000*	3500	Необходима демонстрация ресурса >5000 часов при воспроизведении полной циклограммы работы в крайних точках диапазона по удельному импульсу **	
4	ДАС, Хе	≥ 5000*	7000	Необходимо подтвердить схему двухступенчатого ДАС	
5	СПД, Хе	9000	1600	Необходимо физическое обоснование возможности работы при высоких (>3000 с) удельных импульсах	Максимальный достигнутый удельный импульс не более 3100 с
6	СПД, Хе	Нет данных	> 3100	Необходима разработка инженерной модели для обоснования характеристик	
7	МПД, Li	1000	4000	Необходимо достижение ресурса более 1000 часов. Требуется подтвердить возможность получения КПД >50% при переходе на аргон	Эрозия центрального катода достигает критических значений в режиме максимальной тяговой эффективности

* Расчетные оценки
 ** Все типы ЭРД требуют модернизации стендовой базы

5.4.3.2. Экспериментальные исследования лабораторной модели 30-см ионного двигателя ИД-300 при использовании в качестве рабочего тела аргона

Для оценки основных рабочих параметров единичного модуля ЭРД-50 необходимо задать цену иона и газовую эффективность. К сожалению, мировой опыт разработки ионных двигателей на аргоне невелик. Особенно применительно к двигателям большого диаметра. Известны эксперименты с 5-см ионным двигателем, проводившиеся в Японии [5.51], а также испытания 12-см ИД в США [5.53]. В табл. 5.16 представлены значения эффективности работы различных ГРК на ксеноне, криптоне и аргоне. Как уже отмечалось выше, данные по аргону имеются лишь по двигателям малой мощности. С увеличением мощности двигателя увеличивается и эффективность работы ГРК.

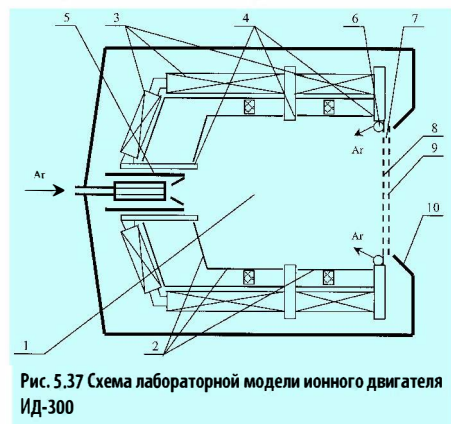


Рис. 5.37 Схема лабораторной модели ионного двигателя ИД-300

Табл. 5.16. Эффективность ионных двигателей на различных рабочих телах

Диаметр пучка, мм	Мощность, кВт	Ar		Kr		Xe		Ссылка
		C_i , Вт/А	η_a	C_i , Вт/А	η_a	C_i , Вт/А	η_a	
50	~0,1	520	0,53	500	0,66	465	0,75	5.52
120	~1	280–350	0,7–0,78			200–300	0,85–0,95	5.53
280	2,3					174	0,94	5.54
350	3,3					140	0,9	5.55
400	7,3					150–200	0,85–0,92	5.56
500*	3–11*			325*	0,89*	~250	~0,9	5.51

* - проектные параметры

В Центре Келдыша совместно с МАИ была разработана лабораторная модель 30-см ионного двигателя с номинальной мощностью 2 кВт и удельным импульсом около 3000 сек при использовании в качестве рабочего тела ксенона. С целью получения недостающей информации при проектировании ЭРД-50 были проведены испытания данной модели на аргоне в диапазоне удельных импульсов 5 000–7 000 сек.

Газоразрядная камера ИД-300 (1, рис. 5.37) имеет форму цилиндра с конической задней стенкой. К боковой и конической стенкам ГРК через изоляторы закреплены аноды (2). Магнитное поле создается с помощью электромагнитов (3), расположенных снаружи ГРК. Топология магнитного поля задается тремя полюсными наконечниками (4). Внутри катодного полюсного наконечника расположен катодный блок (5) на основе диафрагмированного полого катода. В качестве эмиттера используется гексаборид лантана. Рабочее тело подается в газоразрядную камеру через коллектор (6), расположенный около ионно-оптической системы (ИОС) (7). Также около 10% расхода подается через катод. Для извлечения ионов из плазмы газоразрядной камеры, формирования и ускорения ионного пучка служит ионно-оптическая система, состоящая из эмиссионного (8), ускоряющего (9) и замедляющего (10) электродов.

В двигателе используется трехэлектродная ИОС, замедляющий электрод которой выполнен в виде кольца, охватывающего весь пучок. Эмиссионный и ускоряющий электроды выполнены из титана **толщиной** 0,5 мм и 1,0 мм соответственно. Отверстия в эмиссионном электроде имеют диаметр 3,0 мм при толщине перемычки 0,6 мм, что обеспечивает его прозрачность на уровне 0,6. Отверстия в ускоряющем электроде имеют диаметр 2,0 мм (прозрачность 0,28). Электроды имеют форму сегмента сферы с большим радиусом и обладают начальным прогибом, направленным наружу газоразрядной камеры. При этом начальный прогиб ускоряющего электрода больше прогиба эмиссионного электрода, так, что в холодном состоянии межэлектродный зазор в центральной части ИОС на 0,5–0,8 мм больше зазора на периферии. В ходе работы вследствие более высокой температуры



Рис. 5.38 Лабораторная модель ионного двигателя ИД-300

эмиссионного электрода межэлектродный зазор становится близким к однородному. Внешний вид лабораторной модели представлен на рис. 5.38.

Давление в вакуумной камере при работающем двигателе составляло $\sim 10^{-4}$ Торр. При расчете характеристик учитывается обратный ток атомов аргона из вакуумной камеры в газоразрядную камеру двигателя, который для данной геометрии ИОС составлял $725 \cdot p \cdot 10^4$ экв. мА, где p – давление в вакуумной камере, Торр.

В ходе испытаний положительный вывод основного высоковольтного источника питания был подключен к эмиссионному электроду ИОС, электрически соединенному с катодом газоразрядной камеры. Такое подключение более удобно на стадии отработки двигателя. Однако, при оценке выходных характеристик необходимо принимать во внимание, что ионы рождаются в объеме ГРК, где потенциал близок к потенциалу анода, и проходят разность потенциалов, задаваемую источниками питания «Разряд» и «Эмиссионный электрод». Поэтому расчет основных интегральных характеристик двигателя проводился с использованием следующих выражений:

$$P = I_b \sqrt{\frac{2m(U_b + U_d)}{e}}, \quad I_{sp} = \frac{\eta_g}{g} \sqrt{\frac{2e(U_b + U_d)}{m}},$$

$$C_i = \frac{I_d U_d}{I_d} - U_d, \quad \eta_T = \eta_g \sqrt{\frac{I_b(U_b + U_d)}{I_b U_b + I_d U_d}},$$

где I_b , U_b – ток и напряжение разряда, I_b , U_b – ток и напряжение в цепи источника питания «Эмиссионный электрод», P – тяга, I_{sp} – удельный импульс, η_g – газовая эффективность, C_i – цена иона, η_m – тяговый КПД, m – масса иона ксенона, e – заряд электрона, $g=9,81$ м/сек².

При вычислениях интегральных характеристик лабораторной модели не учитывались затраты мощности на работу магнитной системы, которые составляли 50–80 Вт. На данной стадии работ оптимизация магнитной системы с целью снижения ее энергопотребления не проводилась. Впоследствии энергопотребление может быть снижено за счет уменьшения количества соленоидов и их диаметра. Возможен также переход на постоянные магниты. Испытания проводились без катода-нейтрализатора.

Результаты испытаний ИД-300 на аргоне приведены в табл. 5.17.

Относительно полученных результатов необходимо отметить следующее.

В ходе экспериментов получена газовая эффективность 0,56–0,78 при цене иона 215–295 Вт/А. При этом газовая эффективность свыше 0,70 реализуется при высоких (более 50 В) напряжениях разряда. Однако, увеличение напряжения разряда приведет к росту скорости распыления поверхностей ГРК, находящихся под катодным потенциалом, и сокращению ресурса двигателя. К сожалению, надежные данные по коэффициентам катодного распыления в области энергий менее 100 эВ отсутствуют, что не позволяет оценить ресурс ГРК. Необходимо отметить, что высокое давление в вакуумной камере в ходе испытаний приводит к увеличению погрешности в определении газовой эффективности. Поэтому для подтверждения полученных результатов необ-

ходимо провести испытания на установке с большей производительностью откачных средств.

В таблице приняты следующие обозначения: U_b – потенциал эмиссионного электрода; I_b – ток ионного пучка; m – расход рабочего тела; U_{d1}, U_{d2} – напряжение разряда 1,2; C_p – цена иона; η_g – газовая эффективность; P – тяга; I_{sp} – удельный импульс; η_m – тяговый КПД; N – мощность двигателя.

Таким образом, опираясь на полученные результаты и данных, приведенных в табл. 5.16, для дальнейших оценок характеристик ЭРД-50 на аргоне примем газовую эффективность на уровне $\eta_g \sim 0,80$, а цена иона $C_i \sim 350$ вт/А.

Табл. 5.17 Результаты экспериментов

№ режима	1	2	3	4
U_b , В	1700	1600	1700	1600
I_b , мА	2140	2400	2400	2100
m , экв.А	3,82	3,82	3,82	2,68
U_{d1} , В	42	46	46	75
U_{d2} , В	58	52	52	67
C_p , Вт/А	220	220	215	295
η_g	0,56	0,63	0,63	0,78
P , МН	81,5	88,7	91,3	78,1
I_{sp} , с	5230	5700	5870	7150
η_t	0,50	0,56	0,56	0,67
N , Вт	4215	4485	4710	4125

Эффективность и стабильность работы ионного двигателя во многом определяется геометрическими параметрами и качеством изготовления ионно-оптической системы. Данный узел является наиболее технологически сложным. С целью облегчения изготовления электродов лабораторной модели ИД-300 они были выполнены из титана, причем геометрические параметры электродов отличались от оптимальных. Изготовление новых электродов ИОС с меньшими размерами апертур, большей прозрачностью эмиссионного электрода и меньшей величиной ускоряющего напряжения позволит снизить цену иона и повысить газовую эффективность.

5.4.3.3. Оценка рабочих характеристик ионного ЭРД

Кроме требований, диктуемых полетной задачей, необходимо принимать во внимание технологичность изготовления узлов ЭРД-50 и возможности стендовой базы по его экспериментальной отработке.

Самым сложным узлом ионного двигателя с технологической точки зрения является ионно-оптическая система (ИОС). Качество изготовления и юстировки этого узла определяет стабильность работы и ресурс двигателя. На сегодняшний день в мире созданы и достаточно хорошо отработаны ионные двигатели с рабочим размером ИОС до 35 см. Двигатели большего размера существуют лишь в единичных экземплярах на стадии лабораторных моделей.

Ресурс ионного двигателя на уровне 10–15 тысяч часов обеспечивается при плотности тока в ИОС 3–4 мА/см² (при изготовлении электродов ИОС

из молибдена или титана). При характерном ускоряющем напряжении –1,5 кВ мощность единичного модуля с рабочим диаметром ИОС 30 см не превысит 4–5 кВт, а ЭДУ должна будет состоять не менее чем из 3000 двигателей. Столь высокое количество двигателей, по-видимому, нельзя считать приемлемым. Возможным решением представляется использование двигателя с сегментированной ИОС, на выходе из газоразрядной камеры (ГРК) которого установлено несколько ионно-оптических систем. В этом случае облегчается процедура юстировки ИОС за счет уменьшения отношения величины межэлектродного зазора к диаметру электрода.

Подобный подход был применен в Центре Гленна (США) в ходе отработки лабораторной модели 76-см ионного двигателя [5.52]. На ГРК были установлены три узла 30-см ИОС. Однако применение подобной сегментированной ИОС в составе двигателя приведет к снижению его эффективности за счет уменьшения прозрачности для ионов. Прозрачность такой ионно-оптической системы составит менее 50 %, в то время как прозрачности ИОС современных ионных двигателей составляют 65–70 %. Кроме того, в случае сегментированной ИОС потребуются размещение высоковольтных изоляторных узлов внутри ГРК, что увеличивает вероятность возникновения пробоев.

Удельный импульс I_{sp} ионного двигателя определяется выражением (без учета потерь на расходимость ионного пучка и присутствие двухзарядных ионов):

$$I_{sp} = \frac{\eta_g}{g} \sqrt{\frac{2eU_b}{m}}, \quad (1)$$

где U_b - энергия ионов (потенциал эмиссионного электрода); m , e - масса и заряд иона; $g = 9,81$ м/сек². Подставляя в (1) $I_{sp} = 7000$ с, $\eta_g \sim 0,8$, получим, что для аргона $U_b \sim 1540$ В.

Суммарная мощность двигателей N составляет:

$$N \approx I_b \cdot (U_b + C_i). \quad (2)$$

Подставляя в (2) $N = 15$ МВт и $C_i = 350$ Вт/А, получим, что суммарный ток ионного пучка от всех двигателей составит $I_b = 7938$ А. При этом тяга ЭДУ у Земли (без учета потерь на расходимость ионного пучка и присутствие двухзарядных ионов) составит в соответствии с (3) $P \sim 285$ Н, а КПД в соответствии с (4) $\eta_m \sim 0,65$.

$$P = I_b \sqrt{\frac{2mU_b}{e}}, \quad (3)$$

$$\eta_T = \frac{g \cdot P \cdot I_{sp}}{2N}. \quad (4)$$

Для оценки основных параметров единичного модуля ЭРД-50 сначала определяются геометрические характеристики и условия работы ионно-оптической системы.

Традиционная ионно-оптическая система ионного двигателя представляет собой набор из двух или трех тонких пластин, перфорированных круглыми соосными отверстиями, расположенными в узлах гексагональной сетки. Первая пластина, ограничивающая объем газоразрядной камеры, находится под катодным потенциалом и называется эмиссионным электродом. Через отверстия в эмиссионном электроде происходит извлечение ионов. Ко второму (ускоряющему) электроду приложено отрицательное напряжение, которое ускоряет ионы и одновременно создает потенциальный барьер, препятствующий попаданию электронов из пучковой плазмы в ГРК. Третий (замедляющий) электрод находится под потенциалом, близким к потенциалу плазмы, окружающей двигатель. В некоторых случаях этот электрод имеет форму кольца, охватывающего всю ИОС. Иногда, для улучшения отсечки внешних электронов этот электрод выполняют в виде пластины с отверстиями.

Плотность тока, которую ИОС способна извлечь из ГРК, определяется типом рабочего тела, расстоянием между эмиссионными и плазменным электродами и приложенным между ними ускоряющим напряжением. В одномерном приближении эта зависимость носит название закона Чайлда-Ленгмюра и имеет вид [5.57]:

$$j = \frac{4}{9} \epsilon_0 \sqrt{\frac{2e}{M}} \frac{U_a^{3/2}}{l_a^2}, \quad (5)$$

где e – заряд иона, M – масса иона, U_a – напряжение между эмиссионным и ускоряющим электродами, l_a – расстояние между этими электродами, ϵ_0 – электрическая постоянная.

Наличие в электродах круглых отверстий, а также конечная толщина электродов ведет к ослаблению электрического поля по сравнению с идеальным случаем плоской одномерной модели. При расчете ИОС ИД это обстоятельство учитывается путем введения так называемой эффективной длины ускорения. В работе [5.58] для этой длины было предложено выражение

$$l_{eff} = \sqrt{(l_a + t_s)^2 + \left(\frac{d_s}{2}\right)^2}, \quad (6)$$

где t_s – толщина эмиссионного электрода, d_s – диаметр отверстий в эмиссионном электроде.

Одной из наиболее трудоемких технологических операций при создании ионного двигателя является изготовление пластин ИОС, перфорированных большим количеством круглых апертур. Стремление уменьшить общее количество апертур путем увеличения их диаметра наталкивается на ограничение, налагаемое зависимостью (6). Увеличение диаметра отверстий в эмиссионном электроде до значений, заметно превышающих длину межэлектродного зазора, ведет к росту эффективной длины ускорения и, как следствие, снижению плотности тока, извлекаемой ИОС из ГРК. Опыт отработки ИОС показывает,

что для эффективного извлечения ионов диаметр отверстий в эмиссионном электроде не должен превышать длину межэлектродного зазора более чем в 3–3,5 раза.

Соотношение толщины эмиссионного электрода и диаметра его апертур диктуется соображениями эффективности извлечения ионов из плазмы ГРК. Результаты численного моделирования процесса формирования элементарных ионных пучков в отдельных апертурах ИОС показывают, что отношение ионного потока, попадающего в зону ускорения, к потоку, приходящему к эмиссионному электроду из плазмы ГРК, экспоненциально уменьшается с ростом отношения толщины эмиссионного электрода к диаметру его апертур [5.59]. Поэтому в современных ИОС толщину эмиссионного электрода стремятся уменьшить настолько, насколько это позволяют требования обеспечения механической прочности и ресурса электрода. В настоящее время типичное значение отношения толщины эмиссионного электрода к диаметру его апертур, обеспечивающее достаточно эффективное извлечение ионного потока из ГРК, составляет 0,15–0,25.

С учетом приведенных соотношений эффективная длина ускорения в 2,5–3,0 раза превышает фактическое расстояние между эмиссионным и ускоряющим электродами. Плотность ионного тока, определенная по закону Чайлда-Ленгмюра для указанной эффективной длины ускорения, после подстановки физических констант примет вид:

$$j \approx \frac{10}{\sqrt{M}} \cdot \frac{U_a^{3/2}}{l_a^2}. \quad (7)$$

Для удобства практического использования в этом выражении масса ионов M выражена в а.е.м., ускоряющее напряжение U_a – в кВ, длина ускоряющего зазора l_a – в мм, плотность тока j – в мА/см².

Как было показано выше, для обеспечения заданного удельного импульса ионы аргона должны быть ускорены до энергии 1540 эВ. Полное ускоряющее напряжение должно превышать эту величину, так как на ускоряющий электрод необходимо подавать отрицательное напряжение для отсечки электронов пучковой плазмы. С целью повышения ресурса ИОС величину отрицательного смещения потенциала стремятся сделать как можно меньше. Как показывает опыт экспериментальной отработки ИД, для надежной отсечки вторичных электронов отношение ускоряющего напряжения к напряжению, определяющему энергию ионного пучка, должно быть не меньше 1,25. Это означает, что в проектируемой ИОС полное ускоряющее напряжение, приложенное между эмиссионным и ускоряющим электродом, составит $U_a = 1925$ В.

Максимальная напряженность электрического поля в ускоряющем зазоре, при которой обеспечивается его стойкость к электрическим вакуумным пробоям, составляет около 2500 В/мм. Поэтому минимальная допустимая длина ускоряющего промежутка равна 0,77 мм. При таком ускоряющем зазоре в отдельной апертуре эмиссионного электрода для ионов аргона может быть достигнута плотность тока 7 мА/см², однако, в реальных ионных двигателях, рассчитанных на длительную работу, максимальная плотность тока чаще все-

го определяется требованиями обеспечения ресурса ИОС. Дело в том, что при работе ионного двигателя из газоразрядной камеры наряду с ионами выходит поток нейтральных атомов рабочего тела. Величина этого потока определяется газовой эффективностью двигателя. В результате столкновений ускоренных ионов с нейтральными атомами проходит реакция перезарядки, в результате которой образуются быстрые нейтральные атомы и медленные, движущиеся с тепловой скоростью, положительные ионы. Эти ионы устремляются к ускоряющему электроду, находящемуся под отрицательным потенциалом, в результате чего происходит распыление его поверхности. Эрозия ускоряющего электрода является основным фактором, определяющим ресурс ИОС. С ростом плотности ионного тока увеличивается и скорость эрозии ускоряющего электрода, поэтому плотность ионного тока в ИД выбирают, исходя из требований обеспечения необходимого ресурса ИОС.

Точное вычисление параметров потока вторичных перезарядившихся ионов с учетом их пространственного и энергетического распределения является довольно сложной задачей, поскольку требует расчета параметров пучковой плазмы. В настоящее время даже с использованием методов численного моделирования удается получать только приближенные оценки ресурса ИОС. Задача осложняется также тем, что экспериментальные данные зависимости коэффициентов распыления материалов от энергии и угла падения ионов довольно скудны и зачастую противоречивы. До настоящего времени ресурс ионных двигателей, предназначенных для долговременной работы в космосе, определяют путем проведения полномасштабных наземных испытаний. Одним из наиболее полно исследованных ионных двигателей является 30-см двигатель NSTAR (NASA's Solar Electric Propulsion Technology Applications Readiness) [5.54], который прошел 8200-часовые наземные ресурсные испытания, а затем в качестве основной двигательной установки спутника «Deep Space 1» успешно отработал в космосе в течение 16265 часов [5.60]. Эти результаты в определенной степени подтвердили расчетные характеристики двигателя, согласно которым ресурс ИОС прототипа двигателя NSTAR XIPS-30 в лабораторных условиях должен составить 10500 часов, а в условиях высокого космического вакуума около 25000 часов [5.61].

Опираясь на эти данные, авторы статьи [5.51], посвященной перспективам применения ионных двигателей с мощностью 10–30 кВт и высоким удельным импульсом для исследования дальнего космоса, предложили использовать для оценок следующую формулу расчета плотности тока, обеспечивающей заданные ресурсные характеристики ИОС:

$$j_{\max} = j_{\text{NSTAR}} \cdot \frac{M_{\text{Mo}} \cdot Y_{\text{Xe-Mo}} \cdot \rho_a \cdot t_a \cdot T_{\text{NSTAR}}}{M_a \cdot Y_a \cdot \rho_{\text{Mo}} \cdot t_{\text{NSTAR}} \cdot T_a}, \quad (8)$$

где индекс «a» относится к параметрам проектируемой ИОС, а индекс «NSTAR» относится к рабочим параметрам двигателя NSTAR, работающего при номинальной потребляемой мощности 2,32 кВт, для которых была получена приведенная выше оценка ресурса: $j_{\text{NSTAR}} = 2,55 \text{ мА/см}^2$ – средняя по сечению двигателя NSTAR плотность ионного тока; M_a и ρ_a – атомная масса и плотность материала ускоряющего электрода (в настоящее время в качестве перспектив-

ных материалов рассматриваются титан и углерод-углеродные композиты); M_{Mo} , ρ_{Mo} – атомная масса и плотность молибдена, из которого был изготовлен ускоряющий электрод двигателя NSTAR; t_a – толщина эмиссионного электрода; $t_{NSTAR} = 0,38$ мм; Y_a – коэффициент распыления материала ускоряющего электрода ионами рабочего вещества (подразумевается использование величины, усредненной по углам падения ионов при энергии, соответствующей отрицательному потенциалу ускоряющего электрода); $Y_{Xe-Mo} \approx 0,2$ атомов/ион – коэффициент распыления молибдена ионами ксенона с энергией около 180 эВ; T_a – ресурс проектируемой ИОС; $T_{NSTAR} = 20\,000$ часов.

При выводе оценки (8) предполагалось, что плотность потока медленных вторичных ионов на ускоряющий электрод пропорциональна плотности потока первичных ионов пучка. Представляется более логичным считать, что плотность потока вторичных ионов пропорциональна объемной скорости их образования, т.е. произведению трех величин: 1) плотности потока первичных ионов, 2) плотности нейтральных атомов в пучковой плазме вблизи ИОС, 3) сечения перезарядки α_{ex} .

Если принять для оценки, что плотность нейтральных атомов N_n пропорциональна плотности их потока j_n , которая, может быть определена, исходя из известной газовой эффективности источника η_g по формуле:

$$N_n \propto j_n = \frac{1 - \eta_g}{\eta_g} j, \quad (9)$$

то соотношение (8) примет вид:

$$j_{\max} = j_{NSTAR} \sqrt{\frac{\sigma_{NSTAR} (1 - \eta_{NSTAR}) \cdot \eta_g \cdot M_{Mo} \cdot Y_{Xe-Mo} \cdot \rho_a \cdot t_a \cdot T_{NSTAR}}{\sigma_{ex} (1 - \eta_g) \cdot \eta_{NSTAR} \cdot M_a \cdot Y_a \cdot \rho_{Mo} \cdot t_{NSTAR} \cdot T_a}} \quad (10)$$

Используя это соотношение, были проведены оценки параметров ИОС, обладающих ресурсом 15 000 часов. Были рассмотрены два варианта материала ускоряющего электрода – титан и углерод-углеродный композит. Эти материалы в настоящее время рассматриваются как наиболее перспективная замена традиционно использовавшемуся до сих пор молибдену. Основными достоинствами этих материалов является их более низкая масса и низкий коэффициент распыления. Результаты проведенных оценок представлены в табл. 5.18. В приведенной таблице j_b – средняя по сечению ИОС плотность тока; j_h – плотность тока в единичной апертуре ИОС; E_a – напряженность электрического поля в ускоряющем зазоре.

Из проведенных оценок видно, что применение титановых электродов обеспечивает заданный ресурс при напряженности электрического поля, близкой к предельно допустимой. Использование углерод-углеродного композита в рассмотренном случае представляется нецелесообразным, так как этот материал более сложен в изготовлении, а повышение плотности тока и соответствующее уменьшение диаметра ИОС, которые могли бы быть получены за счет его более высокой стойкости к распылению, невозможно из соображений электрической прочности ускоряющего зазора.

Табл. 5.18 Параметры рассмотренных вариантов ИОС

Характеристики	NSTAR	Ti	C-C
M_{gr} , а.е.м.	95,9	47,9	12,0
ρ_{gr} , кг/м ³	10220	4505	1890
t_{gr} , мм	0,51	1	1
U_{gr} , В	1 100	1 540	1 540
α_{ex} , м ²	$3,9 \cdot 10^{-19}$	$1,9 \cdot 10^{-19}$	$1,9 \cdot 10^{-19}$
η_g	0,90	0,80	0,80
U_{gr} , В	-180	-385	-385
Y_{gr} , ат./ион	0,18	0,19	0,05
T_{gr} , час	20000	15000	15000
j_{gr} , мА/см ²	2,49	3,55	8,95
j_{gr} , мА/см ²	3,56	5,07	12,79
l_{gr} , мм	0,58	0,87	0,55
E_{gr} , В/мм	2249	2210	3510

Проведенные оценки позволяют определить необходимую длину ускоряющего зазора, а также все остальные геометрические характеристики отдельной апертуры и ИОС в целом. Сводка полученных геометрических параметров ИОС представлена в табл. 5.19.

Табл. 5.19 Геометрические параметры отдельной апертуры ИОС

Параметры	Величина
Толщина эмиссионного электрода, мм	0,5
Диаметр отверстий в эмиссионном электроде, мм	3,0
Длина ускоряющего зазора, мм	0,9
Толщина ускоряющего электрода, мм	1,0
Диаметр отверстий в ускоряющем электроде, мм	1,8

Расстояние между центрами отдельных апертур определяется из технологических соображений и требований обеспечения прочности эмиссионного электрода. Если это расстояние выбрать равным 3,5 мм (толщина перемычек между отверстиями эмиссионного электрода 0,5 мм), то геометрическая прозрачность эмиссионного электрода составит 0,67, что близко к величине, традиционно реализуемой в современных ИОС. Для проверки обеспечения необходимого качества фокусировки ионного пучка при выбранных геометрических размерах ячейки ИОС был проведен расчет полей и траекторий ионов при помощи программы «GASEL» [5.56]. В расчете были заданы следующие граничные условия:

- потенциал эмиссионного электрода 1540 В
- потенциал плазмы ГРК 1570 В
- потенциал ускоряющего электрода -385 В
- температура электронов ГРК 10 эВ
- плотность потока ионов из объема ГРК 5,07 мА/см²
- потенциал пучковой плазмы 20 В

На рис. 5.39 показаны линии равных потенциалов и траектории ионов, полученные в результате расчета. Расчетное значение тока элементарного пучка составило 436 мкА. Это соответствует эффективной прозрачности ИОС для ионов, равной 0,815.

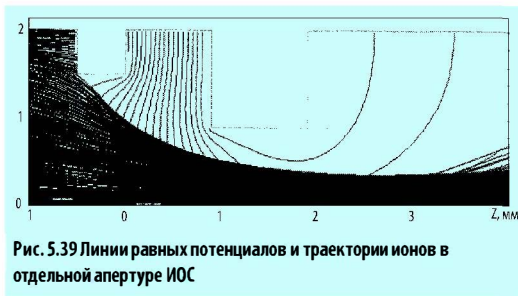


Рис. 5.39 Линии равных потенциалов и траектории ионов в отдельной апертуре ИОС

По результатам проведенных расчетов можно сделать следующие выводы.

1. Средняя по сечению ИОС плотность тока ионного пучка $j_b = 3,55 \text{ mA/cm}^2$ является предельно допустимой из соображений обеспечения электрической прочности ускоряющего зазора.
2. Наиболее подходящим материалом для изготовления электродов ИОС является титан. При выбранной плотности тока его использование, согласно предварительным оценкам, обеспечивает необходимый ресурс $T=15\ 000$ часов.
3. Размеры отдельной ячейки ИОС практически однозначно определяются условием обеспечения необходимой фокусировки элементарных пучков. При этом диаметр отверстий в эмиссионном электроде равен 3 мм, площадь шестиугольного сегмента элементарной ячейки $0,1055 \text{ cm}^2$, а ток элементарного пучка 436 мкА.

5.4.3.4. Оценка характеристик ЭРД-50 на аргоне при $I_{sp} = 7000 \text{ с}$

Для обеспечения мощности единичного модуля на уровне 25–50 кВт необходимо иметь рабочий размер ИОС не менее 70 см. Электроды этой ИОС будут иметь около 36 500 апертур, а суммарный ток ионного пучка составит 15,9 А. При энергии ионов 1540эВ мощность ионного пучка будет равна 24,5 кВт. Проектные параметры единичного модуля ЭРД-50 представлены в табл. 5.20. На рис. 5.40 приведена схема подключения единичного модуля к системе электропитания, а в табл. 5.21 – требования к отдельным блокам питания. Требования к низкоомным источникам питания катода и нейтрализатора носят предварительный характер и будут уточнены после разработки этих элементов ЭРД. Весь двигательный модуль должен будет состоять из ~500 ЭРД-50.

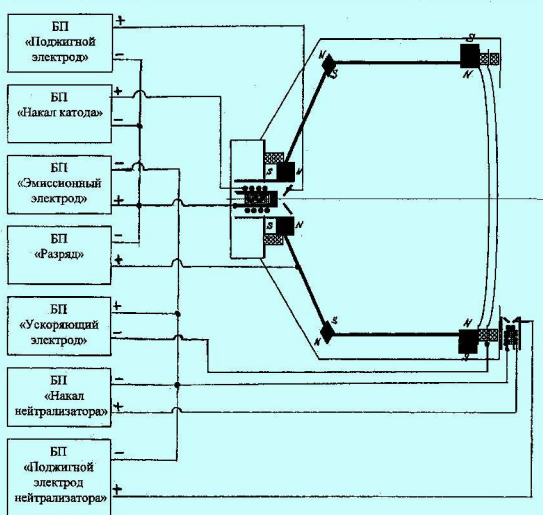


Рис. 5.40 Схема подключения единичного модуля ЭРД-50 к источникам питания

Табл. 5.20 Проектные параметры ЭРД-50 в номинальном режиме

Рабочее тело	Ar	Потенциал эмиссионного электрода, В	1540	Расход аргона, экв.А	19,4
Мощность, кВт	30,1	Ток пучка, А	15,9	Расход в нейтрализатор, экв.мА	400
Тяга, мН	570	Потенциал ускоряющего электрода, В	-385	Газовый КПД	0,80
Удельный импульс, с	7000	Ток ускоряющего электрода, мА	150	Цена иона, Вт/А	350
КПД	0,65	Напряжение разряда, В	50	Электрический КПД	0,81
		Ток разряда, А	111	Цена тяги, Вт/мН	52,8

Табл. 5.21 Параметры блоков питания

Блок питания	Ток, А	Напряжение, В	Мощность, кВт	Стабилизация, режим работы
Поджигной электрод	10	300	0,2	Ток (только при запуске)
Накал катода	15	20	0,3	Ток (только перед запуском)
Эмиссионный электрод	16	1540	25	Напряжение
Разряд	90–140	40–60	6	Ток
Ускоряющий электрод	0,5	500	0,2	Напряжение
Накал нейтрализатора	15	20	0,3	Ток (только перед запуском)
Поджигной электрод нейтрализатора	3	300	0,1	Ток

5.4.3.5. Возможные альтернативные варианты

В рассмотренном выше варианте проектное значение КПД ЭРД-50 составило 65 % (без учета потерь на расходимость ионного пучка), при требуемом значении 70 %. КПД был оценен исходя из прогноза обеспечения цены иона 350 Вт/А при газовой эффективности 0,8. Как уже отмечалось выше, на сегодняшний день отсутствуют экспериментальные данные по эффективности работы больших ГРК на аргоне. Поэтому одним из следующих шагов данной работы будет проведение подобных экспериментальных исследований. После получения необходимых данных прогноз по КПД будет уточнен. На рис. 5.41 (нижняя кривая) приведена зависимость максимально допустимой цены иона от газовой эффективности при которой КПД ЭРД-50 составляет не менее 70 % (при работе на аргоне с удельным импульсом 7000 с). При газовой эффективности 0,8 цена иона не должна превышать 220 Вт/А.

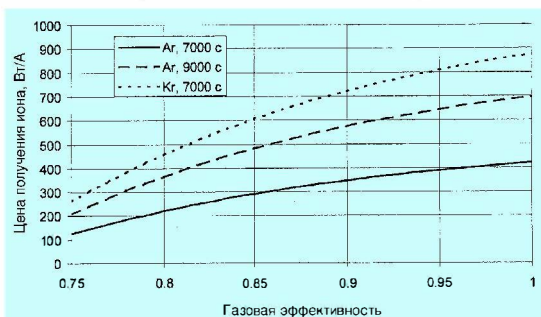


Рис. 5.41 Зависимость максимальной цены иона от газовой эффективности для обеспечения КПД не ниже 70 %

В качестве альтернативных возможно рассмотреть следующие варианты:

- увеличение удельного импульса до 9000 с. Это потребует увеличения потенциала эмиссионного электрода до 2500–2600 В и позволит ослабить требования к цене иона (средняя кривая на рис. 5.41);
- использование криптона в качестве рабочего тела. При переходе на криптон для обеспечения удельного импульса 7000 с потенциал эмиссионного электрода должен быть увеличен до 2800–3200 В. Удовлетворение тре-

бованиям к цене иона (верхняя кривая на рис. 5.41) не вызывает сомнения.

Для анализа предложенных альтернативных вариантов требуется как проверка приемлемости этих вариантов с точки зрения баллистики, так и

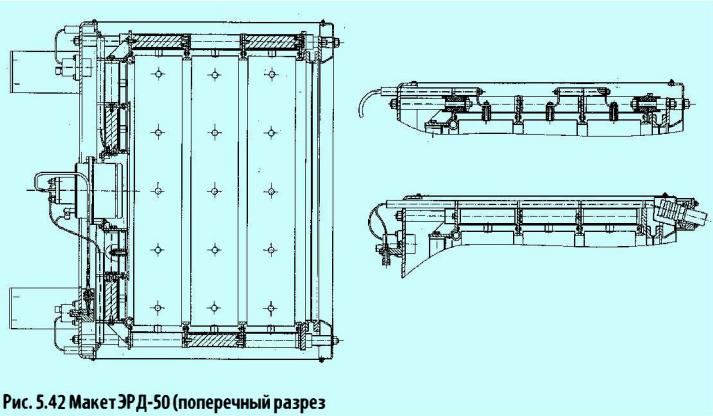


Рис. 5.42 Макет ЭРД-50 (поперечный разрез)

повторное проведение расчетов геометрии ионно-оптической системы и оценка характеристик единичного модуля ЭРД-50.

С целью облегчения компоновки большого количества двигателей ЭРД-50 на космическом аппарате газоразрядная камера ЭРД-50 может иметь прямоугольное сечение. Для снижения трудоемкости изготовления ионно-оптической системы выбрана ИОС щелевого типа. На сегодняшний день нет информации по испытаниям щелевых систем на двигателях большого типоразмера. Поэтому в качестве первого шага представляется целесообразным изготовить и провести экспериментальные исследования совместной работы щелевой ускорительной системы с имеющейся газоразрядной камерой ИД-300.



Рис. 5.43 Катодный узел ЭРД-50, макет

В заключение следует отметить:

1. В ходе работ над проектом «Пилотируемая экспедиция на Марс» проведены испытания лабораторной модели 30-см ионного двигателя ИД-300 на аргоне. Двигатель испытывался при мощности около 4 кВт. Получены режимы с ценой иона 220–300 Вт/А при газовой эффективности 0,55–0,78. Намечены основные пути доработки двигателя и модернизации стендовых систем для испытаний мощных ИД.
2. Разработаны чертежи на стендовый образец двигателя ЭРД-50, рис. 5.42.
3. Изготовлен и испытан катодный узел для ЭРД-50, рис. 5.43.

5.4.4. Модуль рабочего тела для ЭРД

Схема питания ЭРД-50 рабочим телом (аргоном) представлена на рис. 5.44.

Основным вопросом при разработке Модуля рабочего тела (МРТ) является: в каком виде хранить рабочее тело в баках.

В настоящее время на космических аппаратах, на которых используется ЭРД для ориентации, стабилизации и корректировки орбиты, используется ксенон и он хранится на борту в закритическом состоянии и относительная масса баков, равная $a_6 =$ («сухая масса» бака / масса рабочего тела) составляет $a_6=0,10-0,13$. Для пилотируемой экспедиции на Марс, когда ЭРД используется в качестве маршевого двигателя, и в особенности в однокорабельной схеме

экспедиции, когда ЭРД использует-ся во всех фазах полета, суммарные запасы рабочего тела на борту могут составлять 200–300 тонн. При проведении баллистических расчетов (см. главу 3) было принято $a_6=0,03$.

Предварительные расчеты показали, что для марсианской экспедиции как ксенон, так и аргон могут храниться в баках в закритическом состоянии. Однако, для аргона система хранения и питания получается сложнее, так как оптимальные условия хранения аргона следующие:

- максимальное давление в баках 5 МПа;
- минимальная температура в баках 150 К.

Для обеспечения минимальной температуры хранения аргона в баках были рассмотрены следующие способы:

- экранно-вакуумная изоляция баков с учетом того, что в полете имеет место постоянный расход аргона и этот расход может блокировать тепловой приток к бакам.
- использование бортовой холодильной машины на основе солнечной энергии, рис. 5.45;
- повышение давления в баках и соответственно и температуры хранения, более совершенную конструкцию баков из композитных материалов.

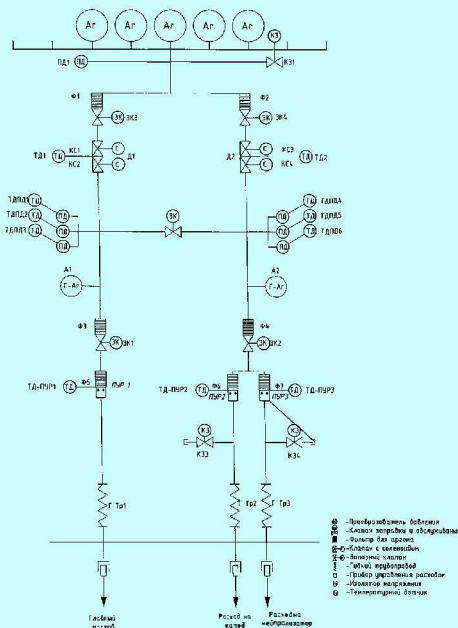


Рис. 5.44 Схема системы питания аргоном ЭРД

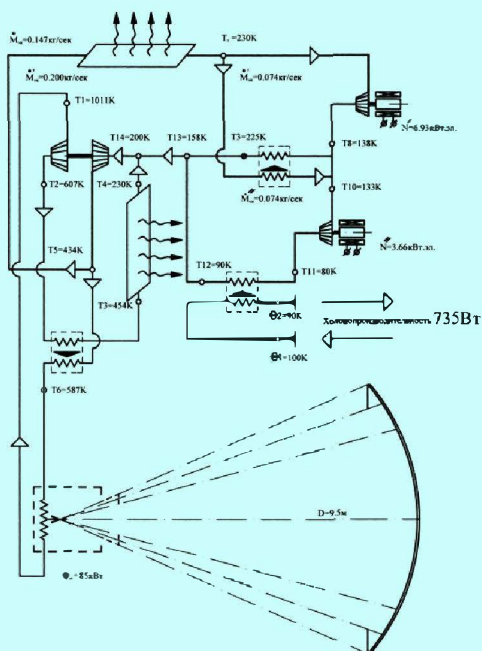


Рис. 5.45 Комбинированный цикл Брайтона для обеспечения длительного хранения в космосе: ж-О, ж-СН₄, ж-Аг

5.4.5. Опыт 10-летней эксплуатации СБ на станции «Мир»

В разделе 5.4.1 указывалось на необходимость достигнуть удельной массы ЭДК на уровне 5 кг/кВт. эл. Работы, проведенные в последние годы, показали, что достигнуть указанного массового совершенства можно при использовании ряда новых материалов, таких, как:

- полимерные пленки;
- стекловолоконистые композиты;
- углерод-углеродные композиты;
- органо-волоконистые композиты;
- алюминиевые и титановые сплавы.

Многие из этих материалов уже использовались на орбитальной станции «Мир», и поэтому анализ опыта эксплуатации СБ на этой станции представляет необыкновенную ценность.

Все указанные материалы изготавливаются в наземных условиях, и поэтому они насыщены атмосферными газами и водой, а также газообразными продуктами, выделяющимися при полимеризации различных клеев, покрытий, связующих материалов. В условиях космоса данные газообразные продукты будут выделяться из материалов и формировать локальную атмосферу вокруг космического корабля. Это локальная атмосфера, кроме того, будет включать:

- космическую плазму на низких орбитах;
- продукты радиолитического разложения используемых материалов, вызванного действием ионизирующей радиации (ультрафиолетовое излучение Солнца, радиационные пояса Земли, Солнечные вспышки, галактические лучи);
- пылеобразные частицы, генерируемые ударным воздействием микрометеоритов и космического мусора на элементы конструкции ЭДК.

Необходимо учитывать, что на обратном пути межпланетный корабль экспедиции пролетает на расстоянии 0,57 а.е. от Солнца, когда поток солнечной энергии в 3 раза больше, чем у Земли (1 а.е.).

Почти пятидесятилетний опыт космической деятельности показал, что конструкция космических аппаратов, если не принять соответствующих мер, может заряжаться статическим электричеством напряжением до 20 кВ, которое часто приводит к разрядам как на поверхности космических аппаратов, солнечных батарей, так и во внутренних частях приборных отсеков. Согласно статистике [5.62] доля отказов космических аппаратов от электрических разрядов чуть более 50 %, доля отказов от ионизирующей радиации ~30%, остальные отказы имеют конструктивно-технологические причины. На электрический заряд и разряд на борту космического аппарата влияет ряд причин, и этому должно уделяться особое внимание.

В рамках Российского космического эксперимента «Фрагмент» в январе 1998 г. с помощью орбитального корабля «Спейс-Шаттл» STS-89 были возвращены со станции «Мир» на Землю 8 секций солнечной батареи «МСБ17КС5810-0», отработавшей на околоземной орбите в составе этой станции 10 лет. Возвращенные фрагменты СБ позволили провести комплексные исследования количественного вклада каждого внешнего фактора:

- термоциклирования;

- *загрязнения;*
- *радиации;*
- *микрометеоритов и космического мусора;*
- *ультрафиолетового излучения;*
- *атомарного кислорода;*
- *затенения отдельных элементов СБ при работе;*
- *статического электричества.*

Термоциклирование было связано со сменой дня и ночи на низкой околоземной орбите и приводило к появлению циклических сжимающих напряжений в местах контакта токопровода к фотоэлементу.

Загрязнение в первую очередь коснулось фронтальной поверхности фотоэлементов и состояло из аморфной двуокиси кремния состава $25\% \text{SiO}_2 + 15\% \text{Si}$, толщина загрязнения - 3 мкм, оно привело к снижению прозрачности защитного стекла СБ на 5–10%.

Радиация на низкой околоземной орбите ($H_{cp} \approx 400$ км) была обусловлена протонным радиационным поясом Земли, его нижней границей, и вызвала потерю мощности на 2–3% за 10 лет.

Микрометеориты и космический мусор привели к сквозному пробою диаметром 5 мм одной из секций СБ, которая имела площадь $0,812 \text{ м}^2$, см. рис. 5.46. На этой же секции было обнаружено 20 кратеров диаметром от 16 до 200 мкм. Общая площадь, занятая сквозным отверстием и кратерами, составила 1,1%. Фронтальная поверхность фотоэлементов имела также следы эрозии, которая представлена микрократерами диаметром 4–8 мкм. Доля поверхности, подвергнутой эрозии, составила 34% поверхности.

На поверхности фотоэлементов был также обнаружен мусор, имеющий характерный размер от 2 до 200 мкм. По структуре мусор представлял собой:

- *стеклоподобные микроосколки;*
- *темные пылинки;*
- *нитевидные микрофрагменты.*

Осажденный мусор занимал от 20 до 40 % поверхности фотоэлементов.

Ультрафиолетовое излучение вызывало потемнение защитного стекла СБ и газовыделение из полимерных материалов.

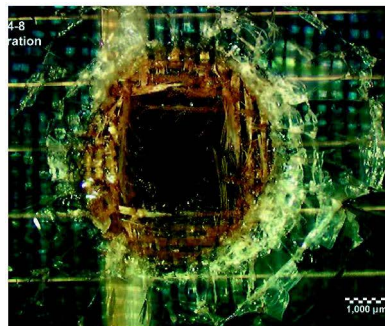


Рис. 5.46 Пробой секции СБ



Рис. 5.47 Секция СБ с почерневшими фотоэлементами

Атомарный кислород. Фронтальная поверхность фотоэлементов первоначально загрязнялась кремнием (Si), источником которого был клей «СКТИФ», а затем кремний окислялся до SiO₂.

Различие в деградации СБ на наветренной и подветренной сторонах также, вероятно, объясняется воздействием атомарного кислорода.

Затенение. По результатам наземных исследований частичное полосное затенение некоторых фотоэлементов на орбите, при котором затененные участки потребляют электрический ток и начинают греться, явилось основной причиной деградации СБ. Частичное затенение фотоэлементов на дневной части орбиты создавали звенья пантографа, который обеспечивал развертывание СБ и сохранность конфигурации в полете. На рис. 5.47 представлена секция СБ с почерневшими фотоэлементами, причиной почернения явился перегрев фотоэлементов и изменение оптических свойств клея.

Статическое электричество. Хотя Американская сторона в работе [5.63] рассматривала электростатические разряды, как возможную причину потемнения и деградации ряда фотоэлементов, эта гипотеза не получила подтверждения для процесса деградации СБ на низких околоземных орбитах.

Опасность статического электричества возникает на промежуточных высотах, вплоть до стационарных околоземных орбит, и эта проблема требует специального изучения и специальных мер по обеспечению отсутствия загрязнений на поверхностях СБ, так как загрязнения провоцируют электрический пробой от электростатического электричества.

В табл. 5.23 представлена степень деградации секций СБ «МСБ 17КС5810-0» за 10 лет работы на станции «Мир»

Табл. 5.23

№ секции СБ	Степень деградации	Примечание
1	39%	Секция расположена наиболее близко к корпусу Базового модуля станции «Мир»
2	22,7%	
3	24,4%	Разрушены узлы коммутации и повреждена структура фотоэлементов в месте контакта с токопроводом.
4	54,2%	
5	70%	Разрушены узлы коммутации
6	70,6%	Разрушены узлы коммутации
7	24,7%	
8	48%	Секция передана для исследований в США
Итого в среднем	50,4%	Если исключить секции № 3, 5, 6, в которых проявлялся конструктивный дефект, то среднее значение деградации будет 37,7 %
Примечание: Зависимость деградации по годам линейная		

5.5. Вариант комплекса на основе комбинации солнечных батарей, электроракетных двигателей и ЖРД

Этот вариант рассматривается в качестве резервного для ЭДК, представленного в разделе 5.4, когда в последнем не будут выполняться требования по удельным характеристикам ряда ключевых элементов, выделенных цветом в табл. 5.13. Вариант комбинации «СЭУ+ЭРД+ЖРД», рассматриваемый в двухкорабельной схеме экспедиции, в которой используются:

- *грузовой межпланетный корабль (ГМК);*
- *пилотируемый межпланетный корабль (ПМК),*

естественно сильно усложняет пилотируемую экспедицию на Марс, но дает и ряд преимуществ.

Во-первых, необходимая электрическая мощность СЭУ для ГМК, так и для ПМК может быть снижена до 6 МВт на каждом корабле; это, с учетом отдельной по времени сборки межпланетных кораблей на околоземной орбите, облегчит процесс сборки на орбите.

Во-вторых, комбинация «СЭУ+ЭРД+ЖРД» применяется только на ПМК, что дает возможность осуществлять разгон от Земли с помощью ЖРД и быстро проходить радиационные пояса Земли, уменьшая воздействие радиации на экипаж и оборудование, тем самым уменьшая суммарную длительность пилотируемого полета по маршруту «Земля–Марс–Земля» с 2,5 до 2,0 лет.

В третьих, ГМК пребывает на околомарсианскую орбиту примерно на 1 месяц раньше ПМК, используя энергетически выгодную траекторию полета «Земля–Марс» с минимальным набором характеристической скорости создавая, таким образом, заранее на околомарсианской орбите запасы: рабочего тела для ЭРД, других расходуемых компонентов, ремонтного оборудования и резервных блоков ЭДК и Систем жизнеобеспечения.

На рис. 5.48 представлен облик ПМК с комбинацией «СЭУ+ЭРД+ЖРД» для двухкорабельной схемы экспедиции.

5.6. Выводы

Были рассмотрены энергодвигательные комплексы на основе:

- ЖРД;
- *солнечных энергоустановок различных схем для питания ЭРД;*
- *ядерных энергоустановок для питания ЭРД;*
- *ядерных ракетных двигателей;*
- *комбинации указанных выше типов двигателей.*

Комплексный анализ ЭДК для МЭК и оценки баллистической эффективности выявили два предпочтительных варианта ЭДК на основе:

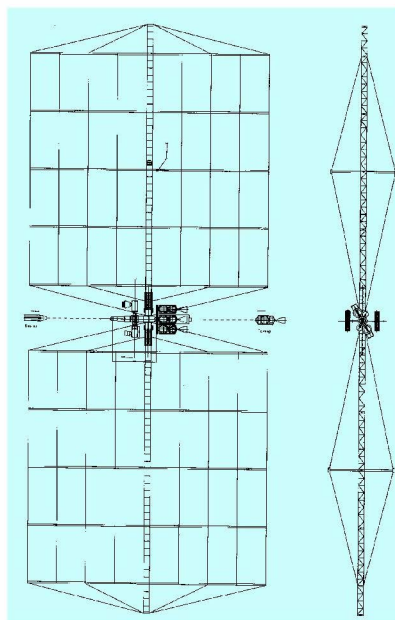


Рис. 5.48. Пилотируемый марсианский корабль для двухкорабельной схемы экспедиции

- *солнечной энергоустановки с тонкопленочными фотоэлементами из сплавов аморфного кремния, обеспечивающими питание ЭРД суммарной мощностью 15 МВт;*
- *ядерной энергоустановки модульного построения с газотурбинным преобразованием тепла в электричество, предназначенной для питания ЭРД суммарной мощностью 50 МВт.*

5.7. Список использованной литературы

- 5.1. A. Koroteev, V. Semenov. «Nuclear Propulsion Perspectives in Russia», 52rd IAC, Toulouse, France, 02.Oct., 2001.
- 5.2. Ю.Г. Демянко, Г.В. Конюхов, А.С. Коротеев, Е.П. Кузьмин, А.А. Павельев «Ядерные ракетные двигатели», ООО «Норма-Информ», 2001.
- 5.3. А.И. Горин, Г.В. Конюхов, А.С. Коротеев, С.А. Попов, В.Ф. Семенов. «Концепция разработки ЯРД 1992 года». 3-я отраслевая конференция «Ядерная энергетика в Космосе», г. Семипалатинск, республика Казахстан, 22-26, сент., 1992.
- 5.4. E. Wahlquist. «US Space Reactor Programs», May. DOE.1990.
- 5.5. Р.А. Глиник, Ю.Г. Демянко, Б.И. Каторгин, Н.Г. Пульхрова и др. «Ядерная энергодвигательная установка на основе высокотемпературного газофазного реактора для пилотируемой экспедиции к Марсу». Научно-технический сборник РКТ. Вып. 1(134), 1992.
- 5.6. В.П. Агеев, П.И. Быстров, А.В. Визгалов, А.А. Горшков, В.Я. Пупко, Ю.П. Семенов, В.В. Синявский, Ю.А. Соболев, Ю.И. Сухов. «Энергодвигательный блок на основе термоэмиссионной ядерной электрореактивной двигательной установки для марсианского экспедиционного комплекса» Научно-технический сборник РКТ. Вып. 1(134), НИИТП, 1992.
- 5.7. Исследовательский центр имени М.В. Келдыша. 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники». Под ред. А.С. Коротеева, Машиностроение, 2003.
- 5.8. С.П. Уманский «Ракеты-носители. Космодромы». Издательство «Рестарт+», 2001.
- 5.9. ESA «Human Missions to Mars». Report : CDF-20(A), Feb., 2004.
- 5.10. А.А. Нестеренко. «Вариант марсианского экспедиционного комплекса с марсовыми ЖРДУ и аэродинамическим щитом». Научно-технический сборник РКТ; Вып. 1(134), НИИТП, 1992.
- 5.11. В.Н. Акимов, А.А. Гафаров, А.С. Коротеев, А.Б. Пришлецов. Ядерная энергетика в космонавтике. М. «Полет» № 10, с. 3-11, 2000.
- 5.12. Машиностроение. Энциклопедия. Том IV -25 Книга 2 «Машиностроение ядерной техники». Стр. 496. М.: Машиностроение, 2005.
- 5.13. С.П. Зацерковный, А.И. Кузин, К.А. Павлов, Г.А. Шевцов. Применение ТЭМ для решения перспективных космических задач. – Статья в научно-техническом журнале «Авиакосмическая техника и технология». Российская инженерная академия, Москва, № 2, 2000.
- 5.14. Ядерные ракетные двигатели. Под редакцией академика А.С. Коротеева. М., «Норма-Информ», 2001.
- 5.15. Н.Н. Пономарев, В.М. Тальзин, В.А. Павшук, В.К. Уласевич, В.П. Сметанников, Ю.С. Черепнин, И.И. Федик, В.П. Денискин, Е.К. Дьяков, Ш.Т. Тухватулин. Исследовательский высокотемпературный реактор (к 30-летию энергетического пуска ИВГ1) – Статья в журнал «Атомная энергия», т.98, вып.3, март 2005.
- 5.16. В.П. Денискин, Е.К. Дьяков, Ю.С. Васильев, А.Н. Колбаенков, А.А. Колодешников, В.А. Павшук, О.С. Пивоваров, Н.Н. Пономарев-Степной, В.П. Сметанников, А.Н. Тихомиров, Ш.Т. Тухватулин, В.К. Уласевич, И.И. Федик, Ю.С. Черепнин. Реактор ИВГ.1. Опыт и итоги 30-летней эксплуатации: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.11-20, 2005.
- 5.17. А.А. Медведев, А.И. Кузин, А.А. Нестеренко, С.Н. Лозин. Использование ядерных энергодвигательных установок в составе пилотируемых комплексов по исследованию Марса и освоению Луны: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с. 21-24, 2005.
- 5.18. С.В. Баринов, М.С. Беляков, О.Н. Логачев, Т.И. Рожкова и др. Концепция маршевой ядерной энергодвигательной установки для осуществления пилотируемой экспедиции на Марс: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с. 683-696., 2005.
- 5.19. С.В. Баринов, М.С. Беляков, А.С. Каминский, В.С. Кузнецов и др. Принципиальные решения по ядерной и радиационной безопасности ЯЭДУ марсианской экспедиции: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с. 679-682., 2005.
- 5.20. А.С. Каминский, В.С. Кузнецов, В.А. Павшук, А.П.Басс, Т.А. Гермогенова, О.В. Николаева. Расчёты вклада в радиационную обстановку вокруг космического корабля излучения от осколков деления, вылетающих с рабочим телом на двигателемном режиме: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.623-626, 2005.

- 5.21. С.В. Баринов, М.С. Беляков, И.Д. Дараган, А.С. Каминский, В.Д. Колганов, В.С. Кузнецов, О.Н. Логачев, В.А. Павшук, Т.И. Рожкова, В.П. Сметанников, Ю.Э. Хандамиров. Концепция ядерной энергетической установки с турбомашинным преобразованием энергии для космического аппарата с электроактивной двигательной установкой для исследования дальних планет Солнечной системы: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с. 659-668, 2005.
- 5.22. С.В. Баринов, О.Н. Логачев. Результаты расчета нейтронно-физических характеристик активных зон реакторов ЯЭДУ: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с. 627-634, 2005.
- 5.23. И.И. Федик. Перспективные топливные и конструкционные материалы для ЯЭДУ: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.25-30., 2005.
- 5.24. В.Ю. Вишневицкий, И.Д. Дараган, Е.К. Дьяков, В.Н. Загрязкин, В.А. Зайцев. Термодиссоциирующее топливо ЯЭДУ с турбомашинным преобразованием энергии: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.375-380., 2005.
- 5.25. А.Д. Иванов, О.Н. Логачев, Е.А. Ромадова. Анализ и систематизация данных по свойствам кандидатных конструкционных материалов оборудования ЯЭДУ: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.591-598., 2005.
- 5.26. Ю.В. Демьяненко, А.И. Дмитриенко. Водородные турбонасосные агрегаты для подачи жидкого водорода в космических двигательных установках (ЯРД, ЖРД): Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.605-614., 2005.
- 5.27. В.Т. Федотов, О.Н. Севрюков, О.Н. Логачев. Анализ методов изготовления резьбовых соединений элементов реактора: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.615-622., 2005.
- 5.28. А.И. Белогууров, М.С. Беляков, А.А. Кулешов, П.С. Озеров, О.Н. Логачев, Г.А. Уланов. Разработка конструкции и экспериментальное обоснование возможности создания запирающего устройства сопла ЯЭДУ: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.527-538., 2005.
- 5.29. М.С. Беляков, А.А. Канунников. Характеристики космических ядерных энергодвигательных установок на основе технологии ЯРД в переходных режимах работы: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.635-644., 2005.
- 5.30. Космические двигатели: состояние и перспективы. Под ред. А. Кейвни. Пер. с англ. Москва «Мир», 1988.
- 5.31. С.Д. Гришин, Ю.А. Захаров, В.К. Оделевский. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги. М., «Машиностроение», 1990.
- 5.32. Mattick A.T., Hertzberg. A. Liquid Droplet Radiator Performance Studies. Acta astronautica, 1985.
- 5.33. Mattick A.T., Hertzberg. A. Liquid Droplet Radiator for Heat Rejection in Space, Journal of Energy. 1981.
- 5.34. Mattick A.T., Hertzberg. A. Liquid Droplet Radiator – An Ultralightweight Heat Rejection System for Efficient Energy Conversion in Space. Asta Astronautica. 1982.
- 5.35. Mattick A.T., Hertzberg. A. Liquid Droplet Radiator Technology Issues. University of Washington, FL-10. Seattle, WA 98195.
- 5.36. Труды американского общества инженеров-механиков. Теоретические основы инженерных расчетов. Пер. с англ., изд. «Мир».
- 5.37. Бранделл. Б Аналитический подход и разработка машинной модели для исследования работы жидкостно-капельного радиатора. Макдонелл доуглас эстроногикс КО Хомтингтон-Бич, шт. Калифорния, 1984.
- 5.38. И.Г. Паневин. Высокотемпературные теплообменные аппараты ЭСУ АА. МАИ, 1990.
- 5.39. Г.В. Конюхов, А.А. Коротеев, В.П. Полуэктов. Исследование рабочего процесса в капальном холодильнике-излучателе в условиях микрогравитации и глубокого вакуума. «Поет», 2000.
- 5.40. Г.В. Конюхов и др. Моделирование процессов радиационного теплообмена и массопереноса в теплообменных устройствах космического назначения на основе капальных потоков / Г.В. Конюхов, А.А. Коротеев, В.В. Новоминский, Б.Н. Баушев // Инж.-физ. Журн. 1998. Т. 71. № 1.
- 5.41. Г.В. Конюхов и др. Капельный холодильник-излучатель для космических энергетических установок / Г.В. Конюхов, Б.Н. Баушев, А.А. Коротеев, А.И. Петров // IV Минский международный Форум ММФ-2000. Теплообмен в энергетических установках. Т. 10, 2000.
- 5.42. А.С. Коротеев, В.Ф. Семенов и др. «Концепция энергодвигательного комплекса средней тяговооруженности для пилотируемой экспедиции на Марс». НТО Инв. № 2011, НИИТП, 1989.
- 5.43. Н.А. Брюханов, А.А. Горшков, Ю.П. Семенов. «Марсианский экспедиционный комплекс с солнечной энергетической установкой и электроактивными двигателями». Научно-технический сборник РКТ; Вып. 1(134), НИИТП, 1992.
- 5.44. Конверсия в машиностроении. Журнал; № 3-4, 1999.
- 5.45. М.А. Green. «Third generation solar Future photovoltaics»: Журнал «Renewable Energy World», July-August, 2004.

- 5.46. М.П. Теленков, Ю.А. Митягин. «Микроскопическая модель последовательного резонансно-туннельного транспорта в сверхрешетках со слабой туннельной связью». ЖЭТФ, 2004, том 126, Вып. 3(9).
- 5.47. В.М. Мельников. «Разработка технологии и конструкции раскрываемых центробежными силами солнечных батарей из аморфного кремния на основе тонкой полимерной пленки для спутников связи и дистанционного зондирования Земли». Проект МНТЦ № 2620, Годовой технический отчет № 1, 2004.
- 5.48. В.Ф. Семенов, В.Н. Акимов и др. «Проектно-конструкторское сравнение двигательного модуля на основе ионных и холловских типов электроракетных двигателей (ЭРД), выбор базового варианта», НТО № 4077, Центр Келдыша, 2004.
- 5.49. N.A. Brukhanov, S.O. Tverdokhlebov. «Evolution of Hall Electric Propulsion System Development for Flight to Mars». 49th IAC, Sept. 28-Oct. 2, Melbourne, Australia.
- 5.50. А.В. Семёнкин. «Физические основы работы двигателей с вынесенным анодным слоем». Журнал «Космонавтика и ракетостроение», № 1(34), ЦНИИМАШ, 2004.
- 5.51. J. Nakamura «Operations and Performances of a 5 cm – Diameter Ion Thruster by Using Inert Gases». AIAA, pp. 82 – 1924, 1982.
- 5.52. M.Y. Patterson, R.F. Roman, J.E. Foster. «Ion Engine Development for Interstellar Precursor Missions». AIAA Paper. 200-3811.
- 5.53. W.D. Ramsey. «12-cm Argon/Xenon Ion Source». Journal of Spacecraft and Rockets, V. 16, № 4, 1979.
- 5.54. J.E. Polk, J.R. Anderson, J.R. Brophy, et al. «An Overview of the Results from an 8200 Hour Wear Test of the NSTAR Ion Thrusters». AIAA. Paper, № 99-2446, June 1999.
- 5.55. Kitamura S., et al. «Results of a 35-ct Xenon Ion Truster Endurance Test». IEPC Paper 01-83.2001.
- 5.56. Patterson M.J., et al. «Next Generation 5/10 kW Ion Propulsion Development Status». IEPC Paper 01-089, 2001.
- 5.57. А.Т. Форпестер «Интенсивные ионные пучки». Мир, Москва, 1991.
- 5.58. M.J. Patterson. «Low-Isp Dorated Ion Thruster Operation», AIAA Paper № 92-3203, July, 1992.
- 5.59. V.A. Muravlev, A.A. Shagayda. «Numerical Modelling of Extraction Systems in Ion Thrusters». IEPC. Paper 99-162, Japan, Oct. 17-21, 1999.
- 5.60. D.M. Rayman. «The Successful Conclusion of the Deep Space 1 Mission : Important Results without a Flashy Title». IAC-02-Q.5.2.03. 53rd TAC. Oct. 2002.
- 5.61. M.J. Patterson, T.W. Haag. «Performance of the NASA 30-cm Ion Thruster». IEPC Paper, 1993-108.
- 5.62. J.E. Mazur «An Overview of the Space Radiation Environment». J. «Crosslink», Summer, 2003.
- 5.63. J. Visentine, W. Kinard, R. Pinkerton, et al. «MIR Solar Array Return Experiment». 37th. AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan. 11-14, 1999, Reno, NV.

Глава 6. Марсианский взлетно-посадочный комплекс

6.1. Назначение и состав взлетно-посадочного комплекса

Взлетно-посадочный комплекс (ВПК) является частью межпланетного экспедиционного комплекса (МЭК) и обеспечивает выполнение основной задачи экспедиции – доставку с околомарсианской орбиты на поверхность Марса экипажа, аппаратуры и оборудования для проведения исследований и последующее возвращение экипажа и результатов исследований на МЭК.

Предполагается, что к моменту первой пилотируемой экспедиции на Марс околомарсианская инфраструктура будет иметь в своем составе сеть связанных, навигационных и метеорологических спутников, а место посадки будет тщательно подобрано, разведано и оснащено оборудованием наведения. Возможно, что первая посадка человека на поверхность Марса будет сниматься с автоматического марсохода, находящегося в месте посадки, и транслироваться на МЭК и на Землю.

Для ВПК целевым оборудованием является взлетный модуль и жилой отсек. Посадочный модуль создается как разновидность ВПК и на его базе. Посадочный модуль предназначен для доставки на поверхность Марса пилотируемого и транспортного марсоходов, жилых и служебных модулей для Марсианской базы, энергоустановки и другого целевого оборудования.





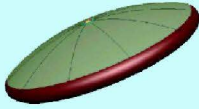
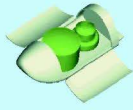
Бортовые системы ВПК и доставляемое оборудование должны обеспечивать жизнедеятельность и работу экипажа из двух – трех человек на поверхности Марса в течение от 7 до 60 суток (определяется наличием второго посадочного комплекса).

Наличие экипажа, совокупность выполняемых операций и решаемых задач определяют уровень потребной массы ВПК, его габариты, требования по формированию траекторий торможения в атмосфере Марса с ограничением на перегрузку. К ВПК предъявляются высокие требования по надежности, так как участки траектории посадки на планету и взлета с поверхности Марса являются весьма критичными по возможностям резервирования, скоротечности, разбросу параметров.

Концепция и проектный облик ВПК и Посадочного модуля (ПМ) в значительной мере определяются характеристиками транспортной космической системы, обеспечивающей выведение модулей экспедиционного комплекса на околоземную орбиту.

Для выведения ВПК на низкую околоземную орбиту используется РН грузоподъемностью 35–40 т. Выведение ВПК на околоземную орбиту может проводиться без головного обтекателя ракеты носителя. В качестве головного обтекателя выступает аэродинамический контейнер ВПК. Конфигурация и размеры аэродинамического контейнера ВПК определяются с одной стороны требованиями участка посадки в атмосфере Марса, а с другой стороны требованиями и возможностями РН.

Возможны различные варианты аэродинамической конфигурации и конструктивного исполнения ВПК, каждый из которых имеет определенные достоинства и недостатки.

Конфигурация ВПК		Особенности	
Сегментально-коническая		<ul style="list-style-type: none"> • минимальная масса • необходимы дополнительные операции по орбитальной сборке, разворачиванию и монтажу экрана; • усложнение конструкции; 	
Крылатая		<ul style="list-style-type: none"> • большая масса; 	
Несущая поверхность	Корпус с минимально несущей поверхностью		<ul style="list-style-type: none"> • увеличенное значение баллистического параметра, которое приводит к большим перегрузкам
	Корпус увеличенной несущей поверхностью («Камбала»)		<ul style="list-style-type: none"> • увеличенная масса;
	Корпус увеличенной несущей поверхностью («Диск»)		<ul style="list-style-type: none"> • увеличенная масса;
	Корпус с раскрываемыми створками		<ul style="list-style-type: none"> • необходимы дополнительные операции по орбитальному разворачиванию створок; • усложнение конструкции; • увеличение массы
Рис. 6.1 Варианты взлетно-посадочных комплексов			

На рис. 6.1 представлены варианты конфигурации ВПК, которые рассматриваются в России. Рассмотрены особенности ВПК, включая необходимые дополнительные операции по орбитальной сборке с монтажом шлюзового отсека (ШО) и головного отсека (ГО). На рис. 6.2 – 6.5 изображены варианты посадочного аппарата, которые изучаются в США.

Независимо от варианта конструктивной схемы, архитектура ВПК может включать следующие основные элементы:

- марсианский посадочный модуль (МПМ);
- взлетный модуль (ВМ);
- жилой модуль (ЖМ);
- шлюзовой отсек (ШО);
- целевое оборудование (ЦО);
- аэродинамический контейнер (АК).

Этап посадки на поверхность Марса является наиболее критичным с точки зрения обеспечения безопасности экипажа. Применение парашютно-реактивной системы торможения на заключительном участке спуска позволяет наиболее полно использовать тормозящие свойства разреженной атмосферы

планеты. Такая система торможения позволяет снизить затраты массы на систему мягкой посадки по сравнению с чисто реактивной системой мягкой посадки.

Однако, целый ряд технических сложностей, связанных с введением крупнобаритной многокупольной парашютной системы в сверхзвуковой поток, может существенно снизить показатель надежности парашютной системы и ВПК в целом.

Поэтому, несмотря на увеличение массы, представляется целесообразным отказаться от применения парашютной системы в пользу комбинации аэродинамического торможения и мягкой посадки с помощью жидкостных ракетных двигателей. Использование такой системы кроме того позволяет увеличить точность посадки, которая предполагается равной ± 100 м.

Базовой орбитой ожидания МЭК у Марса является круговая орбита высотой 400 км, поэтому спуск ВПК и ПК выполняется с этой орбиты.

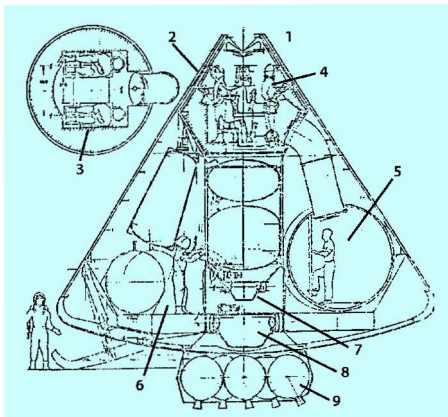


Рис. 6.2 Марсианский спускаемый аппарат сегментально-конической конфигурации (США):
1 – спускаемый на Марса аппарат; 2 – взлетная ступень;
3 – позиция при посадке и взлете; 4 – позиция на последнем этапе спуска; 5 – отсек; 6 – воздушный шлюз; 7 – двигатель взлетной ступени; 8 – тормозной двигатель; 9 – двигатель для схода с орбиты



Рис. 6.3 . Марсианский летательный аппарат (Biconic Mars Vehicle) биконической конфигурации (США, Rockwell International)

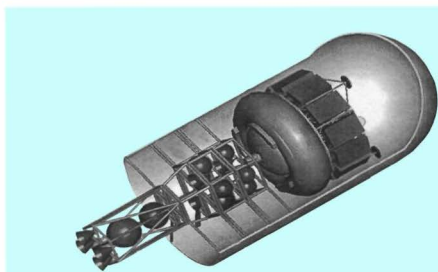


Рис. 6.4 Концептуальный вариант марсианского посадочного аппарата «санки» (США)

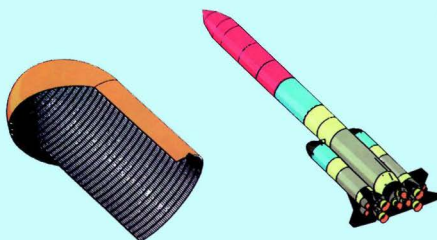


Рис. 6.5 Расположение марсианского посадочного аппарата «санки» на перспективной РН «Магнум» (США)

6.2 Аэротермобаллистическое формирование взлетно-посадочного комплекса

6.2.1 Краткая характеристика рассмотренных марсианских посадочных модулей различных геометрических конфигураций

Для проведения конкретных аэротермобаллистических исследований рассмотрены марсианские взлетно-посадочные (посадочные) комплексы – аэродинамические контейнеры (АК) всех известных в настоящее время геометрических конфигураций, допускающих увеличение наветренной поверхности с целью улучшения тормозных свойств аппарата при полете в разреженной атмосфере планеты.

По критерию внешнего геометрического облика взлетно-посадочные комплексы можно разделить на три основных класса:

- ВПК с развитым тормозным и несущим лобовым экраном (аппараты сегментально-конической конфигурации);
- ВПК крылатой конфигурации;
- ВПК в форме несущего корпуса.

Эти три основных класса ВПК характеризуются разными уровнями максимального располагаемого гиперзвукового аэродинамического качества. В то же время при балансировочных углах атаки, позволяющих реализовать достаточно высокие значения коэффициента аэродинамической силы сопротивления (больше 1,0), величины аэродинамического балансировочного качества этих трех классов аппаратов близки между собой.

Из числа взлетно-посадочных комплексов с развитым тормозным лобовым экраном рассмотрены несколько видов (рис. 6.6, 6.7, 6.8).

Взлетно-посадочные комплексы этого класса представляют собой модификации хорошо изученных и зарекомендовавших себя спускаемых аппаратов сегментально-конической конфигурации (спускаемые аппараты «Союз», «Зонд», «Аполлон», «Марс-3», «Марс-Пасфайндер», «Марс-Экспресс», «Марс-Сервейер»). Но для увеличения эффективности торможения в разреженной атмосфере Марса у посадочных комплексов тяжелого класса диаметр лобового экрана (имеющего конфигурацию сферического сегмента) должен превышать поперечные размеры расположенного за ним конического корпуса.

Рассмотрен один из ВПК крылатой конфигурации (рис. 6.9).

Рассмотрены несколько видов ВПК в форме несущего корпуса (рис. 6.10, 6.11, 6.12, 6.13).

Конфигурация взлетно-посадочного комплекса, представленная на рис. 6.13, является результатом трансформации внешнего контура отсека полезной нагрузки перспективной РН космической транспортной системы за счет раскрытия поверхностей, расположенных по бокам цилиндрического корпуса отсека.

Отсек полезной нагрузки РН включает в свой состав скругленный конус с полууглом раствора 20° и цилиндрический корпус диаметром 6,5 м. Общая длина отсека составляет 22 м, длина скругленного конуса равна 6,5 м, длина цилиндрического корпуса - 15,5 м. После раскрытия боковых поверхностей несущая поверхность ВПК состоит из трех поверхностей: нижней поверхнос-

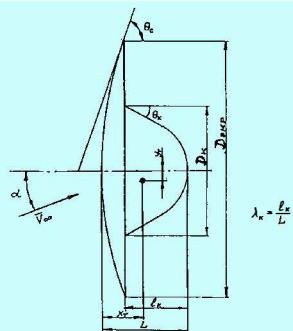


Рис. 6.6 Взлетно-посадочный комплекс сегментально-конической конфигурации малого удлинения и с большим диаметром лобового тормозного экрана

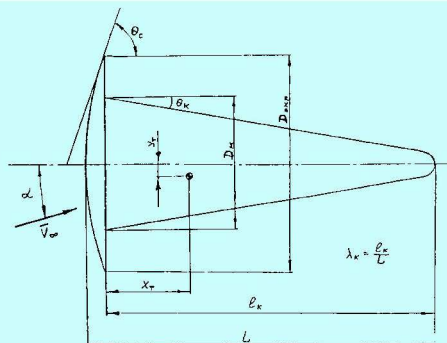


Рис. 6.7 Взлетно-посадочный комплекс сегментально-конической конфигурации большого удлинения и с большим диаметром лобового тормозного экрана

ти цилиндрического корпуса отсека и двух боковых поверхностей. Рассмотрены три варианта такого ВПК – «С», «D», и «E».

Наличие у ВПК дополнительных аэродинамических поверхностей позволяет существенно увеличить тормозную поверхность и, как следствие, уменьшить конечную скорость взлетно-посадочного комплекса.

6.2.2 Аэробаллистический анализ конфигураций с парашютами

Аэробаллистический анализ взлетно-посадочного комплекса любой геометрической конфигурации проведен в рамках решения одной и той же задачи снижения ВПК с орбиты спутника Марса, при одних и тех же исходных данных, ограничениях и программах управления в процессе торможения ВПК в атмосфере планеты.

В интересах проведения аэробаллистического и аэротермобаллистического анализа ВПК различных геометрических конфигураций принято допущение, что для выбранных перспективных районов посадок на поверхности Марса реализуются такие высотный и широтно-долготный профили траекторий снижения посадочного модуля, которые гарантированно исключают нахождение на трассе полета ВПК экстремальных высотных аномалий (типа горы Арсия или Олимп).

В качестве основного критерия успешности решения каждой задачи спуска рассматривается терминальный критерий требуемой скорости посадочного комплекса: необходимо достижение скорости менее 600 м/с на высоте ввода

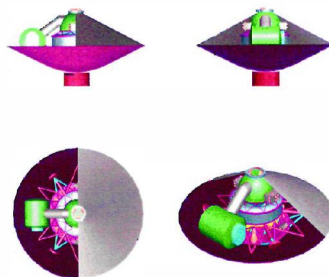


Рис. 6.8 Взлетно-посадочный комплекс сегментально-конической конфигурации малого удлинения

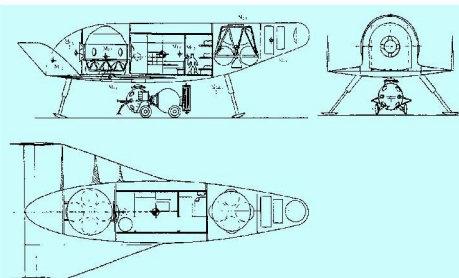


Рис. 6.9 Взлетно-посадочный комплекс крылатой конфигурации

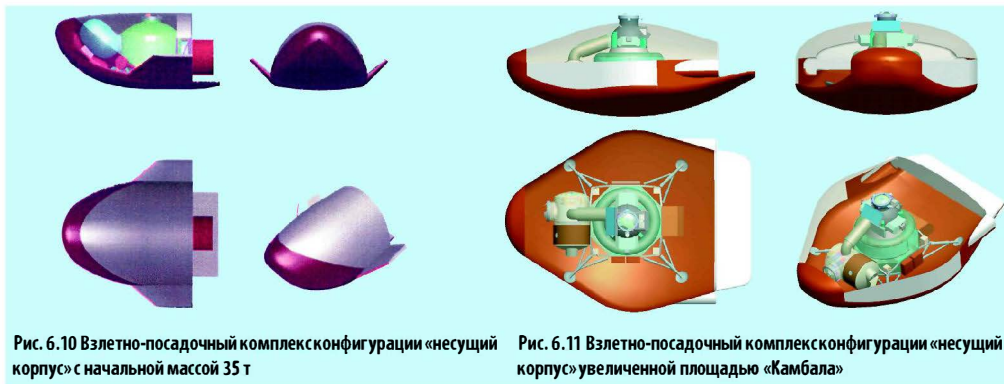


Рис. 6.10 Взлетно-посадочный комплекс конфигурации «несущий корпус» с начальной массой 35 т

Рис. 6.11 Взлетно-посадочный комплекс конфигурации «несущий корпус» увеличенной площадью «Камбала»

в действие системы мягкой посадки комплекса на поверхность планеты [6.1]. Принято, что высота ввода в действие системы мягкой посадки равна 4 км.

В состав базовых параметров, являющихся важнейшими при формировании геометрического и проектно-баллистического облика ВПК, входят: начальная масса (масса ВПК в момент включения тормозной двигательной установки (ТДУ) на орбите спутника Марса); тормозной импульс скорости, сообщаемый ВПК для реализации схода комплекса с околомарсианской орбиты; балансировочный угол атаки; максимальный диаметр лобового тормозного экрана (для ВПК сегментально-конической конфигурации).

К числу базовых параметров относится также неколичественный параметр – тип программы управления ВПК при полете в атмосфере планеты (рассматривается управление аппаратом по углу крена при фиксированном и постоянном значении балансировочного угла атаки).

Рассмотрены два типа программ управления ВПК по углу крена: программа управления с однократным «переключением» (изменение угла крена с начального значения 180° на значение 0°) и программа управления с постоянным значением угла крена 0° [6.2, 6.3]. Для первой программы управления в качестве момента изменения угла крена принимается такой момент времени на траектории полета ВПК, когда достигается заданное допустимое значение суммарной перегрузки. Поэтому при рассмотрении первой программы управления ВПК по углу крена в число важнейших базовых параметров включена также и допустимая суммарная перегрузка.

Исследованы два варианта посадочного комплекса сегментально-конической конфигурации, различающиеся формой и размерами

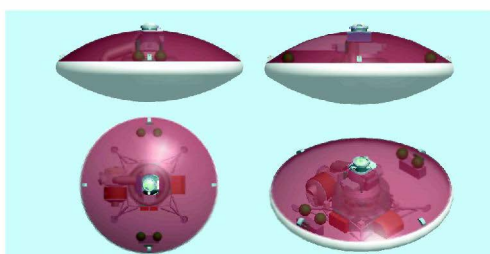


Рис. 6.12 Взлетно-посадочный комплекс конфигурации «несущий корпус» «Диск»

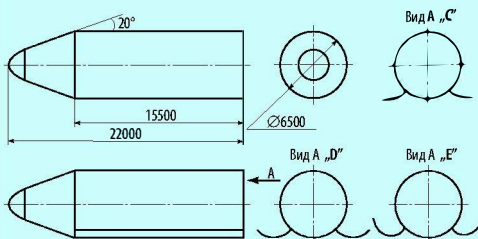


Рис. 6.13 Взлетно-посадочный комплекс конфигурации «несущий корпус» с дополнительными раскрываемыми поверхностями, варианты «С», «Д», «Е»

конического корпуса: первый вариант посадочного комплекса (рис. 6.6) характеризуется углом конического корпуса 20° , второй вариант комплекса (рис. 6.7) - углом 10° .

Для ВПК крылатой конфигурации рассмотрены балансирующие углы атаки $30^\circ, 35^\circ, 40^\circ, 45^\circ, 50^\circ$, причем углу атаки 30° соответствует наибольшее гиперзвуковое аэродинамическое качество 1,47, в то время как углу атаки 50° отвечает наибольший коэффициент аэродинамической силы сопротивления 0,57.

Для ВПК конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями, вариант С» рассмотрены балансирующие углы атаки $36^\circ, 40,5^\circ, 50^\circ, 54^\circ, 63^\circ$, причем углу атаки 36° соответствует наибольшее гиперзвуковое аэродинамическое качество 1,00, в то время как углу атаки 63° отвечает наибольший коэффициент аэродинамической силы сопротивления 1,60.

Анализ численных результатов для ВПК крылатой конфигурации показывает, что варианты с начальной массой более 50 т не обеспечивают выполнение основного требования по скорости 600 м/с. Основной полученный вывод заключается в целесообразности уменьшения начальной массы ВПК, что является компромиссом между требованием максимизации начальной массы и минимизации скорости.

Анализ численных результатов для двух вариантов ВПК сегментально-конической конфигурации (рис. 6.6, 6.7) показывает, что для значений начальной массы более 40 т не обеспечивается выполнение конечного требования по скорости 600 м/с (в диапазоне изменения диаметра экрана 7,0–10,0 м). Сравнительный анализ указанных вариантов ВПК демонстрирует баллистическое превосходство варианта ВПК с меньшим углом конического корпуса модуля (10°) и, соответственно, с большей суммарной длиной и с большим располагаемым объемом.

Анализ численных результатов для ВПК конфигурации «несущий корпус» (рис. 6.10) свидетельствует о невозможности выполнения условия по скорости 600 м/с при умеренных значениях суммарной перегрузки: наименьшее значение скорости составляет 612 м/с (при значении балансирующего угла атаки 50°). Минимальному значению скорости 540 м/с, достигаемой при полете ВПК на угле атаки 60° , отвечает «тяжелый» перегрузочный режим около 9, что является недопустимым при реализации спуска пилотируемого посадочного комплекса.

Анализ численных результатов для ВПК конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями, вариант «С» (рис. 6.13) показывает, что требование по скорости 600 м/с выполняется для большинства расчетных вариантов. При этом для вариантов ВПК с 30–40 т указанное требование выполняется во всем рассмотренном диапазоне балансирующих углов атаки ($36^\circ \dots 63^\circ$). Основной полученный вывод заключается в баллистической возможности реализации начальной массы комплекса в диапазоне 35–40 т, причем для варианта 35 т (при балансирующих углах атаки 54° – 63°) достигаются наименьшие значения конечной скорости 416–444 м/с.

Полученные результаты демонстрируют первоочередное значение коэффициента аэродинамической силы сопротивления, а не гиперзвукового аэродинамического качества для обеспечения меньших значений конечной скорости (при обязательном выполнении условия по скорости 600 м/с).

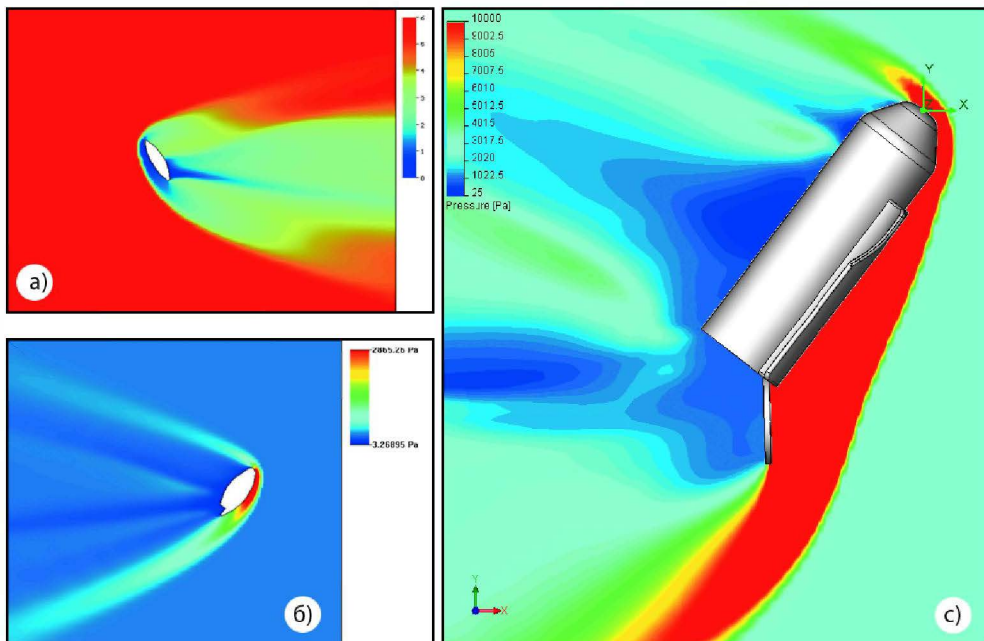


Рис. 6.14 Результаты компьютерного моделирования полёта ВПК дискообразной формы (а) и «Камбалы» (б) в атмосфере Марса, высота ~6 километров, $M=6$, $\alpha=60^\circ$; в) корпус с раскрываемыми створками $M=6$, $\alpha=52^\circ$

Целесообразно использовать такие углы атаки, которым соответствуют меньшие значения гиперзвукового аэродинамического качества.

На рис. 6.14 (а, б, в) представлены результаты расчетов обтекания ВПК с конфигурацией «Диск», «Камбала» и несущий корпус с раскрываемыми створками; для последнего варианта были выполнены газодинамические испытания на модели.

Итоговые результаты численных расчетов для ВПК рассмотренных геометрических конфигураций представлены в табл. 6.1. В приведенной таблице указаны следующие значимые параметры:

- баллистический параметр $p_x = G_n / (C_{xa} S_{хар})$, здесь G_n - начальная масса ВПК; C_{xa} - коэффициент аэродинамической силы сопротивления; $S_{хар}$ - характерная площадь, к которой отнесены аэродинамические коэффициенты;
- максимальная суммарная перегрузка $(n_\Sigma)_{max}$, действующая на ВПК в процессе торможения в атмосфере планеты;
- максимальная равновесная радиационная температура $(T_w^\circ)_{max}$ в точке растекания на наветренной поверхности ВПК; указанная температура рассчитывается с учетом только конвективного теплообмена (в случае соизмеримости конвективного и радиационного тепловых потоков вычисляемое значение температуры $(T_w^\circ)_{max}$ является заниженным);
- минимальная высота H_{min} «пролета» ВПК над поверхностью планеты (это характерно для случая формирования такого высотного профиля траектории полета комплекса, когда после участка первого торможения начинается участок полета ВПК с набором высоты, а затем - после до-

стижения максимальной высоты - начинается заключительный участок торможения);

- максимальная высота H_{max} (в случае, когда формируется высотный профиль траектории полета ВПК с двумя участками торможения);
- конечное значение скорости V_k посадочного комплекса (в момент достижения ВПК высоты $H_k = 4$ км, когда осуществляется ввод в действие парашютной системы мягкой посадки комплекса на поверхность планеты);
- конечное значение времени T_k , соответствующего моменту выполнения требования $H_k = 4$ км; время T_k исчисляется от момента достижения посадочным комплексом начальной высоты $H = 120$ км.

Табл. 6.1 Аэротермобаллистический анализ марсианских взлетно-посадочных комплексов различных геометрических конфигураций (использование парашютной системы мягкой посадки) ($H_{кр}=300$ км; $\Delta V_s=80$ м/с; $H_k=4$ км; $(\alpha_{б,нач})=50^\circ$; $(n_{г,дон})=2,0$; программа управления $\gamma: 180^\circ \rightarrow 0^\circ$) (для ВПК сегментально-конической конфигурации: $D_{эпр}=9,5$ м; $(\alpha_{б,нач})=15^\circ$)

Начальная масса $G_{кр}$, т	Параметр	Взлетно-посадочный комплекс			
		сегментально-конической конфигурации ($\theta_k=10^\circ$)	конфигурации «несущий корпус»		крылатой конфигурации
			Рис. 6.10	Рис. 6.13	
50,0	$P_{кр}$, кг/м ²	448,6	788,9	460,8	628,9
	$(n_{г,нач})_{max}$	3,533	3,451	3,543	3,489
	$(T_w^\circ)_{max}$, К	1076,3	1684,1	1428,1	1583,5
	H_{min} , км	–	23,88	30,17	27,61
	H_{max} , км	–	40,32	51,48	52,88
	$T_{кр}$, с	866	1191	1303	1373
	$V_{кр}$, м/с	719	746	578	678
40,0	$P_{кр}$, кг/м ²	358,9	631,2	368,7	503,1
	$(n_{г,нач})_{max}$	3,613	3,479	3,602	3,494
	$(T_w^\circ)_{max}$, К	1048,8	1639,7	1390,1	1543,5
	H_{min} , км	–	26,25	32,35	30,01
	H_{max} , км	–	42,81	53,70	55,18
	$T_{кр}$, с	859	1204	1308	1382
	$V_{кр}$, м/с	637	655	517	606
35,0	$P_{кр}$, кг/м ²	313,9	552,3	322,6	440,2
	$(n_{г,нач})_{max}$	3,616	3,468	3,596	3,583
	$(T_w^\circ)_{max}$, К	1033,6	1615,4	1370,1	1519,2
	H_{min} , км	–	27,69	33,53	31,20
	H_{max} , км	–	44,28	54,93	56,47
	$T_{кр}$, с	858	1210	1309	1385
	$V_{кр}$, м/с	590	614	479	559
30,0	$P_{кр}$, кг/м ²	269,1	473,4	276,5	377,3
	$(n_{г,нач})_{max}$	3,687	3,498	3,683	3,591
	$(T_w^\circ)_{max}$, К	1015,5	1587,7	1345,0	1491,7
	H_{min} , км	–	29,22	34,92	32,71
	H_{max} , км	–	45,89	56,41	57,95
	$T_{кр}$, с	854	1214	1311	1392
	$V_{кр}$, м/с	539	571	436	506

Анализ данных таблицы 6.1 показывает, что из рассмотренных трех классов посадочных комплексов, различающихся геометрическими обводами и пропорциями, наиболее предпочтительным для дальнейших исследований является ВПК конфигурации «несущий корпус с дополнительными повер-

хностями, вариант «С». Однако реализуемая этим посадочным комплексом минимальная скорость (в момент ввода в действие системы мягкой посадки) является достаточно большой – 480 м/с. Поэтому основным выводом проведенных исследований является то, что использование парашютной системы мягкой посадки ВПК большой массы на поверхность планеты при современном уровне развития ракетно-космической техники является проблематичным.

6.2.3 Аэротермобаллистический анализ конфигураций ВПК с реактивной системой посадки

Обеспечение минимальной конечной скорости марсианского взлетно-посадочного комплекса на заданной высоте является важнейшим необходимым условием минимизации массы как парашютной, так и реактивной системы мягкой посадки [6.1, 6.2].

С учетом анализа имеющихся на сегодняшний день информационных материалов, а также с учетом опыта многолетней работы ведущих авиационно-космических организаций России (ЛИИ им. Громова, НИЦ им. Бабакина и др.) по разработке и эксплуатации парашютных и парашютно-реактивных систем мягкой посадки летательных аппаратов принято решение о предпочтительности использования реактивной системы мягкой посадки (РСМП). В качестве базовой номинальной высоты включения реактивной системы мягкой посадки комплекса принята высота 2 км.

В качестве целесообразного варианта ВПК, обеспечивающего достижение наименьшей скорости, рекомендован ВПК конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями», варианты «С», «D» и «E» (рис. 6.13).

С целью минимизации суммарной массы реактивной системы мягкой посадки комплекса рассмотрена проектно-баллистическая задача поиска путей максимального уменьшения конечной скорости ВПК. Для обеспечения максимального торможения ВПК в атмосфере выбран высотный профиль траектории полета комплекса, в котором после участка первого торможения начинается участок полета ВПК с набором высоты, а затем - после достижения максимальной высоты – осуществляется заключительный участок торможения комплекса.

Программа управления ВПК по углу атаки на основном участке торможения комплекса в атмосфере формируется следующим образом. В момент входа в атмосферу ВПК балансируется на угле атаки 50°, что необходимо для обеспечения минимальных температур на наветренной поверхности корпуса.

После участка высотного подъема ВПК и достижения модулем максимальной высоты («горки») начинается основной участок торможения ВПК. В момент достижения «горки» осуществляется увеличение угла атаки до значения 60°; на нижнем атмосферном участке торможения ВПК (после достижения высоты 20 км) осуществляется последовательное трехкратное изменение угла атаки: 70°, 80° и 90°. Следует особенно подчеркнуть, что при полете ВПК на больших углах атаки (больше 60°) реализуются достаточно большие значения коэффициента аэродинамической силы сопротивления, что является выгодным для обеспечения лучшего торможения посадочного комплекса в атмосфере.

Важнейшее значение имеет также программа управления ВПК по углу крена. При движении комплекса вблизи верхней границы коридора входа (на начальном участке торможения) оптимальной [6.2, 6.3] является программа 180° с последующим изменением угла крена на минимальное значение 0° . Принято, что изменение угла крена со значения 180° на значение 0° осуществляется в момент достижения посадочным комплексом допустимой суммарной перегрузки.

При движении ВПК вблизи нижней границы коридора входа оптимальной является программа постоянного угла крена 0° . Вариант движения ВПК вблизи верхней границы коридора входа осуществляется с наименьшими значениями тормозного импульса скорости при сходе с околомарсианской орбиты, поэтому выбор программы управления ВПК по углу крена связан с обоснованием выбора тормозного импульса скорости.

Анализ полученных результатов показывает, что для высоты 400 км круговой околомарсианской орбиты минимальное значение тормозного импульса скорости составляет величину 80 м/с (при использовании программы управления ВПК по постоянному углу крена 0°). В этом случае на высоте 2 км обеспечиваются: минимальная конечная скорость 270 м/с и минимальная суммарная перегрузка 1,6.

Основными исходными данными, используемыми при проведении аэротермобаллистического анализа ВПК с использованием реактивной системы мягкой посадки, являются: суммарная максимальная тяга P_Σ и удельная тяга I_{y0} тормозной двигательной установки. При проведении численных расчетов приняты следующие значения параметров: $P_\Sigma = 32000$ кг; $I_{y0} = 320$ с.

Характерной особенностью баллистического решения задачи точной посадки ВПК является нахождение такой высоты включения тормозной двигательной установки, чтобы на заданной конечной высоте обеспечивалось полное гашение скорости посадочного комплекса.

Проведено сравнение различных высотных программ изменения угла атаки посадочного комплекса на основном участке торможения (на участке полета ВПК после достижения максимальной высоты). Рассмотрены три высотные программы изменения угла атаки $60^\circ \rightarrow 90^\circ$: 1) 18–14 км; 2) 14–10 км; 3) 10–6 км. Анализ полученных численных результатов показывает, что с точки зрения минимизации массовых затрат перевод ВПК на большие углы атаки целесообразно осуществлять на меньших высотах (при условии, если это не противоречит физическим ограничениям по включению ТДУ на высотах, меньших 8 км).

Проведен сравнительный аэротермобаллистический анализ ВПК сегментально-конической конфигурации с большим (диаметром 9,5 м) лобовым тормозным экраном (рис. 6.6) и ВПК конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями, вариант «D» (рис. 6.13).

В качестве объективного критерия сравнения ВПК указанных геометрических конфигураций принят критерий суммарных массовых затрат при обеспечении (с использованием реактивной системы посадки) посадки ВПК на поверхность планеты. Указанный критерий учитывает: затраты топлива на сход ВПК с орбиты, массовые затраты на теплозащиту наветренной поверхности комплекса при его торможении в атмосфере, затраты топлива при торможе-

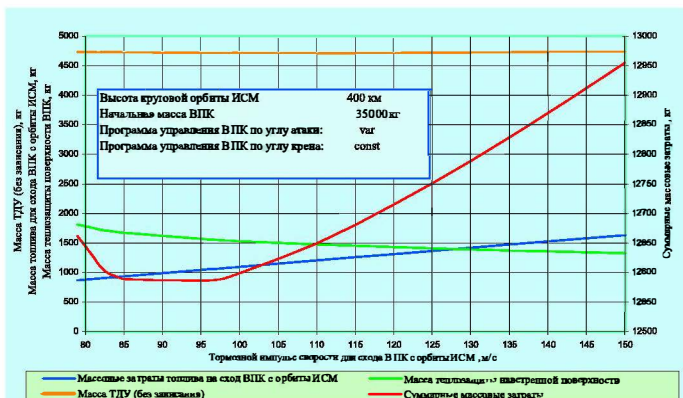


Рис. 6.15 Массовые затраты ВПК конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями», вариант «С»

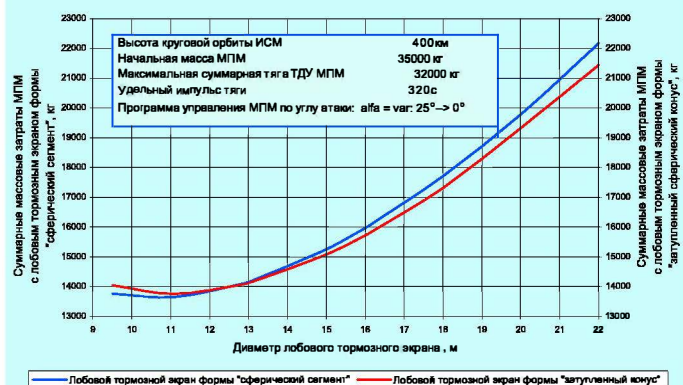


Рис. 6.16 Массовые затраты ВПК сегментально-конической конфигурации с лобовым тормозным экраном двух геометрических форм

(экран рассмотрен в двух вариантах: экран формы «сферический сегмент» и экран формы «затупленный сферический конус»), с тормозным импульсом скорости $\Delta V_s = 95$ м/с, позволяет сделать вывод о нецелесообразности использования ВПК сегментально-конической конфигурации с лобовым тормозным экраном в диапазоне диаметров, превышающих 12,5 м (рис. 6.16).

Главный результат проведенного сравнительного анализа двух вариантов ВПК заключается в предпочтительности использования посадочного комплекса конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями», вариант «Д».

6.2.4 Обоснование аэродинамического балансировочного щитка для ВПК

Исходя из физических и баллистических соображений, в момент включения тормозной двигательной установки необходимо, чтобы вектор скорости ВПК был направлен вертикально вниз. Это означает, что в момент включения ТДУ балансировочный угол атаки посадочного комплекса должен быть равен 90° . Для реализации этого условия необходимо осуществить плавное увеличение балансировочного угла атаки ВПК на участке полета после достижения

нии ВПК с помощью ТДУ, массовые затраты на конструкцию наветренной поверхности посадочного комплекса.

Аэротермобаллистический анализ ВПК конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями», вариант «Д» при различных значениях тормозного импульса скорости для схода ВПК с околомарсианской орбиты показывает, что минимум суммарных массовых затрат ($\approx 12,7$ т) находится в области малых тормозных импульсов 85–96 м/с (рис. 6.15).

Аэротермобаллистический анализ ВПК сегментально-конической конфигурации с большим (диаметром более 9,5 м) лобовым тормозным экраном

посадочным комплексом максимальной высоты («горки»).

Одним из технических вариантов изменения в процессе полета ВПК в атмосфере балансировочного угла атаки является аэродинамический орган управления, расположенный в кормовой части аэродинамического контейнера комплекса, так называемый

аэродинамический балансировочный щиток. Принято, что технически целесообразной и реализуемой является прямоугольная (в плане) конфигурация аэродинамического балансировочного щитка ВПК конфигурации «несущий корпус», наилучшим вариантом является максимально нижнее расположение щитка от продольной оси посадочного комплекса.

Моментные характеристики ВПК рассматриваемой конфигурации (без аэродинамического балансировочного щитка) получены для диапазона изменения угла атаки 0° – 180° ; для диапазона изменения относительной продольной центровки $0,58$ – $0,63$; для диапазона изменения относительной поперечной центровки $(-0,05)$ – $(-0,001)$.

Из анализа моментных характеристик ВПК следует, что реализуемым диапазоном относительной продольной центровки является диапазон $0,6175$ – $0,6225$. Для дальнейших исследований приняты следующие значения относительных центровок посадочного комплекса: $x_m = 0,62$, $y_m = -0,05$.

Исходя из выполнения классических необходимых условий аэродинамической продольной статической устойчивости $m_{z_m} = 0$ и $m_{z_m}^\alpha < 0$, сформирована программа управления аэродинамического балансировочного щитка ВПК.

На рис. 6.17 представлены моментные характеристики ВПК рассматриваемой конфигурации при использовании сформированного аэродинамического балансировочного щитка (для принятых значений относительных центровок $x_m = 0,62$, $y_m = -0,05$). Из анализа рис. 6.17 следует, что продольная статическая устойчивость посадочного комплекса обеспечивается для каждого из пяти рассмотренных балансировочных углов атаки: 50° , 60° , 70° , 80° , 90° .

Проведенное аэробаллистическое формирование аэродинамического балансировочного щитка позволяет как определить реализуемые геометрические параметры щитка, так и сформировать программу управления щитком в процессе полета ВПК. Таким образом, управление посадочным комплексом по углу атаки (с целью обеспечения углового разворота ВПК для достижения требуемого значения угла атаки 90° в момент включения ТДУ) является аэробаллистически реализуемым.

Вместе с тем необходимо подчеркнуть, что для практической реализации программы управления аэродинамического балансировочного щитка требу-

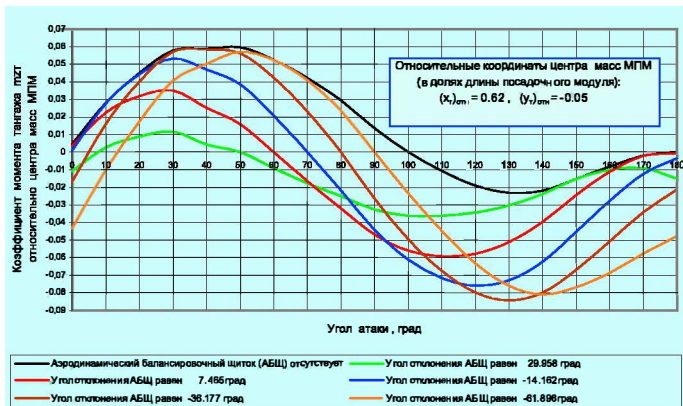


Рис. 6.17 Моментные характеристики ВПК конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями», вариант «Д»

ется проектное изменение кормовой части ВПК. Во-первых, следует изменить нижнюю половину кормовой части ВПК, сделав ее «трапецевидной» при раз- мере корневой стороны «трапеции» 7,0 м. Во-вторых, необходимо уменьшить длину раскрываемых боковых поверхностей аэродинамического контейнера с целью исключения затенения обтекания аэродинамического балансировоч- ного щитка этими поверхностями. При этом для сохранения неизменной пло- щади боковых раскрываемых поверхностей ВПК следует увеличить попереч- ные размеры раскрываемых боковых поверхностей (что целесообразно для сохранения прежней эффективности торможения посадочного комплекса в разреженной атмосфере Марса).

6.2.5. Учет требования об обеспечении дозвуковой скорости полета ВПК в момент включения тормозной двигательной установки

Проведенный аэротермобаллистический анализ задачи безопасной посад- ки комплекса на поверхность планеты показывает, что в момент включения тормозной двигательной установки скорость ВПК является сверхзвуковой. В частности, для ВПК конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями, вариант D» скорость полета комплекса составляет 262 м/с (в момент включения тормозной двигательной установки на высоте 3,27 км).

Анализ полученных результатов привел к необходимости рассмотрения дополнительного требования, которому должно удовлетворять любое реше- ние задачи безопасной посадки ВПК на поверхность планеты: в момент вклю- чения тормозной двигательной установки (ТДУ) скорость полета посадочного модуля должна быть дозвуковой, т.е. меньшей, чем скорость звука на высоте включения ТДУ. Аэробаллистически это означает, что в момент включения ТДУ число Маха должно быть меньше единицы.

С целью удовлетворения указанного требования разработан специальный алгоритм формирования программы управления ВПК по углу атаки, учиты- вающий динамику углового разворота комплекса и позволяющий установить функциональную зависимость между заданным изменением угла атаки и тре- буемым временным интервалом. При использовании разработанного алго- ритма управления ВПК по углу атаки решается задача нахождения оптималь- ной высоты начала пространственного углового разворота комплекса с целью достижения минимума суммарных массовых затрат. В процессе решения ука- занной задачи контролируется выполнение временного условия: момент за- вершения углового разворота ВПК (момент «достижения» модулем угла ата- ки 90°) должен предшествовать моменту включения тормозной двигательной установки.

В состав критерия суммарных массовых затрат включены также массовые затраты топлива на осуществление требуемых пространственных угловых раз- воров ВПК на всех участках полета, в том числе на атмосферном участке.

В качестве начального значения угла атаки посадочного комплекса прини- мается такое значение угла атаки, которому соответствует максимальное зна- чение коэффициента аэродинамической подъемной силы. Для ВПК конфи- гурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями», вариант «D» (рис. 6.13) начальным значением угла атаки является 52,35°. Поиск решения осуществлен в диапазоне изменения высоты 3,0 – 20,0 км.

Анализ полученных результатов показывает, что для ВПК конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями», вариант «Д» требование является невыполнимым: в момент включения ТДУ на высоте 2,93 км число Маха равно 1,190 (высота начала углового разворота комплекса 7,0 км, величина суммарных массовых затрат (без зависания ВПК над точкой посадки) составляет 8,62 т).

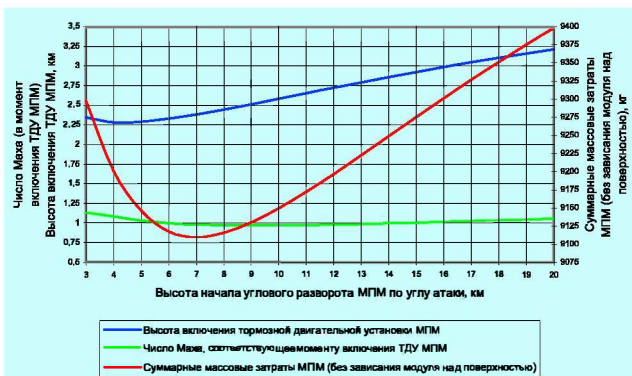


Рис. 6.18 Зависимости суммарных массовых затрат, высоты включения ТДУ и числа Маха в момент включения ТДУ от высоты начала углового разворота МПМ по углу атаки для МПМ конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями», вариант «Е»

Табл. 6.2 ВПК конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями», вариант «Е».

Аэротермобаллистический анализ выполнения требования обеспечения дозвуковой скорости полета ВПК в момент включения ТДУ (использование реактивной системы мягкой посадки) ($H_{кр}=400$ км; $\Delta V_s=80$ м/с; $H_{кон}=0$ км; $V_{кон}=0$ м/с; $(\alpha)_{нач}=52,9^\circ$; $(\pi)_{доп}=-0,001$) (программа управления $\alpha: 52,9^\circ \rightarrow 90^\circ$; программа управления $\gamma: 180^\circ \rightarrow 0^\circ$)

Высота начала углового разворота по углу атаки, км	Параметры в момент включения тормозной двигательной установки			Максимальная перегрузка на траектории полета	Длительность работы тормозной двигательной установки, с	Затраты топлива на работу тормозной двигательной установки, кг	Суммарные массовые затраты (без зависания над поверхностью), кг	Суммарные массовые затраты (с зависанием над поверхностью), кг
	Высота, км	Скорость, м/с	Число Маха					
3,0	2,347	271,3	1,135	1,190	31,895	4244,7	9297,6	10917,6
4,0	2,282	259,6	1,086	1,548	31,000	4148,0	9200,9	10820,9
5,0	2,292	246,9	1,033	1,546	30,500	4093,9	9146,9	10766,9
6,0	2,330	239,1	1,000	1,559	30,227	4064,6	9117,5	10737,5
7,0	2,384	234,7	0,982	1,561	30,158	4057,0	9109,9	10729,9
8,0	2,446	232,6	0,974	1,551	30,212	4062,9	9115,9	10735,9
9,0	2,514	231,9	0,971	1,561	30,345	4077,3	9130,2	10750,2
10,0	2,583	232,3	0,972	1,561	30,526	4096,8	9149,8	10769,8
11,0	2,653	233,2	0,976	1,556	30,736	4119,5	9172,4	10792,4
12,0	2,723	234,6	0,982	1,610	30,963	4144,0	9196,9	10816,9
13,0	2,792	236,4	0,989	1,630	31,203	4169,9	9222,8	10842,8
14,0	2,859	238,4	0,998	1,650	31,446	4196,2	9249,1	10869,1
15,0	2,924	240,6	1,007	1,670	31,689	4222,5	9275,4	10895,4
16,0	2,987	242,9	1,017	1,691	31,930	4248,5	9301,4	10921,4
17,0	3,048	245,2	1,027	1,712	32,167	4273,9	9326,9	10946,9
18,0	3,105	247,7	1,037	1,733	32,395	4298,6	9351,6	10971,6
19,0	3,160	250,1	1,047	1,752	32,616	4322,5	9375,4	10995,4
20,0	3,212	252,5	1,057	1,773	32,829	4345,5	9398,5	11018,5

Известно много способов повышения эффективности торможения спускаемого аппарата в атмосфере. В целях обеспечения преемственности в расчетах выбран способ увеличения площади наветренной поверхности ВПК за счет максимального увеличения размеров боковых раскрываемых аэродинамических поверхностей: вариант «Е» (рис. 6.13).

Для этого варианта ВПК начальное значение угла атаки составляет 52.9° (этому значению угла атаки соответствует максимальное значение коэффициента аэродинамической подъемной силы).

Результаты решения задачи нахождения оптимальной (по критерию суммарных массовых затрат) высоты начала пространственного углового разворота ВПК варианта «Е» приводятся в табл. 6.2, поиск решения осуществлен в диапазоне изменения высоты 3,0–20,0 км.

Результаты решения задачи нахождения оптимальной высоты начала углового разворота ВПК по углу атаки представлены на рис. 6.18.

Анализ полученных результатов показывает, что при использовании ВПК конфигурации «несущий корпус с дополнительными поверхностями», вариант «Е» (рис. 6.13) требование об обеспечении дозвуковой скорости полета посадочного комплекса в момент включения ТДУ является выполнимым: в момент включения ТДУ на высоте 2,38 км число Маха составляет величину 0,982 (высота начала углового разворота модуля равна 7,0 км, величина суммарных массовых затрат составляет 9,1 т).

6.2.6 Теплообмен и теплозащита марсианского ВПК конфигурации «несущий корпус»

К настоящему времени накоплен определенный опыт по вопросам теплообмена и теплозащиты аппаратов, спускаемых в атмосфере Марса. Все беспилотные российские и американские космические аппараты, исследовавшие за последние 25 лет Марс, входили в атмосферу планеты с гиперболическими скоростями порядка 5–7.5 км/с.

В отличие от используемых беспилотных марсианских аппаратов ВПК осуществляет спуск с орбиты спутника Марса и совершает управляемый полет в атмосфере, причем вход комплекса в атмосферу планеты происходит со скоростью, намного меньшей гиперболической скорости. Это вносит существенные особенности в процессы теплопередачи при торможении ВПК в атмосфере Марса.

Основная особенность состоит в том, что на значительной части поверхности ВПК меняется механизм передачи энергии в ее оболочку. Если на беспилотных космических аппаратах, осуществляющих прямой спуск, основным является конвективный нагрев, то на посадочном комплексе радиационный нагрев соизмерим с конвективным нагревом и даже может быть доминирующим. При скоростях полета комплекса 1–3 км/с конвективные потоки существенно снижаются, а в ударном слое резко возрастает концентрация сильно излучающего непродиссоциированного CO_2 ($T \sim 1000 \dots 30000$ К).

Конвективный теплообмен на изделиях ракетной техники достаточно изучен в классической газодинамике как теоретически, так и при моделировании на тепловых аэродинамических установках. Механизм радиационного теплообмена физически более сложен и менее изучен. Проблема усложняется труд-

ностями моделирования, особенно воспроизведения натуральных величин и натурального спектра радиационных потоков в лабораторных условиях. Для этого нужно воспроизводить натурные размеры излучающих газовых объемов.

Существенной проблемой, снижающей надежность расчетов теплообмена и теплозащиты, является тот факт, что атмосфера Марса изучена с гораздо худшей точностью, чем земная. Для того чтобы получить надежные данные по тепловым нагрузкам, действующим на ВПК, необходимы тщательные исследования влияния неопределенностей в атмосфере Марса на характеристики теплообмена.

Одним из важнейших факторов воздействия внешней среды на ВПК является наличие аэрозолей в атмосфере Марса: кристаллы льда и твердые частицы грунта, поднимаемые в атмосферу на большую высоту, особенно в период знаменитых марсианских пылевых бурь. Наличие твердых или жидких частиц в высокотемпературном потоке может приводить к значительной интенсификации конвективного теплообмена при довольно низкой концентрации частиц в набегающем потоке. Наличие частиц в газовом потоке приводит также и к увеличению радиационных потоков, при этом расчет радиационных потоков резко усложняется из-за необходимости учитывать рассеяние излучения на частицах.

В настоящее время достоверные данные по содержанию частиц в атмосфере Марса отсутствуют. Имеющиеся данные крайне противоречивы. Проведенные оценки показывают, что в зависимости от используемой модели по пылевой обстановке тепловой поток за счет запыленности может изменяться почти на порядок. Несомненно, что наличие аэрозолей в атмосфере Марса может увеличить тепловые потоки к поверхности ВПК в несколько раз. Поэтому одной из первоочередных задач является разработка надежной аэрозольной модели атмосферы Марса.

Для ВПК рассматриваемой конфигурации толщина ударного слоя (по сравнению с малоразмерными беспилотными аппаратами) возрастает более чем на порядок. Для определения размеров излучающих объемов необходимо точно знать форму и положение ударной волны, для чего нужен полный трудоемкий и громоздкий расчет обтекания аппарата. Для теплового расчета МПМ необходимо также существенное усовершенствование методического и программного обеспечения, прежде всего, для учета радиационных тепловых потоков от ударного слоя.

Тепловая защита ВПК может быть осуществлена как аблирующими теплозащитными материалами, так и материалами, работающими в режиме радиационного охлаждения и тепловой изоляции без теплового разрушения. Все спускавшиеся на Марс как российские, так и американские космические аппараты защищались аблирующими материалами. При такой схеме защиты толщина теплозащитной оболочки складывается из толщины унесенного слоя и теплоизоляционного подслоя, необходимого для поддержания на силовой оболочке аппарата температуры, не превышающей допустимую.

Критерием качества аблирующего теплозащитного материала является эффективная энтальпия H_{eff} . Она представляет количество энергии, поглощаемой единицей массы материала при разрушении. Разрушающийся материал должен обладать как можно большей энтальпией (для заданной температу-

ры разрушения $T_{разр}$), как можно меньшей температурой $T_{разр}$ и молекулярной массой газообразных продуктов уноса массы (для аппаратов, спускаемых в атмосфере Марса, температура разрушения $T_{разр} \approx 1000$ К). Оптимальная эффективная энтальпия на траектории торможения беспилотного аппарата, как правило, заключена в интервале $H_{eff} = 1000...2500$ ккал/кг. Требованиям $T_{разр} = 1000$ К и $H_{eff} \approx 2000$ ккал/кг отвечает класс российских низкотемпературных материалов типа ТГП на основе сульфохлорированного полиэтилена и различных технологических добавок.

Проведенный предварительный анализ теплообмена и теплозащиты МПМ показывает, что посадочный комплекс рассматриваемой конфигурации целесообразно защищать с помощью радиационно-теплоизоляционной системы. Характерными компонентами этой системы являются: внешний экран, теплоизоляционный слой и силовая оболочка.

Лучшими компонентами радиационно-теплоизоляционной системы являются материалы типа ТЗМК на основе супертонких кварцевых волокон (в виде плиток с противоокислительным покрытием).

Результаты многочисленных исследований запыленности атмосферы Марса, проведенных в различных странах, достаточно противоречивы. Это касается трех основных параметров: максимальной высоты подъема пылевых облаков над поверхностью планеты (диапазон указанной высоты составляет 10...30 км); концентрации пыли; диаметра частицы пыли. Для расчета эрозионного разрушения необходима эффективная эрозионная энтальпия материала, которая определяется экспериментально при моделировании натуральных значений скорости соударения, размеров, концентрации частиц, угла встречи с поверхностью и т.п.

Необходимо отметить, что для ВПК конфигурации «несущий корпус» и для ВПК крылатой конфигурации особого внимания требует тепловая защита острых кромок несущих поверхностей. В этих локальных зонах применение теплозащиты типа ТЗМК затруднительно. Следует отметить, что на орбитальном корабле «Буран» для защиты острых кромок использовались графитографитовые материалы, которые одновременно являлись и теплозащитой, и силовой оболочкой конструкции. За рубежом (Франция, Япония, ESA) широко исследуются различные модификации материала типа карбида кремния.

Анализ особенностей теплообмена ВПК (относительно низкая конвекция и соизмеримая с ней радиация) позволяет ставить вопрос об отказе от использования теплозащитных материалов в качестве внешней оболочки аэродинамического контейнера посадочного комплекса. При этом в качестве силовой оболочки аэродинамического контейнера ВПК можно использовать жаропрочные материалы (материалы типа стали, титана и др.), а допустимый тепловой режим внутри аэродинамического контейнера и посадочного комплекса обеспечивать теплоизоляционным подслоем. Несмотря на имеющиеся отрицательные факторы, этот вариант обеспечения допустимого температурного режима ВПК может оказаться вполне работоспособным для траекторий управляемого спуска (при ненулевом аэродинамическом качестве).

Сравнительный анализ возможных теплозащитных материалов для тепловой защиты ВПК и обоснованный выбор системы тепловой защиты посадочного комплекса в целом нуждается в экспериментальном подтверждении при

моделировании натуральных условий торможения ВПК в разреженной атмосфере планеты.

6.3. Посадочный модуль (ПМ)

Посадочный модуль (рис. 6.19) предназначен для доставки на поверхность Марса полезной нагрузки, обеспечивает управление движением во время торможения в атмосфере и посадки.

Корпус ПМ геометрически представляет собой восьмиугольную призму, вписанную в окружность диаметром 5500 мм, высотой 1200 мм.

Силовой каркас корпуса ПМ состоит из панелей и стержней. Эта конструкция используется для крепления посадочных опор, оборудования систем ПМ, а также целевой нагрузки (ВМ, ЖО, целевое оборудование). К панелям корпуса приварены трубопроводы жидкостного контура термостатирования.

На внешних боковых поверхностях установлены: посадочные опоры, двигатели ориентации, двигатели прижатия, антенны, телевизионные камеры, панели СБ, панели СТР, фары, навигационные огни, поручни, кронштейны крепления целевой нагрузки, а также блоки системы управления спуском и посадкой.

Двигатели ориентации размещаются на стержнях силового каркаса в зоне крепления посадочных опор. Двигатели ориентации установлены четырьмя группами по 4 штуки по каналу тангажа – крена и четырьмя группами по 2 штуки по каналу рыскания.

Общая конструктивная площадь панелей солнечной батареи ПМ около 50 м².

Внутри ПМ размещаются: посадочные двигатели, баки с топливом, шарбаллоны со сжатым азотом, теплообменник системы наземного термостатирования, аккумуляторы, приборы систем ПМ.

Посадочные двигатели установлены в карданных подвесах на рамах, закрепленных на силовом каркасе ПМ. Качание камер посадочных двигателей осуществляется рулевыми приводами. Выступающие за донную панель наружу сопла КД окружены термостатируемыми кожухами.

Посадочный модуль является универсальным для ВПК и ПМ, его конструкция и компоновка не зависят от формы аэродинамического контейнера.

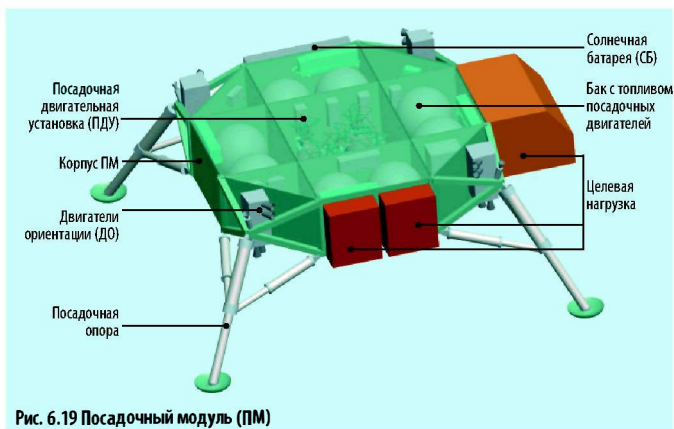


Рис. 6.19 Посадочный модуль (ПМ)

6.4. Взлетный модуль (ВМ)

Взлетный модуль (рис. 6.20) размещается на марсианском ПМ (МПМ) и предназначен для: обеспечения возможности старта с МПМ в любой момент, доставки взлетного корабля (ВК) с космонавтами и полезным грузом (образцы

грунта, результаты научных исследований, фото-киноматериалы и т.п.) с поверхности Марса к МЭК, находящегося на низкой околомарсианской орбите.

Максимальный диаметр ВМ равен 5000 мм, высота 4800 мм.

В состав ВМ входят взлетная кабина (ВК) и разгонный блок (РБ).

Разгонный блок построен на основе полтораступенчатой ракеты с жидкостной маршевой двигательной установкой и со сбрасываемым топливным отсеком первой ступени.

В состав РБ входят: торový топливный сбрасываемый бак, 4 двигателя, 4 сферических топливных бака, шар-баллоны со сжатым азотом, оборудование системы разделения.

Двигатели установлены в карданных подвесах на рамах, закрепленных на силовом каркасе РБ. Качание камер двигателей осуществляется рулевыми приводами. Двигательная установка

построена на принципах резервирования (отказ одного двигателя даже на старте не приводит к срыву программы полета за счет избыточности тяги единичного двигателя) и предназначена для создания необходимого уровня тяги и управляющих моментов в соответствии с программой полета на участке выведения.

На этапе выведения после выработки топлива из торового сбрасываемого бака осуществляется его сброс.

После выведения ВК на орбиту ожидания МЭК, осуществляется отделение РБ от ВК.

В состав маршевой двигательной установки (МДУ) ВМ входят четыре единичных двигателя, выполненных по схеме с дожиганием генераторного газа и обеспечивающих создание тяги на режимах:

- *промежуточная ступень тяги (ПСТ) $\geq 20\%$ от номинального давления в камере сгорания;*
- *главная ступень тяги (ГСТ) – номинальное давление в камере сгорания.*

В штатной ситуации четыре двигателя МДУ одновременно запускаются в дроссельном режиме, обеспечивая первый режим ПСТ. После выработки топлива первой ступени и сброса топливного отсека два двигателя выключаются, а оставшиеся два двигателя переводятся на работу во втором режиме ПСТ с оптимальным уровнем тяги для данного режима. В случае отказа одного из маршевых двигателей ВМ на старте (наиболее тяжелая нештатная ситуация) аварийный и противоположный ему двигатели выключаются, а оставшиеся два двигателя переводятся на работу в режиме ГСТ. После выработки топлива первой ступени и сброса топливного отсека двигатели переводятся на работу в режиме ПСТ с оптимальным уровнем тяги для данного режима.

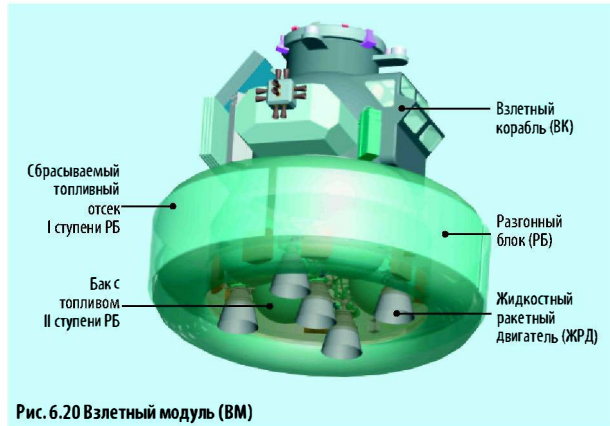


Рис. 6.20 Взлетный модуль (ВМ)

В качестве основных компонентов ракетного топлива ВМ рассматривались: высококипящая топливная пара АТ+НДМГ и криогенная топливная пара O_2+CH_4 .

При выведении на заданные орбиты ожидания МЭК (высота $H_{кр}=300$ км или $H_{кр}=400$ км, наклонение $i=30^\circ$) рассматривались две возможные схемы выведения:

- *схема полета с непрерывно работающими двигателями от точки старта до точки выведения на орбите ожидания (прямое выведение);*
- *эллиптическая схема выведения, при которой ВК выводится на переходную эллиптическую орбиту с высотой апоцентра, равной высоте круговой орбиты ожидания. В апоцентре переходной орбиты ВК доразгоняется до необходимой скорости и выходит на орбиту ожидания. Доразгон ВК осуществляется с помощью собственной ДУ ориентации сближения и стыковки ВК с МЭК. Определялись оптимальные характеристики двигателей, входящих в состав МДУ, оптимальное распределение топлива и оптимальные значения начальной тяговооруженности по ступеням, которые обеспечивают минимальное значение стартовой массы ВМ на оптимальной траектории выведения.*

В табл. 6.3 приведены оценки стартовой массы ВМ на компонентах АТ+НДМГ и O_2+CH_4 с резервируемой МДУ для двух рассмотренных схем выведения при вариации высоты орбиты ожидания и высоты перицентра переходной эллиптической орбиты Нп.

Табл. 6.3. Масса взлетного модуля (масса ВК равна 4300 кг). Широта точки старта $\varphi=20^\circ$

Схема выведения		Масса взлетного модуля, т			
		O_2+CH_4		АТ+НДМГ	
		$H_{кр}=300$ км	$H_{кр}=400$ км	$H_{кр}=300$ км	$H_{кр}=400$ км
Прямая		19,8	21,5	21,8	24,0
Эллиптическая	Нп=80 км	17,6	17,8	18,9	19,2
	Нп=120 км	18,1	18,3	19,5	19,9
	Нп=160 км	18,4	18,7	19,9	20,3
	Нп=200 км	18,7	19,0	20,4	20,7

Применение эллиптической схемы выведения позволяет снизить стартовую массу ВМ на 10–15% по сравнению с прямой схемой выведения.

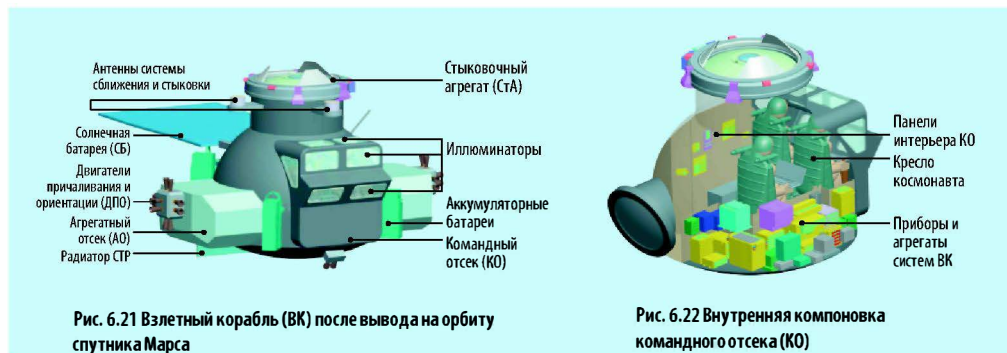


Рис. 6.21 Взлетный корабль (ВК) после вывода на орбиту спутника Марса

Рис. 6.22 Внутренняя компоновка командного отсека (КО)

В табл. 6.4 приведены оптимальные характеристики ЖРД МДУ на высококипящих и криогенных компонентах топлива для эллиптической схемы выведения с $H_{\pi}=160$ км, $H_{кр}=400$ км.

Табл. 6.4. Характеристики ЖРД МДУ для ВМ

Характеристики ЖРД МДУ	Компоненты топлива			
	АТ+НДМГ		O ₂ +CH ₄	
	I	II	I	II
Диапазон регулирования тяги (% $P_{к\text{ ном}}$)	100–20		100–20	
Число двигателей	4–(2)	2 из 4	4–(2)	2 из 4
Тяга в пустоте R_p , кгс	4465–8000	1600	4000–7300	1460
Удельный импульс, с	326–331	312,4	362–367	348,6
Соотношение расходов компонентов K_m	2,6		3,4	
Давление в камере сгорания P_c , МПа	5,5–10	2	5,5–10	2
Диаметр среза сопла ЖРД, м	0,85		0,8	
Масса двигателя, кг	110		145	

Проведенные оценки показывают, что в качестве базового варианта ВМ с резервируемой МДУ на компонентах АТ+НДМГ целесообразно принять полуступенчатый вариант ВМ с промежуточным сбросом топливного бака, имеющей стартовую массу $M_o = 19,2–20,3$ т при выведении по эллиптической схеме (высота перицентра $H_{\pi}=80–160$ км) на круговую орбиту высотой $H_{кр}=400$ км. Для варианта одноступенчатого ВМ, имеющего потенциально более высокую надежность, стартовая масса возрастет до 21,4 т.

Взлетный корабль (рис. 6.21) предназначен для:

- размещения экипажа при посадке на поверхность планеты;
- обеспечения жизнедеятельности экипажа из трех человек в течение суток от момента отделения ВПК-35 от МЭК до момента посадки, включая период адаптации экипажа к условиям гравитации на поверхности Марса;
- обеспечения жизнедеятельности экипажа из трех человек в течение трех суток после взлета с Марса;
- доставки на МЭК экипажа и полезного груза массой до 100 кг.

ВК устанавливается на РБ.

Общая компоновка ВК формируется, исходя из требований положения экипажа в процессе действия перегрузок на участках торможения, посадки, взлета и стыковки, размещения оборудования в жилой зоне и вне герметичного отсека, размещение стыковочного агрегата в зоне минимальных тепловых воздействий, а также обеспечения зоны обзора при посадке взлете и стыковке.

Эти требования достаточно противоречивы друг другу, поэтому поиск оптимальной компоновки ВМ и ВПК в целом является непростой задачей.

ВК функционально делится на командный отсек (КО) и агрегатный отсек (АО). Командный отсек (рис. 6.22) является герметичным и предназначен для размещения экипажа и оборудования, которое должно находиться в внутри герметичного объема.

Корпус КО образован сферической оболочкой, двумя цилиндрическими обечайками и сферическим днищем. Корпус КО изготавливается из алюми-

ниевое сплава. Для обеспечения максимального обзора и визуального контроля во время посадки и стыковки с МОК в корпус КО вваривается блистер.

С противоположной от блистера стороны в корпус КО вваривается фланец с туннелем, в котором предусмотрен люк диаметром 800 мм с герметичной крышкой. Туннель предназначен для перехода экипажа из КО в ЖО.

На фланце цилиндрической обечайки корпуса устанавливается стыковочный агрегат (АПАС). К корпусу КО приварены трубопроводы жидкостного контура термостатирования.

Для установки герметичных электроразъемов предусмотрены гермопласты, вваренные в корпус. Гермоотсек имеет вертикальную компоновку, при которой направление на «пол» совпадает с продольной осью ВК. Приборы и агрегаты систем внутри гермоотсека размещаются вдоль стен, заполняют зону сферического днища, образуя жилую зону для членов экипажа.

Приборы размещаются на неподвижных и поворотных рамах и имеют доступ для ремонта и обслуживания в полете. Приборные зоны закрыты съемными панелями интерьера. Укладки СЖО, СМО, СТОР размещены «вторым слоем» под приборными зонами и, в случае необходимости, могут быть убраны для доступа к приборам.

Рабочие места двух членов экипажа расположены у блистера, что обеспечивает контроль и управление посадкой, сближением и стыковкой, ориентацией, визуальных наблюдений.

Рабочее место третьего члена экипажа расположено за правым рабочим местом. Ложементы для трех членов экипажа расположены на «полу» отсека таким образом, чтобы иметь оптимальный угол наклона к направлению действия максимальной перегрузки, занимать минимальный объем и обеспечивать членам экипажа обзор в сторону приборной доски, пультов управления и блистера.

Ложементы, расположенные у блистера, выполняются поворотными с целью обеспечения оптимального обзора на этапе посадки на поверхность Марса. Снаружи гермоотсека размещаются антенны и блоки системы сближения, агрегаты ОДУ, включая баки с топливом, двигатели ориентации и причаливания, аккумуляторные батареи, панели СБ, автоматика СЭП, агрегаты СОТР, панели радиаторов СТР, механизмы.

6.5. Жилой модуль (ЖМ)

Жилой модуль (рис. 6.23, 6.24) предназначен для обеспечения жизнедеятельности на поверхности Марса экипажа из трех человек от 7 до 30 суток, выхода экипажа на поверхность Марса, проведения программы исследований.

Конструкция и системы жилого модуля и взлетного модуля обеспечивают временную автономность одного из модулей в случае возникновения аварийной ситуации в другом модуле.

Системы и средства поддержки внекорабельной деятельности рассчитаны на проведение 6 «выходов» двух космонавтов (12 человеко-выходов) на поверхность Марса. Компоновка оборудования обеспечивает максимальный уровень затенения жилых зон ВМ от воздействия галактических космических лучей.

Диаметр ЖМ по гермокорпусу равен 2500 мм, длина 4700 мм.

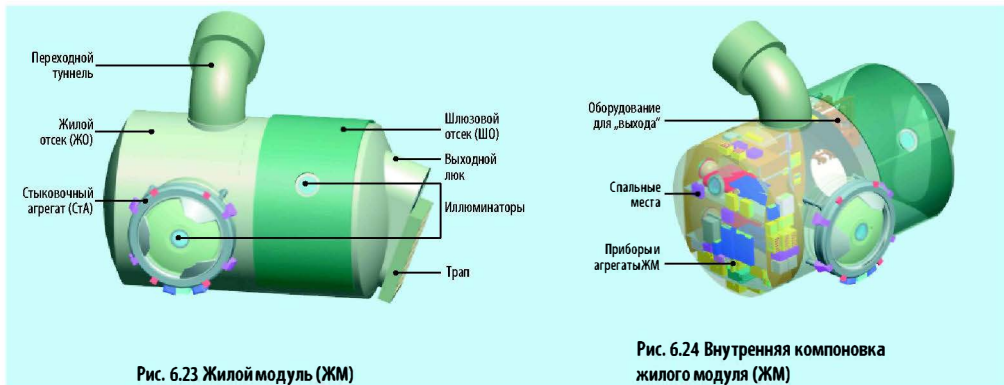


Рис. 6.23 Жилой модуль (ЖМ)

Рис. 6.24 Внутренняя компоновка жилого модуля (ЖМ)

ЖМ функционально делится на жилой отсек (ЖО) и шлюзовой отсек (ШО).

Корпус ЖО образован цилиндрической обечайкой, двумя сферическими днищами и сферической перегородкой. ЖО сообщается с ШО через герметичный люк в сферической перегородке. Выход на поверхность Марса из ШО осуществляется через герметичную дверь в сферическом днище ШО. На боковом фланце ЖО устанавливается стыковочный агрегат (АПАС) для обеспечения стыковки марсохода. В верхнюю часть цилиндрической обечайки ЖО приваривается фланец с туннелем, в котором предусмотрен люк диаметром 800 мм с герметичной крышкой. Туннель предназначен для перехода экипажа из ЖО в КО.

К корпусу ЖМ приварены трубопроводы жидкостного контура термостатирования. Для установки герметичных электроразъемов предусмотрены гермоплаты, приваренные в корпус. Приборы и агрегаты систем внутри гермоотсека размещаются вдоль стен, заполняют зону сферического днища, образуя жилую зону для членов экипажа.

Приборы бортовых систем и научная аппаратура размещаются на рамах и имеют доступ для ремонта и обслуживания в полете. Приборные зоны закрыты съемными панелями интерьера. Укладки СЖО, СМО, СТОР размещены «вторым слоем» под приборными зонами и, в случае необходимости, могут быть убраны для доступа к приборам.

ЖО имеет 2 стационарных спальных места для двух членов экипажа. Третье спальное место может быть организовано как в проходе ЖО, так и в ШО или ВК. ЖО и ШО имеют по два рабочих места. В корпусе ЖМ установлено 4 иллюминатора для визуальных наблюдений. Иллюминаторы оснащены внешними защитными крышками.

В ШО размещено оборудование для подготовки к выходу на поверхность Марса и шлюзования. Кроме того, в ШО установлены пульт абонента для обеспечения радиосвязи, розетки электропитания и щиток освещения.

Снаружи гермоотсека размещаются: стыковочный агрегат (АПАС), мишень, агрегаты СОТР, панели радиаторов СТР, защитные панели, аккумуляторные батареи, автоматика СЭП, лестница, механизмы, поручни.

6.6. Основные характеристики взлетно-посадочного комплекса (ВПК)

Для проработки компоновки и конструкции ВПК принята единая конфигурация ПМ, ВМ и ЖМ для различных вариантов аэродинамического контей-

нера. В качестве варианта ВПК для дальнейшей проработки принимается следующее:

- *схема посадки беспарашютная;*
- *аэродинамический контейнер в форме диска или несущего корпуса («камбала») отделяется перед включением посадочной двигательной установки ПМ;*
- *экипаж ВПК 2-3 чел.;*
- *высота орбиты ожидания МЭК 400 км;*
- *при выходе экипажа на поверхность Марса ВК не разгерметизируется;*
- *топливо АТ+НДМГ, удельный импульс тяги двигателей ~330 с;*
- *на ПМ и ВМ устанавливается по четыре двигателя в карданных подвесах в качестве наиболее критичного по массе и объему варианта;*
- *ПМ и АК являются универсальными для ВПК и ПК.*

На рис. 6.25 представлена компоновка ВПК с увеличенной тормозной поверхностью, вариант «Камбала». Основные характеристики ВПК и ПК представлены в табл. 6.5

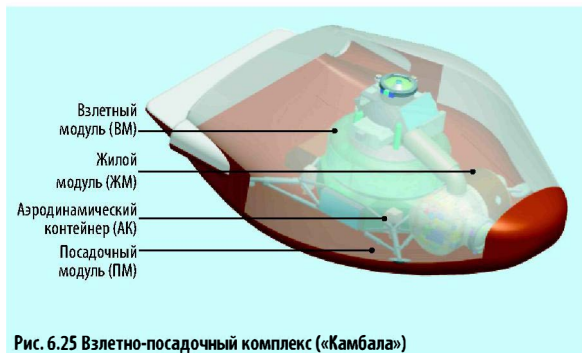


Рис. 6.25 Взлетно-посадочный комплекс («Камбала»)

Табл. 6.5 Основные характеристики:

Наименование	ВПК	ПК
Масса ВПК в составе МЭК, кг (включая резерв массы 2065)	40000*	40000*
Масса ПМ, кг (включая топливо 3600)	7210	7210
Масса ВМ, кг (включая ВК-4300, топливо-14990)	20650	—
Масса ЖМ, кг (включая СОЖ-1133, «выход»-450)	3275	—
Масса полезного груза на ВК, кг	100	—
Масса полезного груза на МПМ, кг	700	21200
Масса АК, кг (включая ТЗП-800, топливо 1200)	6100	6100
Резерв		
Экипаж	До 3 человек	—
Длительность пребывания экипажа на Марсе, сутки	до 30	—
Объем ВПК по аэродинамическому контейнеру, м ³	720	720
Объем гермокорпуса ВК, м ³	10	—
Объем гермокорпуса ЖМ, м ³	18	—
Среднесуточная мощность СЭП, кВт	2,0	1,4
Высота круговой орбиты МЭК, км	400	400

* Примечание: при использовании новых материалов возможно снижение массы ВПК до 35 тонн.

Массы приборов и агрегатов систем принимались аналогичными существующим. При применении новых приборов и агрегатов, требующих дополнительной отработки, масса систем может быть снижена на 300–500 кг.

6. 7. Выводы

Расчетные и проектные разработки показали возможность посадки на Марс экипажа численностью до 3 человек или грузов (до 20 тонн) с помощью Взлетно-посадочного комплекса массой 35–40 тонн с использованием аэродинамического торможения в атмосфере Марса и ракетной тормозной установки, т.е. без применения парашютов, что значительно повышает безопасность посадки на Марс.

6.8. Список использованной литературы

- 6.1. Базилевский А.Т., Григорьев Е.И., Ермаков С.Н., Карягин В.П., Пичхадзе К.М., Черемных С.В. Проектирование спускаемых автоматических космических аппаратов, под ред. В.М.Ковтуненко., Машиностроение, 1985.
- 6.2. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса., Наука, гл.ред.физ.-мат.литер., 1977.
- 6.3. N.M. Ivanov, V.G. Sobolevskiy, N.L. Sokolov, S.I. Kydriavtstev, V.A. Udaloj. Motion of Space Vehicles in Mars Atmosphere. Problems and Their Solutions. Atmospheric Reentry Vehicles and Systems. International Symposium, Arcachon, France, 1999.

Глава 7. Корабль возвращения к Земле

7.1. Назначение

Корабль возвращения к Земле (КВЗ) предназначен для ускоренного возвращения четырех (в перспективе до шести) членов экипажа с межпланетного экспедиционного комплекса, возвращающегося с Марса, на орбитальную станцию у Земли. Возвращение экипажа на низкую околоземную орбиту проходит отдельно от МЭК. Такая схема возвращения к Земле (рис. 7.1) предлагается для существенного сокращения времени полета в радиационных поясах и общего времени полета экипажа, а также для прохождения экипажем МЭК карантинных мероприятий на орбитальной станции и подготовки к возвращению на Землю.

Доставка экипажа МЭК с орбитальной станции на Землю, а также следующего экипажа МЭК с Земли на орбитальную станцию проводится с помощью транспортного пилотируемого корабля.

КВЗ входит в состав МЭК и может доставляться к комплексу следующими способами:

- во время сборки комплекса на орбите Земли КВЗ доставляется как один из элементов комплекса;
- КВЗ является одновременно кораблем доставки экипажа, предназначенным для ускоренной доставки экипажа на МЭК после прохождения МЭК (в беспилотном режиме) радиационных поясов Земли.
- КВЗ задействуется для возврата экипажа МЭК на низкую околоземную орбиту после выхода МЭК на высокую околоземную орбиту (рис. 7.1).

КВЗ должен обеспечивать выполнение следующих задач:

- отделение от МЭК на высокой околоземной орбите;
- торможение и переход на траекторию аэрозахвата;
- коррекцию траектории для точного входа в атмосферу;
- маневр управляемого аэрозахвата;
- выход на околоземную орбиту высотой 450 км и наклоном 51,6°;
- сближение и стыковку с орбитальной станцией;
- переход экипажа на орбитальную станцию для проведения карантинных мероприятий;
- обеспечение безопасности и комфортных условий членам экипажа КВЗ в процессе полета;

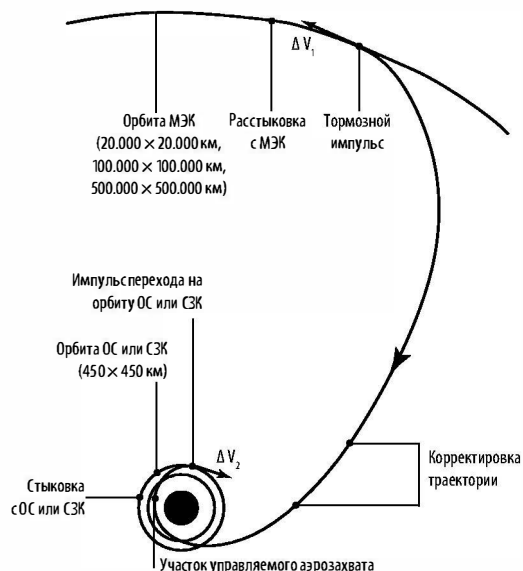


Рис. 7.1 Схема полета корабля возвращения к Земле

- обеспечение эффективного выхода из возможных нештатных ситуаций;
- обеспечение работы в составе МЭК, орбитальной станции (ОС), сборочно-заправочного комплекса (СЗК);
- обеспечение дозаправки от МЭК, ОС;
- обеспечение ремонтно-восстановительных работ, регламентных работ, дооснащения, многоразового использования;
- обеспечение возможности полета в беспилотном режиме до 2-х лет и в пилотируемом (до 6 членов экипажа) режиме до 10 суток;
- тренировки экипажа на борту КВЗ в процессе полета в составе МЭК.

7.2. Основные требования и состав

КВЗ состоит из кабины экипажа с приборами и агрегатами систем, стыковочного агрегата, двигательной установки с запасами топлива (для коррекции, ориентации, сближения и стыковки), аэродинамического контейнера с теплозащитой и органами управления, солнечных батарей, радиаторов, блока торможения, защитного контейнера, приборов и агрегатов, установленных вне гермоотсека. Предварительный состав КВЗ приведен в табл. 7.1.

К КВЗ предъявляются следующие основные требования [7.1, 7.2]:

- все приборы и агрегаты, ремонт которых возможен в процессе полета МЭК и КВЗ силами экипажа, должны размещаться внутри гермоотсека и быть доступными для проведения ремонтно-восстановительных работ;
- исполнительные органы КВЗ систем реактивного и аэродинамического управления должны обеспечивать управляющие моменты при ориентации, коррекции траектории, входе в атмосферу, управляемом полете в атмосфере, довыведении, сближении и стыковке;
- конструкция и системы КВЗ должны обеспечивать безопасность и работоспособность систем и экипажа при возникновении аварийных ситуаций (разгерметизация, пожар, отказы);
- гарантийный ресурс всех бортовых систем КВЗ должен составить не менее 2-х лет;
- бортовые системы должны иметь функциональный резерв;
- компоновка оборудования должна обеспечивать максимальный уровень затенения жилой зоны от воздействия галактических космических лучей (ГКЛ), солнечных вспышек и РПЗ;
- КВЗ должен обеспечивать возможность трех попыток сближения и стыковки с МЭК на высокой околоземной орбите и с орбитальной станцией на низкой околоземной орбите;
- СОЖ КВЗ в дежурном режиме обеспечивает поддержание параметров внутренней атмосферы совместно с СОЖ МЭК, ОС;

- бортовой комплекс управления обеспечивает информационный интерфейс с бортовыми информационными комплексами МЭК, ОС;
- ДУ КВЗ использует одинаковые с МЭК, ОС высококипящие компоненты топлива (АТ + НДМГ);
- ДУ КВЗ должна иметь резервы и допускать возможность отказа одного из двигателей.

Технические характеристики КВЗ определяются:

- диапазоном скоростей входа в атмосферу Земли;
- допустимыми перегрузками для экипажа при торможении;
- численностью экипажа;
- длительностью полета;
- требованиями по безопасности;
- требованием по многократному использованию КВЗ.

Основные характеристики транспортного модуля с КВЗ приведены в табл. 7.2.

Табл. 7.1. Предварительный состав КВЗ

№ п/п	Системы	Масса, кг
1	Экипаж 4-6 чел.	До 480
2	Бортовые системы, включая двигательную установку (800 кг) и СОЖ (950 кг)	3355
3	Конструкция, включая бортовую кабельную сеть	3250
4	Заправки	1830
5	Резерв	485
Всего:		9400

Табл. 7.2. Основные характеристики транспортного модуля (ТМ) с КВЗ

Характеристика	Цифровое значение
Масса ТМ в составе МЭК (в зависимости от варианта орбиты МЭК)	12 000 – 17 000 кг
В том числе:	
– КВЗ	9400 кг (включая 1400 кг топлива)
– Блок торможения	3000 – 7000 кг
– Защитный контейнер	400 кг
Объем гермоотсека	20 м ³
Объем КВЗ по аэродинамическому контейнеру	55 м ³
Экипаж	До 6 человек
Средняя мощность СЭС (у Земли)	До 1,6 кВт
Орбита отлета от МЭК	Вариант 1: $H_{кр} = 500\,000 \times 500\,000$ км Вариант 2: $H_{кр} = 100\,000 \times 100\,000$ км Вариант 3: $H_{кр} = 20\,000 \times 20\,000$ км
Орбита стыковки с ОС	$H_{кр} = 450$ км
Наклонение орбиты стыковки с ОС или СЗК	51,6°
Время автономного полета с экипажем	До 10 суток
Ресурс	Не менее 15 лет (включая 7 операций аэрозахвата)

7.3. Компоновка и конструкция

Были рассмотрены два основных варианта компоновки КВЗ: Вариант 1 – сегментно-коническая форма (рис. 7.3); Вариант 2 – конический сегмент с надстройкой (рис. 7.4). Общая компоновка КВЗ определяется требованиями, вытекающими из его назначения, эксплуатационными требованиями, ограничениями со стороны ракеты-носителя, выбором аэродинамической формы и центровок, управляемости на участке торможения в атмосфере, условиями его наземной подготовки и транспортировки.

Максимальные размеры КВЗ определяются максимальными размерами зоны ПГ РН (диаметр не более 6 000 мм, длина не более 20 000 мм).

Минимальные размеры КВЗ определяются условиями размещения в гермоотсеке экипажа из 6 человек, приборов и оборудования, запасами топлива в ДУ, размерами агрегатов и элементов, размещаемых вне гермоотсека.

Внешние обводы КВЗ по Варианту 1 (рис. 7.3) определяются пропорциями: диаметр около 5,5 м; высота около 4,5 м (без блока торможения).

Положение экипажа в процессе действия перегрузок на участке аэрозахвата в атмосфере Земли, размещение стыковочного агрегата в зоне минимальных тепловых воздействий, размещение оборудования в жилой зоне и размещение агрегатов и приборов на внешней части гермоотсека определяют компоновку герметичного отсека КВЗ.

Основная часть гермоотсека – цилиндр диаметром 2900 мм со сферическим днищем радиусом 2265 мм. Цилиндр через конусную проставку переходит в полусферу диаметром 2200 мм, на которой установлен стыковочный агрегат (СтА).

Гермоотсек имеет вертикальную компоновку, при которой направление на «пол» совпадает с продольной осью КВЗ.

Приборы и агрегаты систем внутри гермоотсека размещаются вдоль стен, заполняют зону сферического днища, образуя жилую зону для членов экипажа. Приборы размещаются на неподвижных и поворотных рамах и имеют доступ для ремонта и обслуживания в полете. Приборные зоны закрыты съемными панелями интерьера. Укладки СЖО, СМО, СТОР размещены «вторым слоем» под приборными зонами и, в случае необходимости, могут быть убраны для доступа к приборам.

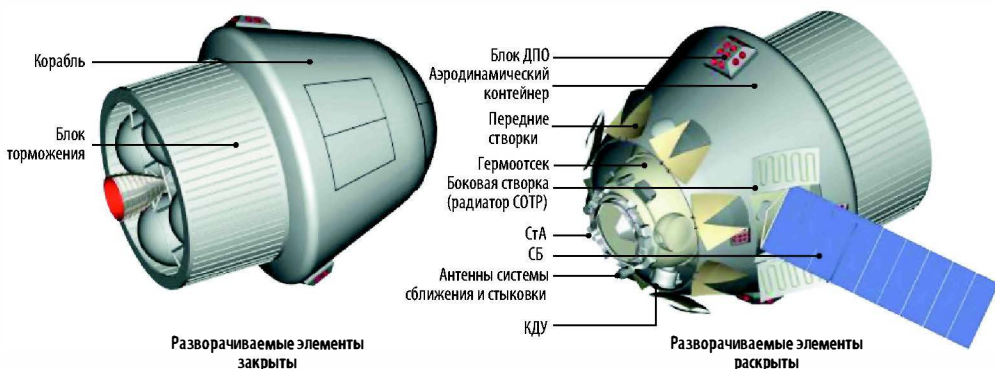


Рис. 7.3 Общий вид корабля возвращения к Земле (Вариант 1)

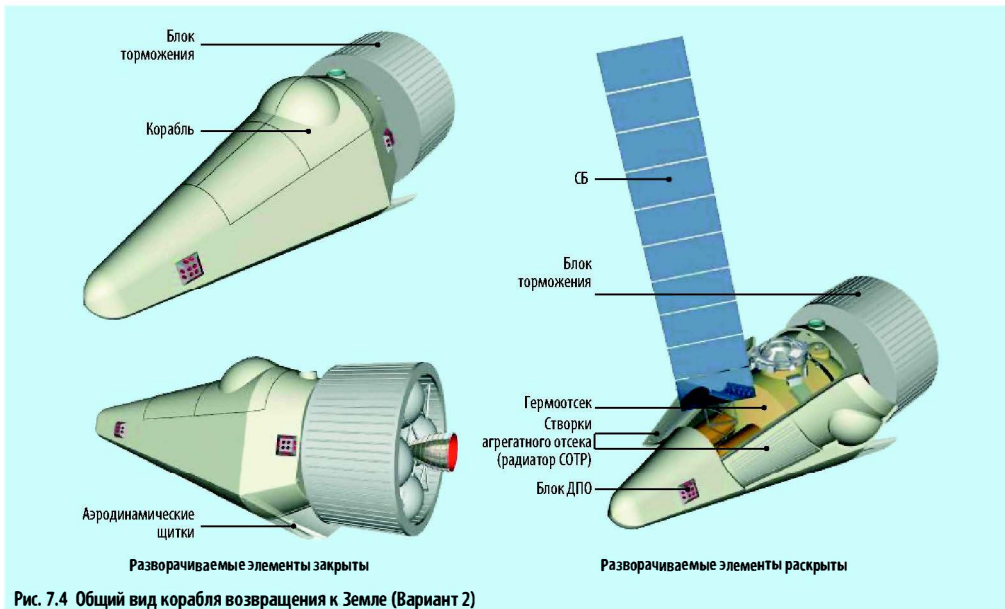


Рис. 7.4 Общий вид корабля возвращения к Земле (Вариант 2)

Ложементы для шести членов экипажа расположены по три в два ряда на «полу» отсека таким образом, чтобы иметь оптимальный угол наклона к направлению действия максимальной перегрузки, занимать минимальный объем и иметь обзор в сторону приборной доски и пультов управления.

На боковых поверхностях интерьера предполагается разместить спальные места, средства фиксации укладок и членов экипажа.

Полусферический отсек в районе СтА оснащен блистером с иллюминаторами и рабочим местом для контроля и управления сближением и стыковкой, контроля ориентации, визуальных наблюдений.

Снаружи гермоотсека под оболочкой аэродинамического контейнера размещаются антенны и блоки системы сближения, агрегаты ДУ, включая баки с топливом, два КДУ, четыре блока двигателей ориентации и причаливания, аккумуляторные батареи, панели СБ, автоматика СЭП, агрегаты СОТР, механизмы.

Для обеспечения работоспособности КВЗ на автономном участке полета по орбите и в процессе торможения в атмосфере аэродинамический контейнер оборудован створками с многоразовым раскрытием – закрытием, позволяющими обеспечить работу:

- стыковочного агрегата с антеннами и приборами систем сближения и стыковки;
- антенн и камер систем связи и телевидения;
- радиаторов СОТР;
- солнечной батареи (раскрытия – закрытия);
- корректирующей двигательной установки (КДУ) и двигателей причаливания и ориентации (ДПО).

Створки расположены на стороне аэродинамического контейнера (АК), противоположной набегающему потоку. Поверхность АК покрыта слоем теплозащиты, аналогичной теплозащите многоразовых космических кораблей.



Рис. 7.5 Корабль возвращения к Земле на базе корабля «Союз»

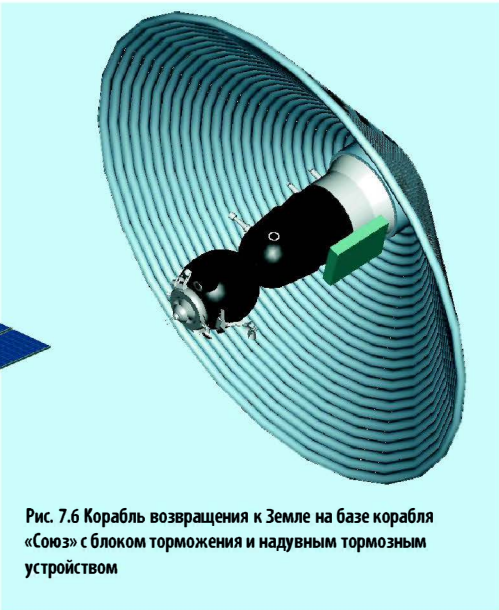


Рис. 7.6 Корабль возвращения к Земле на базе корабля «Союз» с блоком торможения и надувным тормозным устройством

Блок торможения (БТ) КВЗ представляет собой разгонный блок на высококипящих компонентах (АТ+НДМГ), который через пирозамки установлен на шпангоуте со стороны нижнего днища КВЗ. Масса БТ составляет от 3 до 7 тонн в зависимости от высоты орбиты МЭК, с которой требуется спускаться кораблю.

БТ осуществляет полет вместе с КВЗ в составе МЭК в течение двух лет, снабжен системой терморегулирования, контроля состояния систем. КВЗ и БТ в течение полета в составе МЭК закрыты защитным контейнером.

Внешние обводы КВЗ по Варианту 2 (рис. 7.4) определяются пропорциями: длина около 9,2 м; высота около 4,2 м (без блока торможения).

В отличие от КВЗ Варианта 1, гермоотсек имеет горизонтальную компоновку (для обеспечения оптимального направления действия максимальных перегрузок на этапе торможения в атмосфере Земли).

7.4. КВЗ на базе космического корабля «Союз»

В качестве альтернативного варианта КВЗ возможно использование двух модернизированных кораблей типа «Союз» (рис. 7.5) с экипажем 2–3 человека каждый, в варианте «Зонд» – 4–6 человек. Для обеспечения возможности полета на высоких орбитах и межпланетных участках траектории, входа в атмосферу Земли со второй космической скоростью необходимы следующие доработки корабля:

- *увеличение теплозащиты СА;*
- *доработка систем управления, терморегулирования, радиосистемы;*
- *увеличение запасов СОЖ;*
- *увеличение времени полета до двух лет.*

В случае использования такого корабля теряются следующие функции КВЗ:

- *многоразовость использования;*
- *возможность доставки экипажа МЭК на ОС для прохождения карантина;*

- *малые перегрузки при торможении;*
- *ремонтпригодность.*

Положительными качествами являются:

- *использование для МЭК отработанного корабля;*
- *возможность посадки на Землю КВЗ в случае нештатной ситуации на этапе «аэрозахвата»;*
- *унификация КВЗ с лунным орбитальным кораблем (ЛОК);*
- *увеличение безопасности экипажа (использование двух кораблей).*

Возможен вариант корабля (рис. 7.6), оснащенного блоком торможения с надувным тормозным устройством (НТУ). Это позволит обеспечить доставку на ОС и уменьшить перегрузки при сохранении возможности посадки на Землю.

КВЗ по своим характеристикам может выполнять задачи корабля для полетов на высокие околоземные орбиты, ГСО, окололунную орбиту, то есть по существу он является универсальным многоразовым кораблем для доставки и возвращения экипажа (КДВЭ) в околоземном космическом пространстве.

Окончательный выбор КВЗ для МЭК будет сделан позднее, в зависимости от путей развития космических программ России и США.

7.5. Выводы

1. *Межпланетный экспедиционный комплекс после полета к Марсу выходит на околоземную орбиту и экипаж может возвращаться в этом комплексе. Для ускоренного возвращения экипажа может использоваться специальный корабль возвращения к Земле.*
2. *Рассмотрены различные варианты корабля возвращения к Земле. Наиболее простым и реальным является использование модифицированного корабля «Союз». Для возвращения 4 членов экипажа в этом случае будут использоваться 2 корабля.*

7.6. Список использованной литературы

- 7.1. В.П. Глушко, Ю.П. Семенов, Л.А. Горшков. «Дорога к Марсу». Газета «Правда», 24 мая 1988 г.
- 7.2. «Пилотируемая экспедиция на Марс». Отчет НПО «Энергия», Москва, 1988.

Глава 8.

Развертывание межпланетного экспедиционного комплекса на околоземной орбите. Программа полета к Марсу

8.1. Сборка межпланетного экспедиционного комплекса

Из-за больших размеров и массы марсианский экспедиционный комплекс не может быть доставлен на околоземную орбиту в виде единой конструкции. Элементы комплекса последовательно доставляются на орбиту Земли в составе автономных модулей. Для сборки модулей в единый комплекс может использоваться МКС или автономный орбитальный сборочный комплекс [8.1, 8.2].

Первым на орбиту выводится межпланетный орбитальный корабль. Этот корабль стыкуется с МКС. В составе этого корабля имеется монтажная рама для сборки модулей солнечной батареи и монтажное оборудование с манипуляторами.

Если корабль выводится модификациями существующих носителей «Протона» или «Ангара», то грузоподъемность этих ракет не позволяет вывести межпланетный орбитальный корабль полностью оснащенный. Поэтому после выведения этого корабля требуется его дооснащение оборудованием и системами. Оснащение корабля проводится с помощью орбитальной инфраструктуры, находящейся в эксплуатации (грузовой корабль «Прогресс» или орбитальные буксиры).

Дело в том, что все операции проходят достаточно медленно и непрерывное участие в них экипажа в режиме внекорабельной деятельности слишком дорого и нецелесообразно. Служебный экипаж работает вахтовым методом и время от времени меняется как на орбитальных станциях.

После выведения и дооснащения межпланетного орбитального корабля на орбиту выводится двигательный модуль солнечного буксира. Двигательный модуль стыкуется с межпланетным орбитальным кораблем с использованием бортового манипулятора. Производится разворачивание двигательного модуля из транспортного положения в рабочее.

Затем производится построение лучей основной фермы и квадратной части фермы. Следующий этап – сборка модулей солнечной батареи в монтажной раме и установка в модуле пленочных фотопреобразователей. По мере готовности каждого модуля солнечной батареи производится его монтаж на

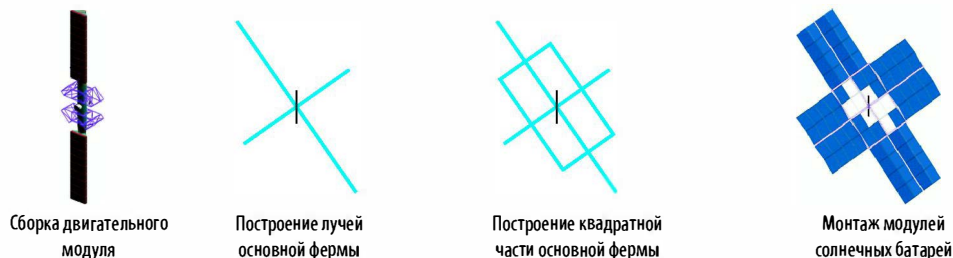


Рис. 8.1. Порядок сборки солнечного буксира

основной несущей ферме. После окончания монтажа проводятся работы по проверке качества сборки и проведение различных заключительных работ по буксиру, рис 8.1.

В процессе сборки солнечного буксира производится доставка на орбиту и установка снаружи жилого модуля баков с рабочим телом для дополнительной защиты экипажа от радиации. Установка производится с помощью грузового манипулятора, находящегося в составе орбитальной станции, или сборочного комплекса, или буксира, доставившего секции баков, рис 8.2.



Рис. 8.2 Установка баков с рабочим телом на жилой модуль

Следующий этап – доставка и стыковка к межпланетному орбитальному кораблю взлетно-посадочного комплекса. В случае использования для доставки на орбиту модификаций существующих ракет-носителей этот комплекс доставляется двумя пусками: взлетный модуль выводится отдельно и устанавливается на взлетно-посадочный комплекс уже на орбите.

Затем на орбиту выводится корабль возвращения к Земле, который стыкуется с межпланетным орбитальным кораблем.

Межпланетный экспедиционный комплекс собран. Затем проводится программа испытаний, аналогичная той, которая проводится на Земле перед стартом пилотируемых кораблей и станций на околоземную орбиту.

После окончания испытаний на межпланетный экспедиционный комплекс прибывает экипаж экспедиции. Производится передача корабля в эксплуатацию служебным экипажем, после чего последний покидает комплекс. Все готово к началу экспедиции к Марсу.

8.2. Полет межпланетного экспедиционного комплекса на Марс и возвращение к Земле

Старт межпланетного экспедиционного комплекса производится с околоземной монтажной орбиты. Медленно виток за витком по спиральной траектории комплекс разгоняется, выходя, в конце концов, на гелиоцентрическую орбиту (см. раздел 3.3). Затем по гелиоцентрической орбите комплекс направляется к Марсу.

Около Марса по скручивающейся спиральной траектории комплекс спускается на рабочую орбиту высотой около 400 км от поверхности Марса. Затем от комплекса отделяется взлетно-посадочный комплекс с экипажем, который спускается на поверхность Марса в заданном районе.

В первых экспедициях экипаж не спускается на поверхность. Посадку совершает автоматический аппарат, управляемый с борта межпланетного комплекса, см раздел 9.2. Связь с аппаратом постоянная с использованием спутников-ретрансляторов, запаздывания сигналов, подобных тем, которые характерны для связи с Землей, нет. Проводится работа с помощью манипуляторов и телевизионных мониторов. И таким образом обеспечивается полное виртуальное присутствие экипажа на поверхности, рис 8.3.

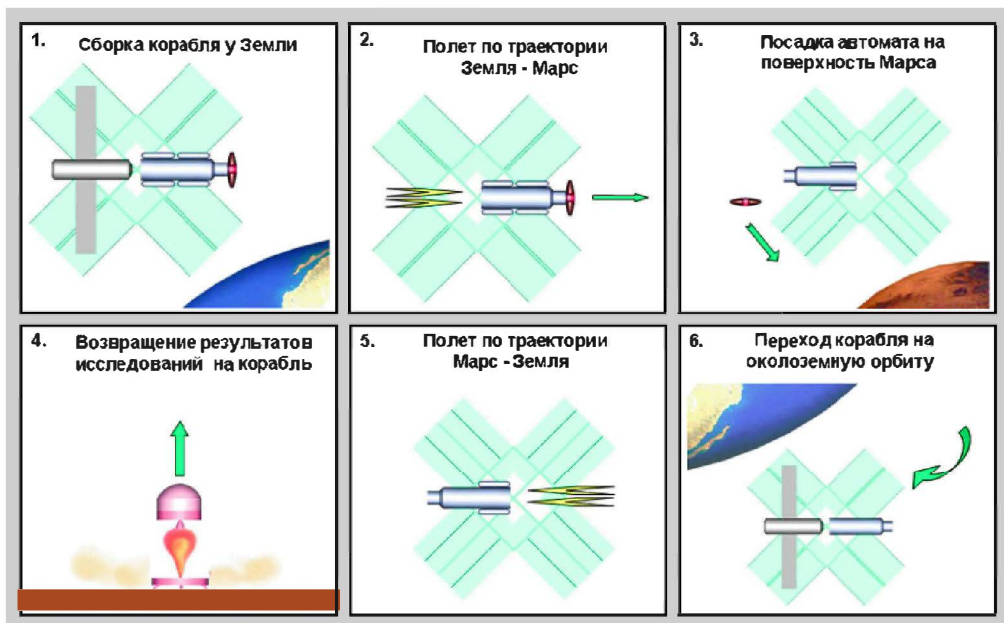


Рис. 8.3 Программа полета межпланетного экспедиционного комплекса

В следующем полете на поверхность спускается уже взлетно-посадочный комплекс, но без экипажа, для проверки его функционирования до посадки экипажа.

При этом полете исследования проводятся в телеоператорном режиме при управлении работой исследовательского оборудования с борта межпланетного экспедиционного комплекса. В составе взлетно-посадочного комплекса имеется автоматический марсоход, см. главу 10.

И только в случае удачных спусков автоматических аппаратов в третьей или четвертой экспедициях на поверхность совершают посадку два члена экипажа. В процессе спуска экипаж находится в кабине взлетного модуля, чтобы в случае каких-либо отклонений от штатного протекания спуска, отделиться от взлетно-посадочного комплекса и возвратиться на экспедиционный комплекс. После посадки в течение 10–20 суток экипаж проводит исследования Марса. В составе комплекса при пилотируемой посадке имеется марсоход для передвижения экипажа по поверхности, см. главу 10.

После окончания исследовательских работ на поверхности планеты экипаж во взлетном модуле возвращается на рабочую околомарсианскую орбиту, модуль стыкуется к порту межпланетного орбитального корабля и экипаж возвращается в жилой модуль, рис. 8.4.

Следующая фаза полета – возвращение к Земле. Комплекс по спиральной траектории раскручивается вокруг Марса и переходит на гелиоцентрическую траекторию полета к Земле.

После достижения сферы действия Земли комплекс по скручивающейся спирали вокруг Земли снижается до монтажной круговой орбиты. Чтобы сократить время общего полета, экипаж на корабле возвращения к Земле может достичь монтажной орбиты, не дожидаясь пока туда прибудет весь межпла-

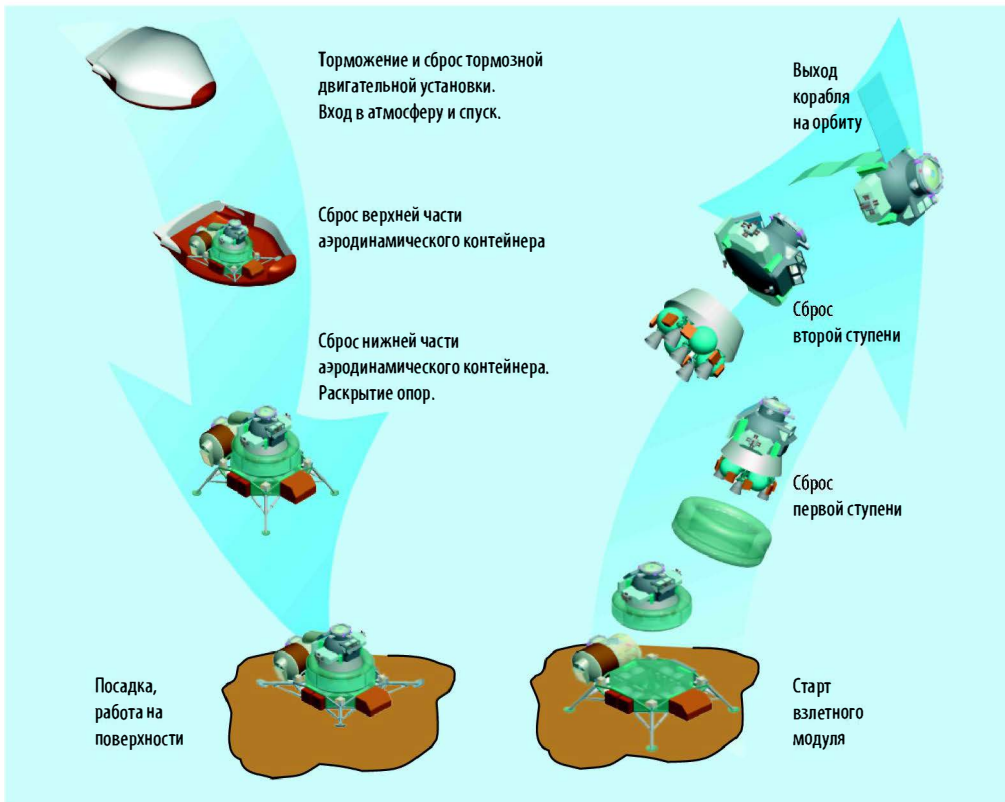


Рис. 8.4 Схема посадки на поверхность Марса и взлета с поверхности

нетный экспедиционный комплекс. В принципе, экипаж в корабле возвращения может возвратиться и прямо на поверхность Земли. Но, если к моменту проведения экспедиции не будет доказано отсутствие биологических форм жизни на Марсе, то необходимы карантинные мероприятия на околоземной орбите. Некоторое время экипаж должен провести время, например, на орбитальной станции до тех пор, пока необходимые анализы параметров организма членов экипажа не покажут отсутствия опасности для Земли. При всей малой вероятности подобной опасности игнорировать ее нельзя: слишком высока цена этой опасности.

После возвращения межпланетного экспедиционного комплекса на монтажную орбиту начинаются мероприятия по подготовке комплекса к следующему полету. К комплексу стыкуются новые взлетно-посадочный комплекс и корабль возвращения к Земле. Проводится замена оборудования, исчерпавшего свой ресурс, на комплекс доставляются баки с рабочим телом, проводятся другие регламентные и ремонтные работы. После проведения всех указанных процедур межпланетный экспедиционный комплекс снова готов к полету на Марс, рис. 8.5.

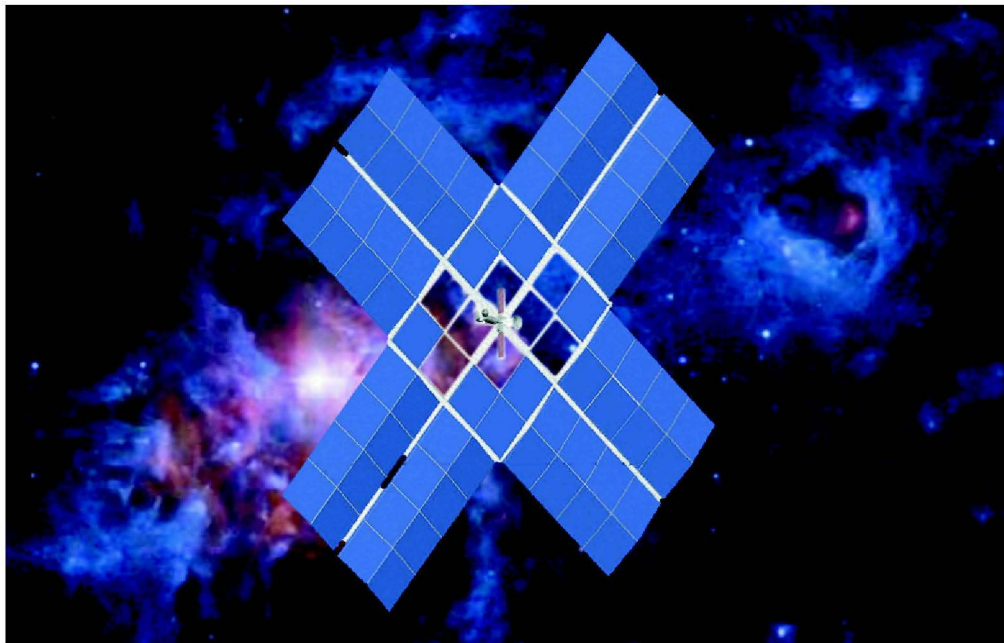


Рис. 8.5 Межпланетный экспедиционный комплекс в полете

8.3. Выводы

- 1. Модули и элементы конструкции межпланетного комплекса доставляются на околоземную орбиту существующими и принятыми к разработке ракетами-носителями. Межпланетный экспедиционный комплекс собирается с использованием систем стыковки, бортовых манипуляторов и, при необходимости, с участием космонавтов с выходом их в открытый космос.*
- 2. Определены основные фазы экспедиции: старт и разгон в сфере действия Земли, полет по гелиоцентрической орбите к Марсу, торможение в сфере действия Марса с выходом на околомарсианскую орбиту, посадка взлетно-посадочного комплекса на поверхность Марса, работа экипажа на поверхности, возвращение экипажа на межпланетный экспедиционный комплекс, старт с околомарсианской орбиты и разгон в сфере действия Марса, полет по гелиоцентрической орбите к Земле, торможение в сфере действия Земли с выходом на околоземную орбиту, стыковка корабля возвращения (автономно) с орбитальной станцией, проведение карантинных мероприятий и возвращение экипажа на Землю.*

8.4. Список использованной литературы

- 8.1. Общие технические требования к пилотируемой экспедиции на Марс (стадия Технического предложения), Центр Келдыша, РКК «Энергия», инв. № 3542, 2001.
- 8.2. Технология сборки на орбите энергодвигательного комплекса, облик и характеристики необходимых работотехнических средств», РКК «Энергия», НТО-П35577, 2004.

Глава 9. Лётная отработка средств экспедиции

9.1. Лётные испытания, проведенные в России в интересах организации экспедиции на Марс

В процессе проведения программы пилотируемых полетов уже проведена большая работа по отработке многих технологий и процессов в интересах межпланетных полетов. Иными словами, пройден уже большой путь к организации первого полета человека на Марс [9.1].

Следует отметить, что элементы многих ключевых технологий, пригодных для использования в марсианской экспедиции, уже отработаны в рамках существующих космических программ, рис. 9.1.

Основным «полигоном» отработки технических решений является орбитальная станция. Прежде всего, это МКС.

Проведение длительных полетов на орбитальных станциях проводилось в интересах будущих межпланетных полетов. Только на орбитальных станциях

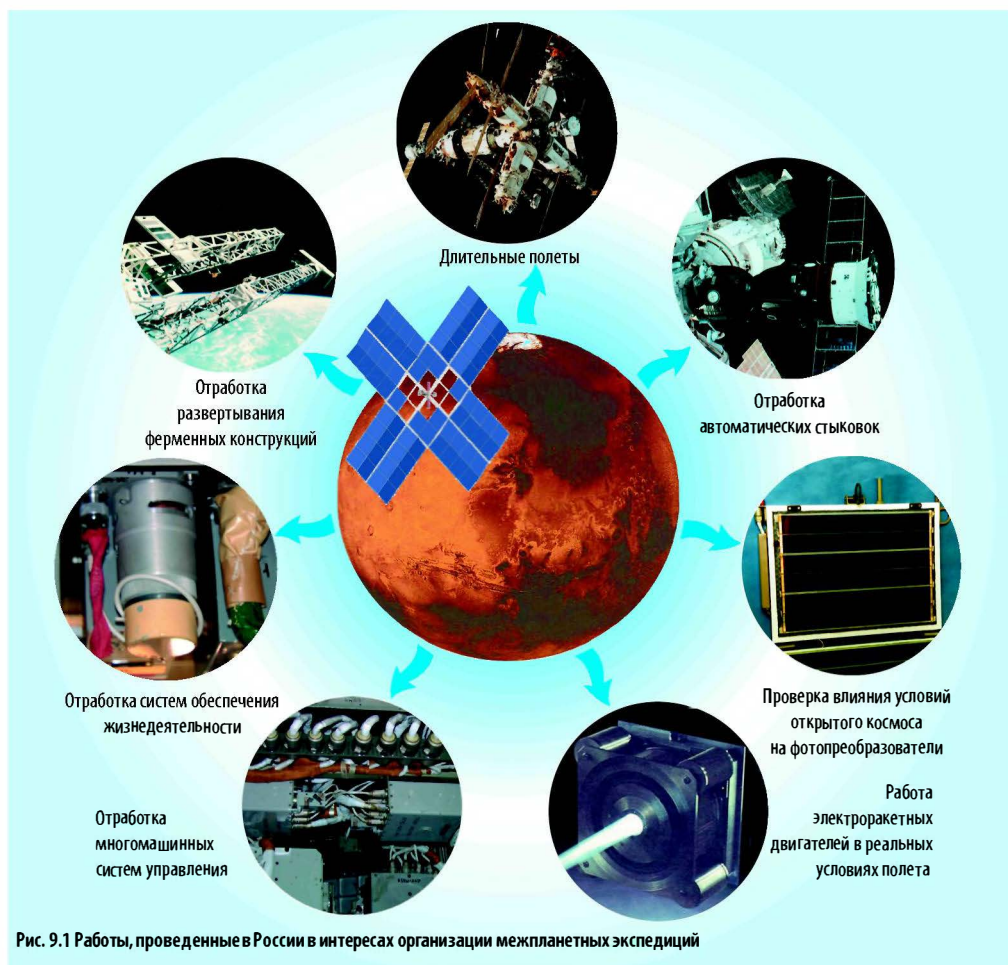


Рис. 9.1 Работы, проведенные в России в интересах организации межпланетных экспедиций

была возможность исследовать поведения человеческого организма в условиях длительного полета в реальных условиях космического пространства. Постепенно увеличивалась длительность полета на орбитальных станциях. Такая осторожность объяснялась тем, что эксперименты проводились непосредственно на человеке. В течение нескольких лет на серии орбитальных станций вплоть до «Салюта-7» длительность полета увеличивалась от 24 суток (экипаж: Г. Добровольский, В. Волков и В. Пацаев) до 237 суток (экипаж: А. Кизин, В. Соловьев, О. Атьков). На станции «Мир» продолжалось исследование длительных полетов, соизмеримых с длительностью межпланетной экспедиции, и в 1994 году космонавт-врач В. Поляков довел длительность полета до 438 суток, рис. 9.2.

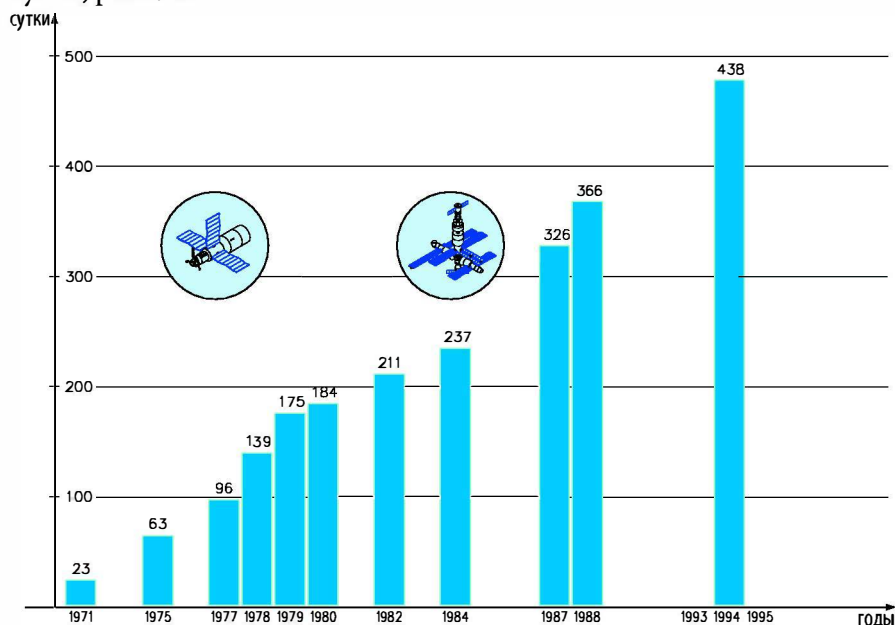


Рис. 9.2 Этапность увеличения длительности полетов на орбитальных станциях «Салют» и «Мир»

Создание протяженных ферменных конструкций, которые необходимы для размещения пленочных солнечных батарей, представляет собой сложную задачу, так как эти конструкции должны надежно разворачиваться в условиях космического пространства. Они должны занимать минимальный объем в сложенном положении и должны обладать надежной системой исключения люфтов, что является одной из принципиальных проблем всех разворачиваемых конструкций. На станции «Салют-7» проводилась отработка фермопостроителя «Маяк». Отработка фермопостроителей продолжалась на станции «Мир». Была развернута ферма «Рапана», в которой была использована технология с эффектом так называемой «памяти формы». В фермопостроителе «Тополь» использовалась технология раскладывания замкнутых упругих профилей. На ферме «Тополь» была установлена разворачиваемая солнечная батарея. Наиболее эффективной оказалась трансформируемая ферма «Софора», в которой использовался эффект памяти формы для исключения люфтов

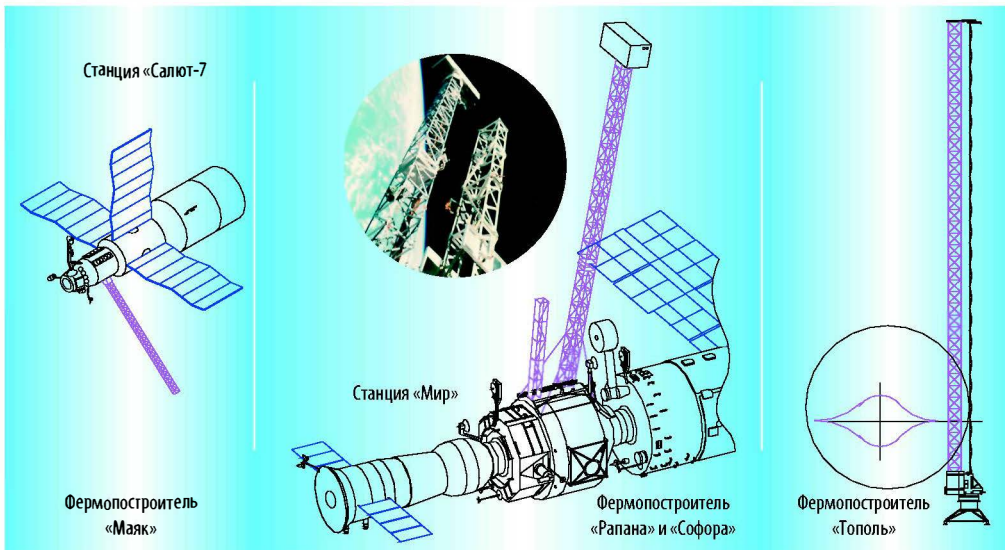


Рис. 9.3
Отработка ферменных конструкций и фермопостроителей в интересах межпланетных экспедиций на станциях «Салют-7» и «Мир»

в соединениях. Именно технология «Софоры» была принята за основу построения ферменных конструкций межпланетного экспедиционного комплекса, рис. 9.3.

Пленочные солнечные батареи, которые планируется применить в межпланетном экспедиционном комплексе, используют в качестве фотопреобразователей аморфный кремний, который теоретически представляется должен быть устойчивым к радиации в космическом пространстве. Тем не менее, на станции «Мир» был проведен натурный эксперимент по проверке стойкости пленочного фотопреобразователя в реальном космическом полете. На внешней поверхности служебного модуля станции «Мир» в течение более года экспонировался планшет с пленочным фотопреобразователем, после чего этот планшет был возвращен на Землю для исследований, которые подтвердили функциональную стойкость образцов.



Рис. 9.4 Манипулятор «Эра» на российском сегменте МКС (разработка ESA)

Электроракетные двигатели широко используются в космической технике. Двигатель с анодным слоем, разработки ЦНИИМаш, который планируется использовать в качестве одного из вариантов в межпланетном экспедиционном комплексе, работал на американском спутнике STEX по контракту с NASA и показал хорошие результаты. Тем не менее, для использования его в качестве двигателя на межпланетном экспедиционном комплексе требуется значи-



Рис. 9.5 Манипулятор (разработка ЦНИИ РТК)

тельное улучшение характеристик. Альтернативный ионный двигатель разработки Центра Келдыша планируется установить для его летной отработки на российском сегменте международной космической станции.

Система автоматической стыковки создавалась в интересах многих программ, в том числе, и для сборки на орбите межпланетных кораблей. И сейчас технология автоматической стыковки элементов будущих комплексов отработана и до сих пор, пока, является единственной в мире.

Манипуляторы, которые будут применяться при сборке энергодвигательного комплекса уже широко используются в космической технике. На международной космической станции имеется несколько манипуляторов, которые применяются для различных целей. На российском сегменте станции используется манипулятор «Эра» разработки «ESA», рис. 9.4. Целый спектр манипуляторов разработан в ЦНИИ РТК, рис. 9.5.

Системы обеспечения жизнедеятельности экипажа: электролизеры разных типов, поглотители CO_2 , поглотители вредных примесей, системы регенерации воды из конденсата, системы регенерации воды из урины и многие другие эксплуатировались на станциях «Салют» и «Мир» в течение многих лет. Одна из основных систем обеспечения экипажа кислородом, построенная на основе «замкнутого цикла» на основе реакции Сабатье, создана в наземном исполнении. Отработка этой системы при летных испытаниях планируется на российском сегменте международной космической станции в ближайшее время.

На орбитальных станциях были отработаны многие системы, которые будут использоваться с возможной модификацией на межпланетном экспедиционном комплексе.

9.2. Лётная отработка систем, агрегатов и модулей межпланетного экспедиционного комплекса

Все технические решения, принятые при проектировании и разработке межпланетного экспедиционного комплекса моделируются, отрабатываются и проверяются на Земле на различных компьютерных моделях и экспериментальных установках (тепловые макеты, виброустановки, установки отработки раскрытия конструктивных элементов, макеты жилых отсеков для проверки функционирования систем обеспечения жизнедеятельности и т. д.). Однако, для обеспечения надежности функционирования некоторых систем, агрегатов и отдельных модулей межпланетного экспедиционного комплекса экспериментальной отработки на Земле недостаточно: нужны лётные испытания элементов комплекса при их функционировании в реальных условиях космического полета.

Лётную отработку технических решений межпланетного экспедиционного комплекса планируется проводить в трех направлениях:

- 1. Использование российского сегмента международной космической станции для отработки в реальном полете некоторых систем и агрегатов межпланетного экспедиционного корабля, рис. 9.6.*
- 2. Создание моделей отдельных модулей и кораблей для проверки их функционирования на околоземных орбитах.*

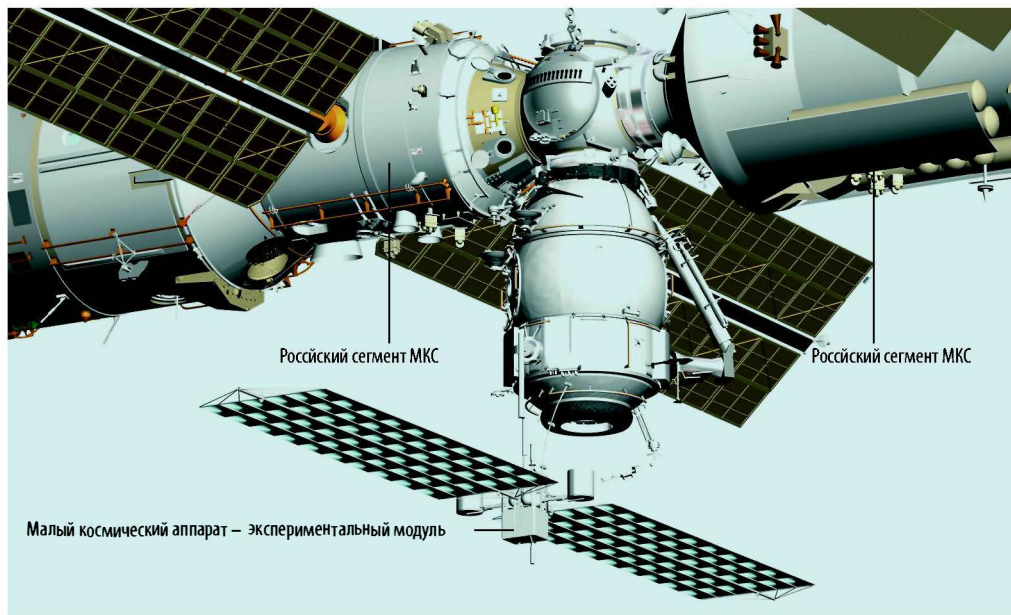


Рис. 9.6 Экспериментальный модуль у причала российского сегмента МКС

3. Проверка функционирования взлетно-посадочного корабля в реальных марсианских условиях без экипажа.

Система обеспечения экипажа кислородом, построенная на замкнутом цикле (реакция Сабатье), должна быть проверена в реальном полете с экипажем, в этом полете должны быть выявлены основные удобства и неудобства ее использования. Целесообразно проводить эту работу на международной космической станции.

Необходимо проверить в реальном длительном полете систему искусственной тяжести. До сих пор все длительные полеты проводились без подобной системы, поэтому возможно специфическое влияние системы искусственной тяжести на организм человека (искусственная тяжесть обеспечивается с помощью центрифуги). Такая работа может быть проведена только на орбитальной станции.

После отработки на Земле технологии разворачивания больших пленочных солнечных батарей необходима проверка отдельных операций разворачивания ферм в реальных условиях космического полета на орбитальной станции.

Электроракетные двигатели широко используются в космических полетах. Тем не менее, часть всей системы (включающий отдельную солнечную батарею, секцию бака с рабочим телом, блок управления, секцию электроракетных двигателей) должна быть проверена в реальном космическом полете. Это может быть сделано либо на орбитальной станции, либо на специальном модуле, который проведет экспериментальный полет по околоземной орбите или по гелиоцентрической, в том числе, с полетом к Марсу. При этих экспериментах должно быть проверено не только функционирование всей аппаратуры, но и, например, влияние местной атмосферы, создаваемой электроракетной двигательной установкой на другие системы, в том числе, на радиосвязь, рис. 9.7.

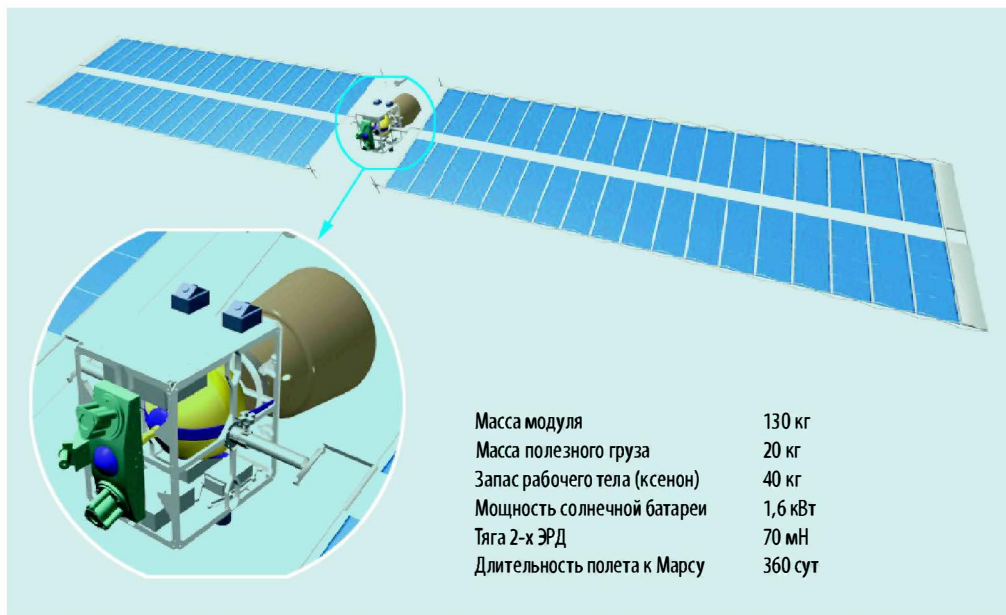


Рис. 9.7 Экспериментальный автоматический модуль для отработки режимов полета к Марсу (Марс-модуль), собираемый на российском сегменте МКС

Корабль для возвращения к Земле также должен быть проверен в условиях реального входа в плотные слои земной атмосферы со второй космической скоростью. Для этого необходимо изготовить копию корабля межпланетной экспедиции и провести экспериментальный полет со входом его в плотные слои земной атмосферы. Эта работа аналогична той, которая проводилась перед полетом «Востоков», «Союзов», «Меркурия», «Джемини», «Аполлона».

Особенно принципиальной и сложной является летная отработка взлетно-посадочного комплекса. Несмотря на то, что этот комплекс функционирует в условиях марсианской атмосферы, необходимо провести максимальную отработку этого комплекса в условиях земной атмосферы. Это касается, прежде всего, процесса спуска на марсианскую поверхность. Отдельные режимы спуска в марсианской атмосфере могут быть проверены в верхних слоях земной атмосферы.

Однако, градиенты изменения давления в земной атмосфере слишком сильно отличаются от марсианской атмосферы, поэтому принципиально важна проверка функционирования взлетно-посадочного комплекса во всех режимах в реальных марсианских условиях. Это можно сделать при первых пилотируемых полетах к Марсу без спуска экипажа на поверхность.

Жилой модуль может обрабатываться в процессе подготовки к полету в составе межпланетного комплекса. Но можно использовать этот модуль в составе, например, международной космической станции. В этом случае, жилой модуль может использоваться в качестве исследовательского модуля этой станции, рис. 9.8.

Первый полет человека на Марс может быть проведен только на околомарсианскую орбиту и с межпланетного экспедиционного комплекса на поверхность Марса спустится автоматический телеуправляемый экипажем макет

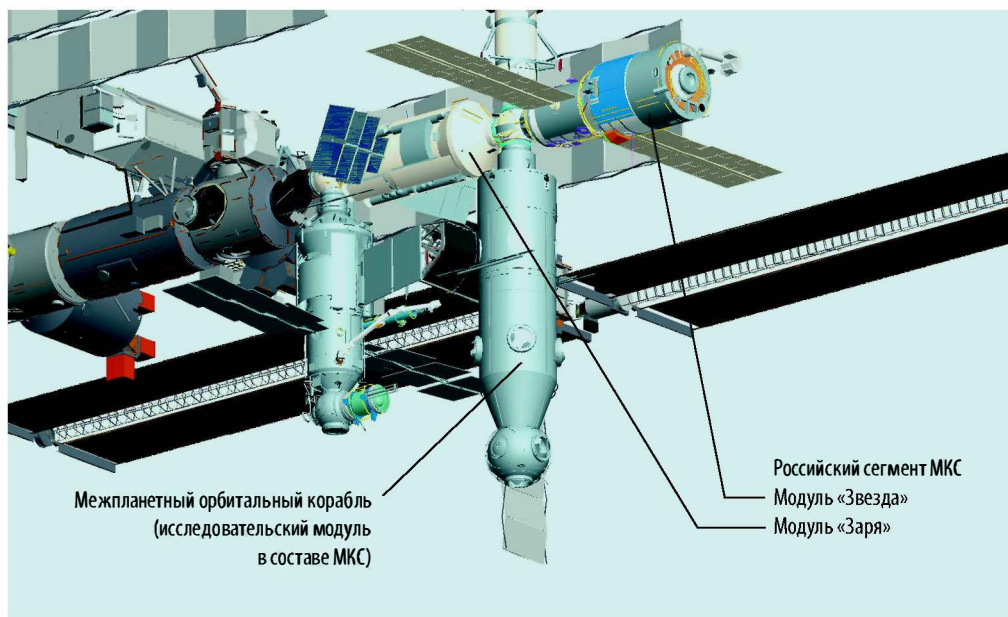


Рис. 9.8 Отработка межпланетного орбитального корабля в составе МКС (используется в качестве исследовательского модуля)

взлетно-посадочного комплекса. Телеуправление с Земли невозможно из-за большого запаздывания радиосигнала. Этот полет представляется весьма эффективным исследованием поверхности Марса человеком. В самом деле, человек остается на околомарсианской орбите, а на поверхность спускаются глаза и руки экипажа. И с точки зрения эффективности исследований нет разницы, смотрит человек через иллюминатор скафандра или через монитор, работает космонавт в перчатках скафандра или манипулятором. И, если бы не стояла задача последующего освоения Марса, такой метод исследования Марса человеком был бы самым дешевым, эффективным и безопасным.

После возвращения межпланетного экспедиционного комплекса на околоземную орбиту проводится его дооснащение баками с расходующимися компонентами, включая рабочее тело ЭРД. Проводится замена оборудования, выработавшего свой ресурс. К комплексу подстыковывается новый взлетно-посадочный комплекс и начинается второй полет нового экипажа к Марсу. Этот полет также не предполагает посадку экипажа на поверхность Марса. На поверхность спускается штатный взлетно-посадочный комплекс только без экипажа. Экипаж не должен спускаться на поверхность Марса до тех пор, пока посадку и взлет не совершит взлетно-посадочный комплекс без экипажа. Так проводились полеты всех кораблей, спускавшихся в атмосфере Земли: «Востоки», «Союзы», «Меркурии», «Джемини», «Аполлоны».

После возвращения межпланетного комплекса из второго полета проводится дооснащение его аналогично тем процедурам, которые выполнялись после первого полета. К межпланетному экспедиционному комплексу подстыковывается новый взлетно-посадочный комплекс, доставляется следующий экипаж. И уже в третьем полете комплекса, если на предыдущих не было каких-нибудь серьезных замечаний, при полностью успешных посадках

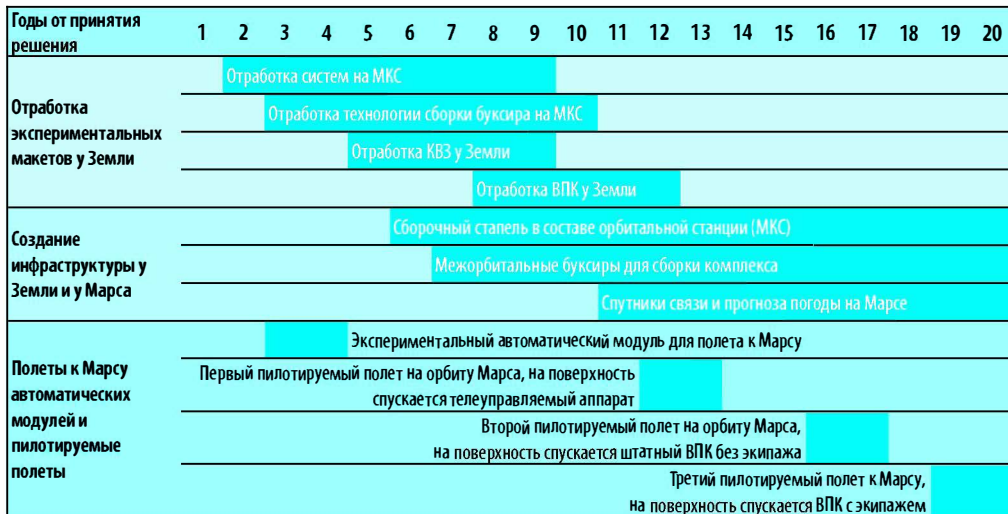


Рис. 9.9 График летных испытаний элементов межпланетного комплекса, создания инфраструктуры около Земли и Марса и пилотируемые полеты

и взлетах автоматических аппаратов, может быть совершена первая посадка экипажа на поверхность Марса.

На рисунке 9.9 представлен график отработки элементов будущего межпланетного экспедиционного комплекса и программа первых полетов к Марсу. Сроки основаны на проверенных производственных циклах изготовления космической техники, проведения экспериментальных работ и испытаний. Из этого графика видно, что первый полет человека к Марсу может быть проведен через 8–10 лет после принятия решения о начале работ.

9.3. Выводы

1. В реализации первого полета на Марс пройден большой путь. При выполнении программы пилотируемых полетов около Земли уже проведена работа по отработке многих технологий и процессов в интересах межпланетных полетов.
2. Все технические решения по межпланетному экспедиционному комплексу планируется в дальнейшем отработать на экспериментальных установках на Земле и с созданием специальных экспериментальных космических аппаратов, с проведением летных испытаний в космическом полете. Орбитальные станции являются удобным местом для дальнейшей отработки систем и технологий сборки межпланетного комплекса.
3. На основании оценок производственных циклов изготовления космической техники, проведения экспериментальных работ и испытаний первый полет человека к Марсу может быть проведен через 8–10 лет после принятия решения о начале работ.

9.4. Список использованной литературы

- 9.1. Техническое предложение «Пилотируемая экспедиция на Марс», том 1, 2. РКК «Энергия» им. С.П. Королева, Исследовательский центр им. М.В. Келдыша, НКИ РАН, ИМБП РАН, 2005.

Глава 10. Марсианская база. Планетное оборудование

10.1. Назначение и структура

Как было указано в главе 3, Межпланетный экспедиционный комплекс создается для проведения на первом этапе пяти экспедиций, используя один и тот же межпланетный орбитальный корабль и солнечный буксир многократного использования. Целью этих пяти экспедиций является выбор и подготовка места для создания Марсианской базы. Эта цель достигается решением следующих пяти задач:

- *1 задача: подтвердить в натуральных условиях безопасность полета экипажа (4 человека) по маршруту «Земля–Марс–Земля» и надежность посадки марсианского Взлетно-посадочного комплекса без экипажа.*
- *2 задача: подтвердить в натуральных условиях безопасность точной посадки и взлета экипажа с Марса в составе Взлетно-посадочного комплекса с пребыванием на поверхности Марса 15 суток; экипаж 4 человека, из них двое высаживаются на Марс.*
- *3 задача: подтвердить в натуральных условиях безопасность проведения экипажем исследований на Марсе в составе пилотируемого марсохода; длительность пребывания на Марсе 30 суток; экипаж экспедиции 6 человек, из них трое высаживаются на Марс.*
- *4 задача: провести на Марсе разведку и предварительные работы с целью выбора места и создание Временного аванпоста на Марсе; длительность пребывания экипажа на Марсе 30 суток; экипаж экспедиции 6 человек.*
- *5 задача: подтвердить в натуральных условиях в составе Временного аванпоста эффективность проведения экипажем исследований на Марсе и скорректировать план развертывания Марсианской базы; длительность пребывания экипажа на Марсе 30–60 суток; экипаж экспедиции 6 человек.*

Назначение Марсианской базы, ее структура, а также состав планетного оборудования требуют изучения роли исследований Марса в уменьшении угроз при дальнейшем развитии цивилизации.

Угрозой для цивилизации на планете Земля является вероятность падения на Землю фрагментов астероидов и комет. Согласно работе [10.1] падение в Сибири в 1908 г. космического фрагмента, названного «Тунгусским метеоритом», имело поражающий эффект на площади 60×60 км с тротиловым эквивалентом взрыва 14 Мт (атомная бомба в г. Хиросиме имела мощность 0,020 Мт). Численное моделирование показало, что фрагмент имел диаметр около 100 м, массу 233 000 тонн. В табл. 10.1, взятой из работы [10.2], представлен список астероидов семейства «Аpollo», которые до 2010 г. пройдут на расстоянии менее 0,1 а.е. от Земли.

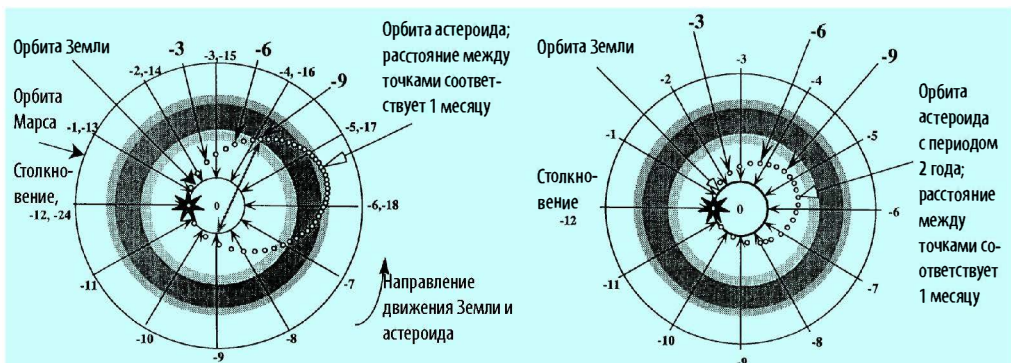
На рис. 10.1 представлено взаимное расположение Солнца, Земли и двух астероидов семейства «Аpollo», имеющих период обращения вокруг Солнца четыре и два года соответственно. Видно, что наблюдение за астероидами с Земли при их подлете к Земле за 6–9 месяцев практически невозможно, так как астероид придется наблюдать на фоне Солнца. Наблюдение возможно только за время меньшее 3 или большее 15 месяцев. Срок в 3 месяца считается недостаточным для принятия мер, исключающих столкновение или про-

хождение астероида на опасном расстоянии от Земли. При запасе по времени в 15 месяцев возникают трудности по обнаружению астероида из-за его удаленности от Земли почти на 3–4 а.е.

Табл. 10.1. Астероиды семейства «Аполло», которые сблизятся с Землей на расстоянии менее 0,1 а.е.

№ п/п	Обозначение астероида	Дата сближения с Землей	Наименьшее расстояние от Земли, а.е.	Наименьшее расстояние от Солнца, а.е.	Условный диаметр астероида, км	Период обращения вокруг Солнца, лет	Наклонение плоскости орбиты, град
1.	1991 VK	2007,01	0,0679	0,91	1,5	2,50	5,41
2.	1862 Apollo	2007,05	0,0714	0,65	1,5	1,78	6,35
3.	1989 UR	2007,11	0,0406	0,69	1,0	1,12	10,34
4.	1989 AZ	2008,01	0,0622	0,87	0,50	2,11	11,76
5.	4450 Pan	2008,02	0,0408	0,59	1,5	1,73	5,51
6.	1991 VH	2008,08	0,0291	0,97	1,5	1,21	13,91
7.	4179 Toutatis	2008,11	0,0502	0,91	3,3	3,99	0,47
8.	1993 KH	2008,11	0,0992	0,85	0,6	1,37	12,80
9.	1991JW	2009,05	0,0813	0,91	0,50	1,06	8,71
10.	1994 CC	2009,06	0,0163	0,95	1,0	2,09	4,63
11.	1991 AQ	2010,01	0,0892	0,49	1,5	3,31	3,21
12.	1991 JW	2010,01	0,0953	0,91	0,50	1,06	8,71

Наблюдения с помощью космического аппарата «SOHO» говорят, что около Земли пролетает до 100 комет/год, прогноз движения которых очень затруднен, так как кометы со временем распадаются на фрагменты. Поэтому целесообразно рассматривать создание на Марсе или в его окрестностях космической станции по мониторингу за движением астероидов, комет и их фрагментов. По оценкам, приведенным в работе [10.2], общее число фрагментов с размером более 50 метров (примерно размеры «Тунгусского метеорита»), но менее 1000 метров, составляет от 0,5 до 1,5 миллионов, что примерно в 1000 раз больше числа астероидов с размером около километра.



Орбита возможного столкновения с Землей астероида семейства «Аполло», имеющего период обращения вокруг Солнца 4 года; цифры указаны обратный отсчет месяцев

Орбита возможного столкновения с Землей астероида семейства «Аполло», имеющего период обращения вокруг Солнца 2 года

Рис. 10.1

Угрозой для биосферы планеты Земля является также ослабление или исчезновение ее магнитного поля. Согласно работе [10.3], начиная с первых измерений магнитного поля Земли в 1829, обнаружено, что магнитное поле уменьшается более чем на 2,5 % за 100 лет. В результате палеомагнитного исследования Земли был установлен неоднородный характер изменения дипольного магнитного поля Земли на протяжении последних 9000 лет, рис. 10.2, а. Знак полярности магнитного поля не изменялся, но на более продолжительных интервалах времени магнитное поле Земли много раз меняло свое направление, примерно на противоположное, рис. 10.2, б.

В период 1965–1980 гг. было экспериментально показано сильное воздействие слабых магнитных полей на химические реакции, включающие свободные радикалы. Была присуждена Ленинская премия 1986 года за цикл работ «Магнито-спиновые эффекты в химических реакциях» [10.4]. Также было обнаружено явление магнитно-изотопной селективности химических реакций, которое было зарегистрировано как открытие в 1985 году.

Общеизвестен также факт, что магнитное поле Земли препятствует проникновению в атмосферу ионизирующей радиации Солнца и космических галактических лучей, защищая тем самым биосферу от негативного воздействия радиации.

Представленные факторы указывают на взаимную обусловленность появления и развития жизни на планете и наличия магнитного поля. Более того, планета должна иметь такой состав и структуру, которые позволяли бы усиливать магнитное поле окружающей космической среды. Так около Земли солнечная плазма имеет напряженность $H = 6 \cdot 10^{-5}$ Э, а на поверхности Земли $H \sim 0,5$ Э, т.е. коэффициент усиления $K_y = 10^4$. Как показывают исследования, механизмом усиления является дифференциальное вращение, с разной угловой скоростью, электропроводящих турбулентных жидких слоев ядра планеты. Исследования Марса беспилотными космическими аппаратами, см. главу 1, показали, что 3,6 млрд. лет назад Марс имел атмосферу, гидросферу, влажный теплый климат и был очень похож на планету Земля. Затем случилась катастрофа, Марс потерял часть атмосферы и часть гидросферы. Оставшаяся часть гидросферы превратилась в вечную мерзлоту. Многие увязывают эту катастрофу с охлаждением электропроводящего ядра планеты, с переходом его в твердое состояние и прекращением действия механизма усиления магнитного поля. В настоящее время средняя напряженность магнитного поля Марса составляет у экватора $H = 6,5 \cdot 10^{-4}$ Э, т.е. коэффициент усиления $K_y = 10$.

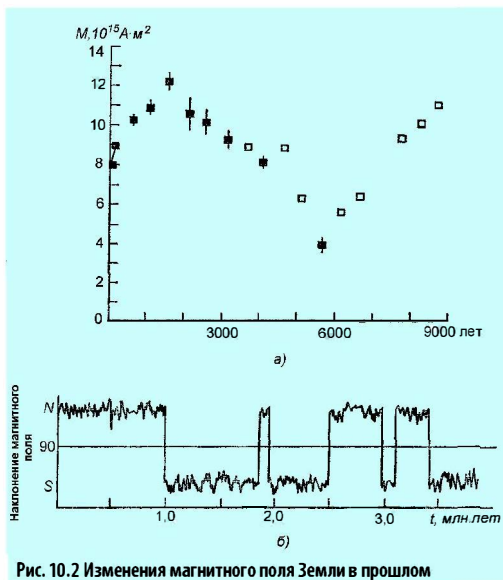
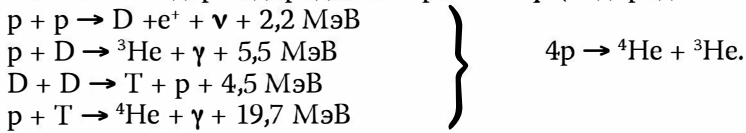


Рис. 10.2 Изменения магнитного поля Земли в прошлом

Имеется и третья угроза, связанная с тем, что Солнце является звездой третьего поколения [10.5], которое благодаря своим небольшим размерам и составу превратилось в долгожителя среди звезд. Возраст Солнца около 5 млрд. лет и основным источником энергии являются термоядерные реакции на основе ядер водорода, т.е. протонов p (водородный цикл):



Такое длительное существование Солнца с характеристиками, изменившимися в небольших пределах, см. таблицу 10.2, способствовало появлению и эволюции планет, которая привела к появлению жизни и цивилизации на одной из планет.

Для нашего Солнца примерно через 4–5 млрд. лет, когда в ядре Солнца выгорит весь водород, водородный цикл сменится гелиевым, который можно представить как реакцию слияния трех ядер гелия: $3 {}^4\text{He} \rightarrow {}^{12}\text{C}$. С накоплением в ядре звезды изотопа углерода ${}^{12}\text{C}$, начинается реакция взаимодействия ядер гелия и углерода, ${}^4\text{He} + {}^{12}\text{C} \rightarrow {}^{16}\text{O}$.

Табл. 10.2. Источники внешней и внутренней энергии Земли [10.6]

Вид энергии, мощность в кал/(см ² ·год)	Время послеобразования Земли		
	4,6 млрд. лет (настоящее время)	500 млн. лет	10 млн. лет
1. Суммарная Солнечная радиация	265 000	170 000	132 000
2. Ультрафиолетовое излучение Солнца, длина волны $\gamma = 20\text{--}150$ нм	1,4	4–30	100–10 000
3. Рентгеновское излучение Солнца, $\lambda = 0,3\text{--}6$ нм	0,2	7	70–700
4. Радиоактивность земной коры толщиной 35 км	15,5	47	—
5. Тепло, выделяющееся при извержении вулканов	0,15	> 0,15	—
6. Электрические разряды молний	4	4	—

Звезда превращается в красного гиганта с размером конвективной зоны до 1 а.е., так показывает статистика эволюции звезд [10.7]. Земля в этом случае может попасть в конвективную зону звезды и сгореть. Поэтому цивилизация обязана рассматривать вероятность *такой угрозы для планеты* и разрабатывать меры по сохранению планеты. Одной из мер является недопущение попадания планеты Земля в конвективную зону красного гиганта. Другой мерой может служить освоение цивилизацией запасной планеты, которая находится дальше от Солнца, например, планеты Марс.

Представленный выше фактический материал позволяет определить следующим образом *назначение* Марсианской базы.

- *Определение механизма катастрофы на Марсе, приведшей к потере части атмосферы, гидросферы и ослаблению магнитного поля планеты.*
- *Поиск жизни и ее следов в прошлом и настоящем на Марсе.*
- *Определение мер, необходимых для превращения Марса в планету, комфортную для постоянного проживания людей.*

- *Мониторинг движений астероидов, комет и их фрагментов с целью исключения опасные возмущения в системе «Земля–Луна» при их близком пролете и возможное столкновение.*

В соответствии с установленным назначением Марсианской базы определена ее структура и следующий состав.

1. *Марсианский Взлетно-посадочный комплекс, см. главу 6.*
2. *Жилой комплекс.*
3. *Энергетический комплекс.*
4. *Транспортно-технологический комплекс.*
5. *Научно-исследовательский комплекс.*
6. *Комплекс мониторинга астероидно-кометной опасности.*

10.2. Жилой комплекс

Жилой комплекс предназначен для проживания на поверхности Марса экипажа в составе от двух до шести человек с длительностью пребывания от 30 до 500 суток по мере развертывания Марсианской базы.

Жилой комплекс должен иметь в своем составе следующие модули:

- *командно-жилой модуль.*
- *научно-исследовательский модуль.*
- *шлюзовой модуль.*
- *складской модуль.*
- *переходный модуль.*

Общий вид Жилого комплекса представлен на рис. 10.3. Выбор места для Марсианской базы должен учитывать следующие факторы.

- *Безопасность посадки и взлета с поверхности Марса, что обеспечивается посадкой в экваториальной зоне ($\pm 10^\circ$) с максимально низким топографическим участком с более плотной атмосферой.*
- *Безопасность проживания на поверхности Марса за счет использования рельефа местности и возможности создания искусственных валов или углублений на местности для повышения радиационной безопасности и*

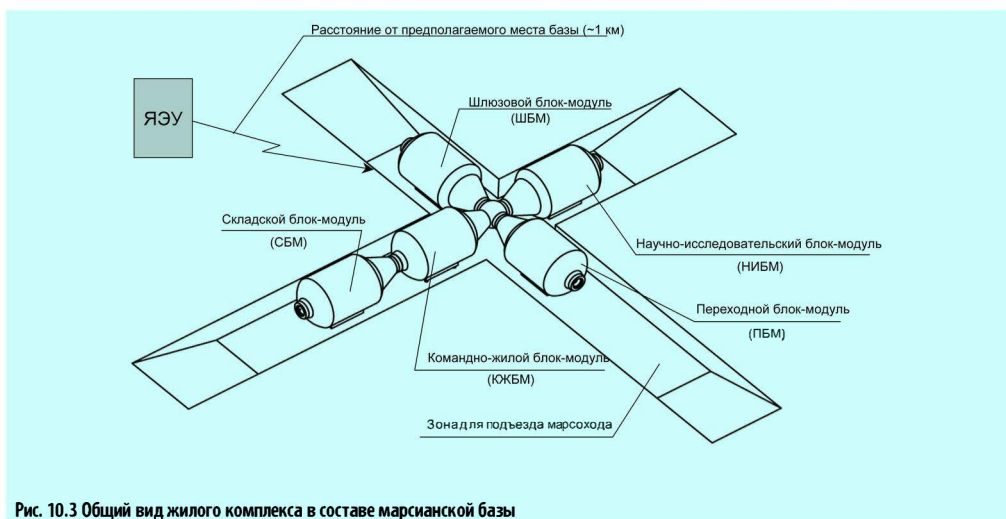


Рис. 10.3 Общий вид жилого комплекса в составе марсианской базы

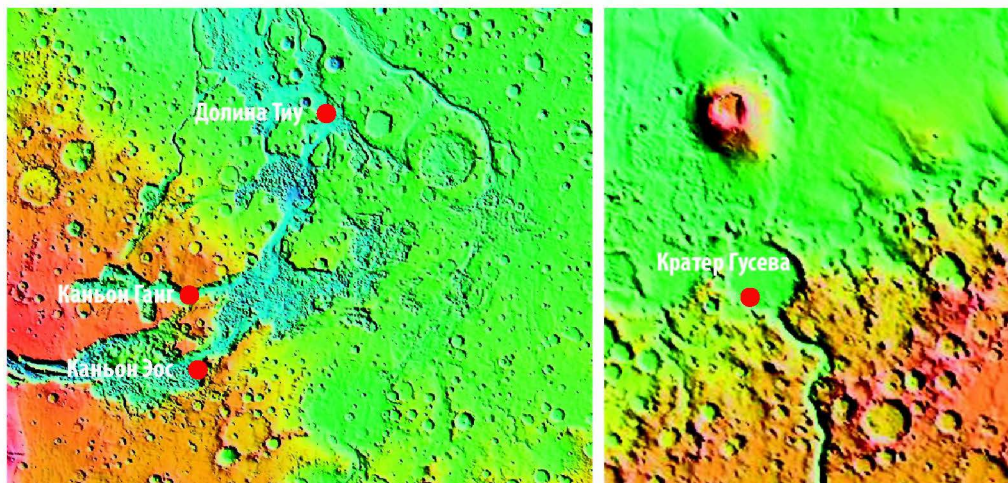


Рис. 10.4

защиты от Солнечных вспышек. На Земле атмосфера, имеющая поверхностную плотность $1 \text{ кг/см}^2 = 1000 \text{ г/см}^2$, обеспечивает надежную защиту биосферы, в то время как на Марсе эта величина составляет только $10\text{--}15 \text{ г/см}^2$.

- Наличие в районе Марсианской базы жидкой воды при наименьших глубинах залегания с возможностью ее использования для систем обеспечения жизнедеятельности и получения компонентов ракетного топлива с целью использования в будущем, в процессе освоения Марса.
- Региональная геологическая ситуация должна способствовать эффективному исследованию внутреннего строения Марса с помощью электрофизических методов.
- Рельеф местности должен обеспечить организацию мониторинга астероидно-кометной опасности с наименьшими помехами, вызванными активной деятельностью человека на поверхности Марса.

На рис. 10.4 представлены возможные районы развертывания Марсианской базы, как это представляется сотрудниками ГеоХИ имени В.И. Вернадского.

10.3. Энергетический комплекс

Энергетический комплекс предназначен для электроснабжения Жилого комплекса, технологического и научного оборудования в диапазоне мощностей от 25 до 200 кВт по мере развертывания Марсианской базы с гарантированным ресурсом не менее 15 лет в марсианских условиях.

Энергетический комплекс будет иметь в своем составе:

- атомную станцию для обеспечения гарантированного электроснабжения Марсианской базы в дневные, ночные часы и в условиях пыльной бури;
- солнечную электростанцию для покрытия пиковых нагрузок и обеспечения расширенного производства ракетных компонентов топлив из местных ресурсов.

Для определения оптимального распределения энергопотребностей между атомной и солнечной электростанциями был рассмотрен ряд мощностей для

атомной станции: 25 кВт, 100 кВт, 200 кВт. Учитывая, что в России была создана ядерная энергоустановка с термоэмиссионным реактором-преобразователем первого поколения (см. главу 5), рассматривалась аналогичная установка второго поколения, а также энергоустановка с газотурбинным циклом преобразования с целью проведения анализа эксплуатационных особенностей каждого типа.

Одной из особенностей пилотируемой экспедиции на Марс является использование атомной электрической станции (АЭС), предназначенной для длительного обеспечения электроэнергией потребителей на поверхности Марса [10.8].

За базовое значение полезной электрической мощности стационарной марсианской АЭС принимается 100 кВт, учитывающее энергопотребление системы жизнеобеспечения для Марсианской базы.

Программа освоения Марса включает в себя также проведение геолого-разведочных и буровых работ на поверхности планеты. Для обеспечения электропитания роботизированного геологоразведочного оборудования разрабатывается мобильная АЭС на самоходной платформе электрической мощностью 25 кВт.

К АЭС предъявляются следующие технические требования:

- *Габариты планетной АЭС должны вписываться в объем грузового отсека ракеты-носителя с размерами 6,0 м по диаметру и 22 м по полной длине (по цилиндрической части 17 м).*
- *Объем монтажных работ на поверхности Марса должен быть минимальным и по возможности исключать сварочные работы.*
- *Суммарная масса составных частей АЭС, доставляемых на поверхность Марса, не должна превышать 10000 кг, а масса мобильной АЭС также не должна превышать 10000 кг, что соответствует грузоподъемности подвижной платформы 30 кН.*
- *Ресурс работы АЭС на поверхности Марса должен составлять не менее 10 лет.*
- *Расстояние от АЭС до энергопотребителя (Аванпост или геологоразведательное оборудование) составляет 1 км.*
- *Связь стационарных АЭС с марсианской базой должна осуществляться через кабельную сеть с напряжением переменного тока 5 кВ.*
- *Должны быть предусмотрены необходимые средства обеспечения ядерной и радиационной безопасности на всех этапах их жизненного цикла, удовлетворяющие требованиям современных международных и национальных правил, регламентирующих вопросы безопасности АЭС и космических ЯЭУ.*

Система безопасности планетной АЭС разрабатывается с учетом принципов независимости, многоканальности, резервирования и принципа безопасного отказа.

Ядерная безопасность обеспечивается подкритическим состоянием реактора в случае падения, деформирования и заполнения полостей реактора замедляющей или рассеивающей нейтроны средой [10.9].

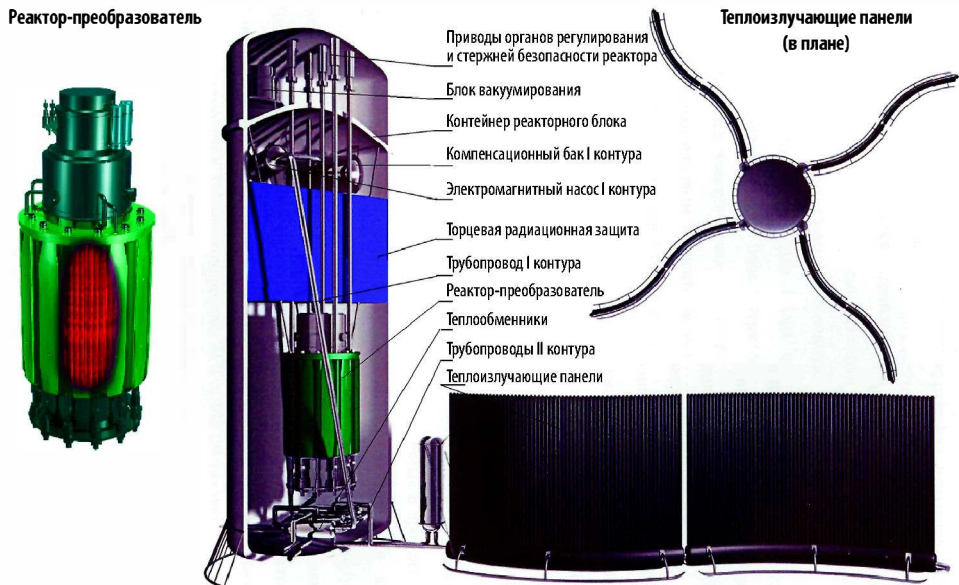


Рис. 10.5 Компоненка реакторного блока и других компонентов АЭС, общий вид реактора-преобразователя и теплоизлучающие панели в плане

Радиационная безопасность всех стационарных вариантов АЭС обеспечивается радиационной защитой, ограничивающей уровни реакторных излучений в местах нахождения человека заданными значениями.

Радиационная защита стационарных АЭС должна обеспечивать условие не превышения мощности дозы значения 2 сЗв/год при расстоянии АЭС от месторасположения человека 1 км в секторе с углом 90° и возможность присутствия человека у роботизированных устройств на расстоянии 1 км от АЭС.

Управление всеми процессами АЭС при эксплуатации на энергетических режимах автоматизировано и не требует постоянного контроля со стороны участников марсианской экспедиции.

Условия окружающей среды при эксплуатации АЭС на поверхности Марса приведены в главе 1.

При разработке планетных АЭС рассматриваются два альтернативных варианта:

- АЭС на основе термоэмиссионного реактора преобразователя;
- АЭС на основе высокотемпературного газоохлаждаемого реактора с турбомашинным преобразованием энергии по циклу Брайтона.

АЭС на основе термоэмиссионного реактора преобразователя включает в себя реакторный блок, внешнюю боковую радиационную защиту, систему отвода неиспользованного тепла с устройствами для ее развертывания, систему автоматического управления, цезиевую систему, блок вакуумирования цезиевых полостей реактора-преобразователя и откачки из них газовых примесей, а также кабельную сеть и силовые конструкции для крепления сборочных единиц АЭС к опорным конструкциям на поверхности Марса. Оборудование реакторного блока, заключено в герметичный контейнер (корпус), заполняе-

мый инертным газом. Компоновка реакторного блока в герметичном контейнере (без внешней радиационной защиты и блока аппаратуры САУ) и некоторых других компонентов АЭС, а также общий вид реакторного блока показан на рисунке 10.5.

Принцип действия планетной АЭС с термоэмиссионным реактором-преобразователем и описание ее работы подробно изложены в [10.10–10.15].

Основные технические параметры АЭС на основе термоэмиссионного реактора-преобразователя (РП) представлены в табл. 10.3. Стационарные АЭС электрической мощностью 25, 100 и 200 кВт идентичны по своему составу и конструктивно-компоновочной схеме. В отличие от стационарного варианта в мобильном варианте реакторный блок располагается в горизонтальном направлении на подвижной платформе. В направлении продольной оси платформы и АЭС, ориентированной на район проведения геологоразведочных работ, на платформе последовательно располагаются: радиационно-чувствительная аппаратура АЭС (блоки САУ, автономный источник питания, радиотелеметрические устройства и т.п.), отсек с приводами органов управления РП и блоком системы подачи пара цезия в РП, передняя торцевая радиационная защита этого оборудования, реакторный блок АЭС с боковой радиационной защитой (РЗ), задняя торцевая РЗ, обеспечивающая ослабление излучений реакторного блока в направлении возможного района проведения геологоразведочных работ.

Табл. 10.3 Параметры термоэмиссионных АЭС

Параметр	Значение			
	Стационарная		Мобильная	
Тип АЭС				
Полезная электрическая мощность, кВт	100	200	25	25
Тепловая мощность реактора, кВт, не более	1425	2630	380	380
Загрузка урана-235, кг	250	250	40	40
Топливо	Карботанталовое топливо		Диоксид урана	
Максимальная температура теплоносителя на выходе из РП, К, не более	1000	1000	873	873
КПД преобразования в конце ресурса, не менее	0,085	0,09	0,085	0,085
Масса АЭС, кг,	4000	4750	2000	2150
в том числе:				
– реакторный блок	2600	2750	1200	1200
– система тепловода	800	1250	200	400
– электрические коммуникации	300	400	100	
– аппаратура САУ	250	300	150	400
– блок вакуумирования	50	50	50	50
Масса радиационной защиты без обваловки реакторного блока марсианским грунтом (с учетом обваловки марсианским грунтом), кг	10750 (1200)	12500	7000	7600
Масса АЭС без обваловки реакторного блока марсианским грунтом (с учетом обваловки марсианским грунтом), кг	14750 (5200)	17000	9000	9850

При разработке стационарных АЭС с термоэмиссионным РП рассматриваются два варианта радиационной защиты: вариант, когда все блоки РЗ входят в состав АЭС и доставляются с Земли; вариант, когда, наряду с блоками РЗ,

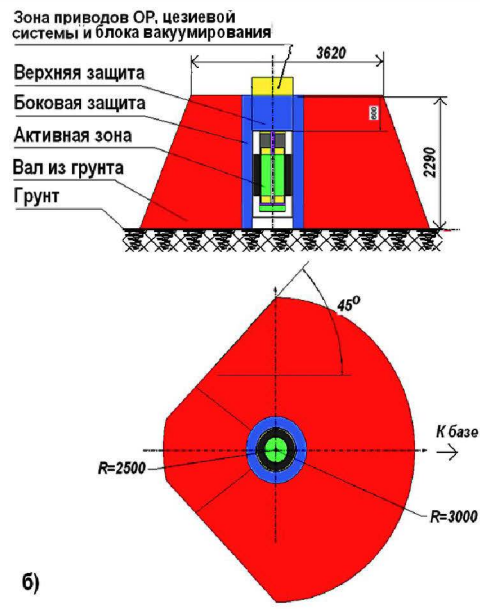
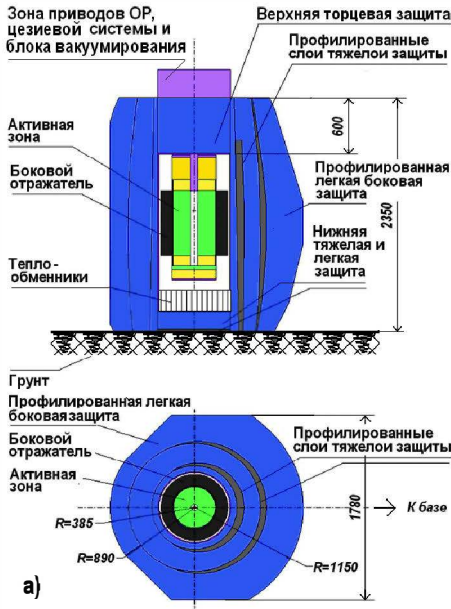


Рис. 10.6 Схемы защитной композиции основного варианта АЭС: а) – вариант РЗ с доставкой всех защитных блоков с Земли; б) – вариант РЗ при совместном использовании доставляемых защитных блоков и обваловки из марсианского грунта

входящими в состав АЭС, используется обваловка реакторного блока марсианским грунтом (рис. 10.6). Состав и плотность (около 2000 кг/м³) марсианского грунта, используемого для создания обваловки вокруг АЭС в качестве дополнительного средства радиационной защиты, приведены в главе 1.

Анализ данных вариантов РЗ показал, что масса базового варианта стационарной АЭС мощностью 100 кВт. эл составит около 14750 кг, т.е. будет значительно превышать заданное значение 10000 кг. При использовании обваловки АЭС марсианским грунтом масса доставляемых на поверхность Марса АЭС в сборе резко сократится и составит около 5200 кг. Таким образом, при создании АЭС на основе термоэмиссионного РП с полезной электрической мощностью больше или равной 100 кВт обваловка реакторного блока марсианским грунтом является обязательным условием для удовлетворения требований радиационной безопасности.

АЭС на основе высокотемпературного газоохлаждаемого реактора с турбомашинным преобразованием энергии по циклу Брайтона [10.8, 10.16] включает в себя:

- реакторный блок (с верхней торцевой радиационной защитой);
- внешнюю боковую радиационную защиту;
- нижнюю торцевую радиационную защиту (для мобильного варианта);
- двухпетлевую газотурбинную установку (ГТУ);
- систему отвода тепла;
- САУ;
- электрические кабели, связывающие реакторный блок с САУ и электрические кабели, связывающие генераторы ГТУ с высоковольтными преобразователями марсианской базы;
- силовые конструкции для крепления АЭС на поверхности Марса.

Теплоносителем энергопреобразовательного контура является гелий-ксероновая смесь.

В состав замкнутой газотурбинной установки с регенерацией тепла входят два параллельно включенных блока турбокомпрессор-генератора одновального исполнения на половинный расход теплоносителя, рекуперативный теплообменник, совмещенный с нижним силовым днищем реактора, концевой теплообменник-охладитель и магистральные трубопроводы с запорно-регулирующей арматурой.

Система отвода тепла, являющаяся вторым контуром АЭС, предназначена для сброса неиспользованного тепла в концевом теплообменнике-охладителе и охлаждения внешней боковой радиационной защиты за счет прокачки марсианского «воздуха». Принудительная циркуляция марсианского «воздуха» обеспечивается вентиляторами с электроприводом. В зависимости от электрической мощности АЭС их количество может варьироваться от одного до трех штук. В системе предусматривается также резервные вентиляторы с автономным питанием. Частично сброс тепла из контура осуществляется через наружную поверхность боковой радиационной защиты.

В табл. 10.4 приведены основные технические параметры АЭС для разных уровней электрической мощности.

Табл. 10.4 Параметры газоохлаждаемых АЭС

Наименование параметра	Значение			
	Стационарная		Мобильная	
Тип АЭС				
Полезная электрическая мощность, кВт	100	200	25	25
Тепловая мощность реактора, кВт	368	689	103	103
Загрузка урана-235, кг	106,5	106,5	106,5	106,5
Топливо	Уран-циркониевый карбонитрид			
Температура Хе+Не, К на входе в турбину	1500	1500	1500	1500
К.п.д. цикла	0,352	0,362	0,334	0,334
Масса, кг:	3440	5020	2350	2500
в том числе:				
реактор с оборудованием энергопреобразовательного контура и силовыми элементами крепления;	1530	1930	1200	1200
система теплоотвода;	1460	2590	800	800
электрические коммуникации;	200	200	200	100
аппаратура САУ;	250	300	150	400
Масса радиационной защиты без обваловки реакторного блока марсианским грунтом	6100	7200	4500	5200
Масса АЭС без обваловки реакторного блока марсианским грунтом	9540	12220	6850	7700

Общий вид стационарной марсианской АЭС показан на рисунке 10.7.

В состав реакторного блока входят:

- *высокотемпературный газоохлаждаемый реактор;*
- *верхняя торцевая РЗ;*
- *управляющие и информационные датчики;*
- *силовые элементы конструкции.*

Реактор марсианской АЭС – это аппарат канально-корпусного типа с быстрым спектром нейтронов. Описание конструкции твердофазного газоохлаждаемого реактора подробно изложено в гл. 5 и [10.8, 10.10, 10.16–10.24].

Для марсианской АЭС полезной электрической мощностью 25 и 100 кВт конструкция реактора принята единой. При увеличении мощности до 200 кВт активная зона реактора должна быть дополнена еще одним рядом ТВС с одновременным увеличением количества стержней ядерной безопасности.

Охлаждение боковой РЗ осуществляется по кольцевым зазорам марсианским «воздухом». Часть тепла сбрасывается через наружную поверхность боковой радиационной защиты за счет излучения и механизма свободной конвекции. С целью обеспечения требуемого температурного режима в защитных материалах в боковой РЗ стационарной АЭС мощностью 200 кВт предусмотрено увеличенное количество кольцевых зазоров для прохода марсианского «воздуха» по сравнению с вариантами АЭС мощностью 25 и 100 кВт.

Для АЭС на основе высокотемпературного газоохлаждаемого реактора с турбомашинным преобразованием энергии по циклу Брайтона рассматривается вариант размещения стационарной АЭС непосредственно на поверхности Марса в естественном каньоне ландшафта, без заглабления его в грунт, как наиболее «тяжелый» с точки зрения обеспечения допустимой радиационной обстановки в месте расположения марсианской базы.

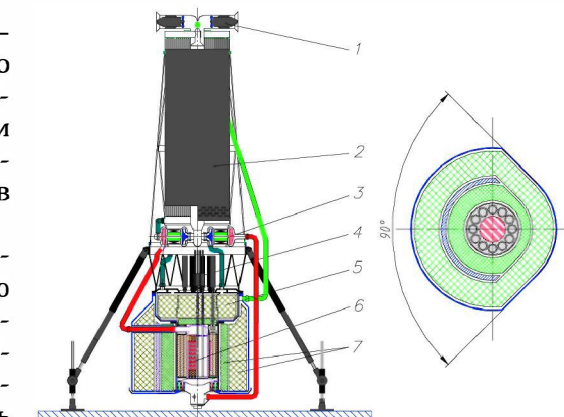


Рис. 10.7 Планетарная стационарная АЭС:
1 – вентилятор, 2 – концевой теплообменник-охладитель, 3 – ТКГ, 4 – приводы регулирующих барабанов и стержней ядерной безопасности, 5 – верхняя торцевая радиационная защита, 6 – реактор, 7 – боковая радиационная защита

С целью уменьшения массы АЭС боковая РЗ выполнена профилированной с максимальной толщиной в направлении на базу (область прямой видимости). Помимо стационарной АЭС, с целью обеспечения электропитания роботизированных устройств для геологоразведочных работ на поверхности Марса, был разработан вариант мобильной АЭС полезной электрической мощностью 25 кВт.

Основные конструктивные решения и технические характеристики мобильного варианта АЭС идентичны варианту стационарной планетной АЭС полезной электрической мощностью 25 кВт. Для снижения дозовых нагрузок на привод платформы для

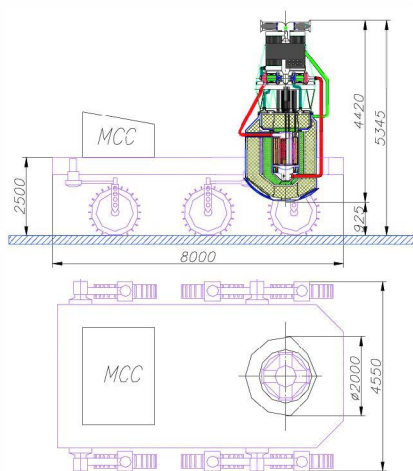


Рис. 10.8 Напланетная АЭС в мобильном варианте

транспортного варианта АЭС в ядерном реакторе предусматривается нижняя торцевая радиационная защита, композиционный состав и охлаждение которой выполнены аналогично боковой РЗ. Общий вид планетной АЭС в транспортном варианте представлен на рисунке 10.8.

Рассмотренные варианты марсианской АЭС на основе высокотемпературного газоохлаждаемого реактора с турбомашинным преобразованием энергии (также как и маршевые энергодвигательные установки) базируются, прежде всего, на наличии технологического задела, полученного в рамках выполненных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по российской (советской) программе разработки ЯРД, см. главу 5, [10.10, 10.25–10.31].

Используемые технические решения при разработке планетных АЭС в рамках марсианской программы могут быть перенесены для решения задач энергообеспечения лунной базы.

10.4. Транспортно-технологический комплекс

Марсианский транспортно-технологический комплекс предназначен для обеспечения:

- автономного проживания экипажа в отдаленных от места посадки районах;
- транспортировки экипажа, оборудования и грузов;
- научных исследований на поверхности Марса;
- строительно-монтажных работ на поверхности Марса.

Транспортно-технологический комплекс формируется на основе пилотируемых и беспилотных марсоходов, а также летательных аппаратов типа дирижабль с дистанционным управлением. Облик и характеристики пилотируемого марсохода должны обеспечить режим работ экипажа, который представлен в табл. 10.5.

Табл. 10.5. Режим работы экипажа на поверхности Марса для первых экспедиций

№ суток пребывания на Марсе	Режим работы экипажа
1–3	Экипаж проходит адаптацию к условиям Марса, проводит контроль работоспособности систем Взлетно-посадочного комплекса (ВПК) и стыковки пилотируемого Марсохода (ПМХ) к ВПК.
4	Экипаж в составе 2 человек проводит контрольный выход из ШО ВПК на поверхность планеты; проводится визуальный анализ состояния ВПК и ПМХ.
5	День отдыха и принятия Варианта исследования Марса, подготовка к Поездке № 1 на дальность до 5 км.
6	Осуществление Поездки № 1 общей продолжительностью не более 2 часов с возвращением в исходную точку.
7–8	Анализ результатов Поездки № 1, дозаправка израсходованных компонентов, подготовка к Поездке № 2 на дальность 10 км.
9–10	Поездка № 2 продолжительностью не более 4 часов и возвращение в исходную точку.
11–12	Отдых, анализ результатов Поездки № 2, подготовка к Поездке № 3 на дальность 20 км; восполнение израсходованных компонентов.
13	Поездка № 3 длительностью 48 часов, возвращение в исходную точку.
14	Отдых, анализ результатов Поездки № 3 и всей работы за 13 суток, корректировка программы. Отъезд ПМХ от ВПК, тренировка взлета.

Окончание табл. 10.5

№ суток пребывания на Марсе	Режим работы экипажа	
	Вариант «А»	Вариант «В»
15-17	Подготовка взлета	Подготовка к Поездке № 4 на дальность 20 км
18	Старт Взлетного модуля из ВПК и выход на околомарсианскую орбиту	Поездка № 4
19-20	Стыковка с МОК	Поездка № 4, продолжение; возвращение в исходную точку
21-22	Проверка систем МЭК для отлета к Земле	Отдых, анализ результатов, поездка № 4
23-24	Резерв времени	Подготовка взлета
25	Отлет к Земле	Старт Взлетного модуля из ВПК и выход на околомарсианскую орбиту
26-27	–	Стыковка с МОК
28-29	–	Проверка систем МЭК для отлета к Земле
30	–	Отлет к Земле.

При определении облика и характеристик пилотируемого марсохода учитывался опыт разработки и эксплуатации «Лунохода-1» и «Лунохода-2», см. рис. 10.9. В табл. 10.6 представлены результаты расчетов необходимой мощности марсохода при условии:

- скорость движения по горизонтальной поверхности ($\alpha = 0^\circ$) со средней скоростью V от 4 до 10 км/час;
- коэффициент сопротивления качению $f=0,06$;
- скорость ветра до 25 км/час;
- коэффициент аэродинамического сопротивления $C_x = 1$;
- максимальный угол подъема местности $\alpha=35^\circ$.

На основании данных таблицы 10.6 номинальная суммарная электрическая мощность составляет на колесах-моторах 20 кВт, с возможностью форсирования до 40 кВт в течение 30 минут. Для пилотируемого марсохода были рассмотрены следующие типы энергоустановок:

- ядерная энергоустановка;
- тепловой двигатель;
- электрохимический генератор (ЭХГ).

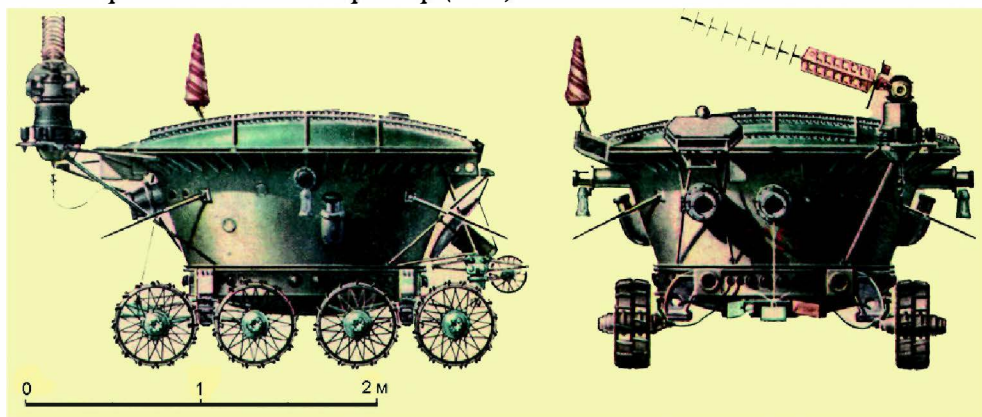


Рис. 10.9 «Луноход-1»: Работа с 17.11.1970 по 4.10.1971; масса – 756 кг; длина – 4,42 м; ширина – 2,15 м; высота – 1,92 м; пройденное расстояние – 10,54 км

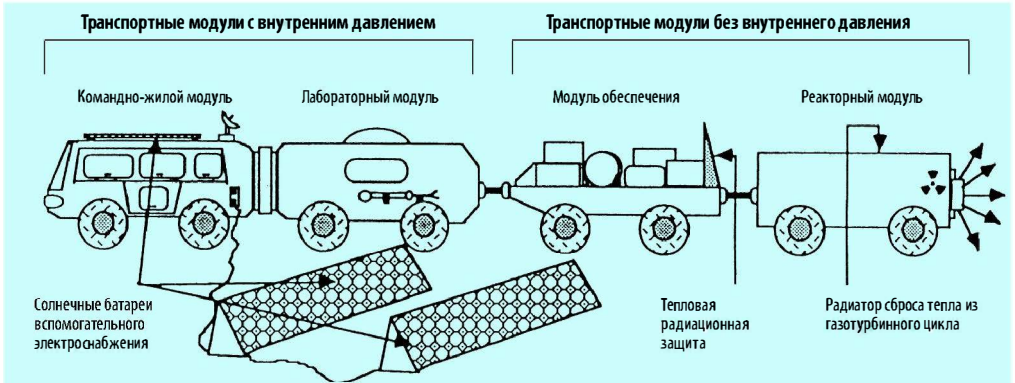


Рис. 10.10 Компоновка Марсохода, использующего ядерную энергоустановку с газотурбинным циклом

Табл. 10.6. Мощность двигательной установки N_d пилотируемого марсохода, кВт

$N_d(\alpha, V)$		α , град							
		0	5	10	15	20	25	30	35
V, км/час	1	0,8	1,7	2,7	3,7	4,6	5,5	6,3	7,1
	2	1,5	3,5	5,4	7,3	9,2	11,0	12,6	14,2
	3	2,3	5,3	8,2	11,0	13,8	16,4	19,0	21,4
	4	3,1	7,0	10,9	14,7	18,4	21,9	25,3	28,5
	5	3,9	8,8	13,7	18,4	23,0	27,5	31,7	35,7
	6	4,7	10,6	16,4	22,1	17,6	33,0	38,0	42,8
	7	5,5	12,4	19,2	25,8	32,3	38,5	44,4	50,0
	8	6,4	14,2	22,0	29,6	36,9	44,0	50,8	57,2
	9	7,2	16,1	24,8	33,3	41,6	49,6	57,2	64,4
	10	8,1	17,9	27,6	37,1	46,3	55,2	63,6	71,6

Облик пилотируемого марсохода с ядерной установкой может иметь вид, представленный на рис. 10.10, разработка США. Ядерная установка из-за радиационной опасности дальше не рассматривается.

В качестве теплового двигателя были рассмотрены замкнутый газотурбинный цикл (ГТУ) и цикл Стирлинга со свободной поршневой группой.

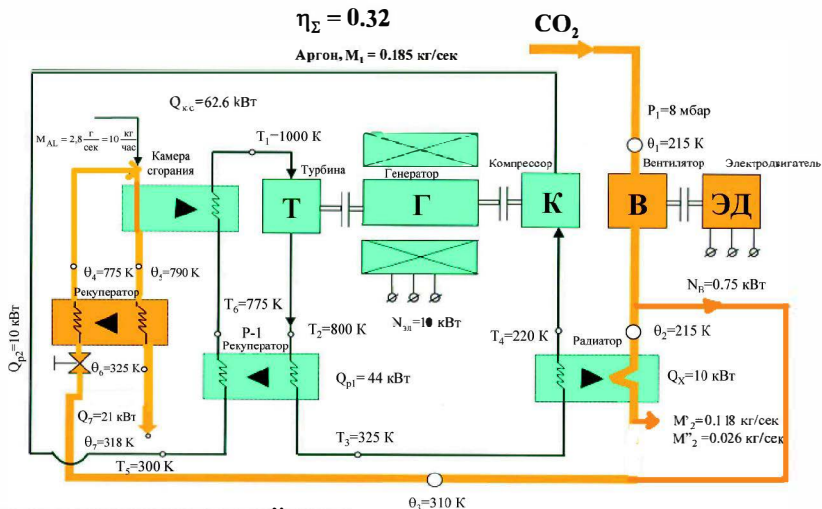


Рис. 10.11. Двигательно-энергетическая установка Марсохода

В качестве ЭХГ был рассмотрен топливный элемент (ТЭ), функционирующий за счет постоянного подвода реагентов: водорода и кислорода, которые хранятся в баллонах высокого давления.

В табл. 10.7 представлены результаты термодинамических расчетов ядерных энергоустановок (ЭУ).

Табл. 10.7 Сопоставление основных параметров энергоустановок различного типа для пилотируемого марсохода

Параметр	Тип ЭУ		
	ГТУ	Двигатель Стирлинга	ЭХГ(ТЭ)
Тип топливной смеси	Al+CO ₂	Al+CO ₂	H ₂ +O ₂
Удельный расход топлива, кг/кВт·ч	0,5	0,4	0,35
Масса ЭУ (включая теплообменники), кг	250	150	300
Масса топливных емкостей, кг, при длительности поездки:			
– 30 суток	–	–	405
– 5 суток	–	–	270
Масса запаса топлива, кг, при длительности поездки:			
– 30 суток	280	224	196
– 5 суток	118	95	83
Суммарная масса ЭУ, кг, при длительности поездки:			
– 30 суток	530	374	901
– 5 суток	368	245	653
Полезные побочные продукты	–	–	дистиллированная вода
Отрицательные воздействия, % (ГТУ – 100 %):			
вибрация	100	≈ 30	≈ 1
шум	100	≈ 30	≈ 1
высокая температура	100	100	1

На основании данных таблицы 10.7 отдано предпочтение газотурбинной энергоустановке, использующей в качестве горючего мелкодисперсный алюминий, который горит в CO₂ – основной составляющей марсианской атмосферы, или используются остатки топлива Взлетно-посадочного комплекса. Хотя

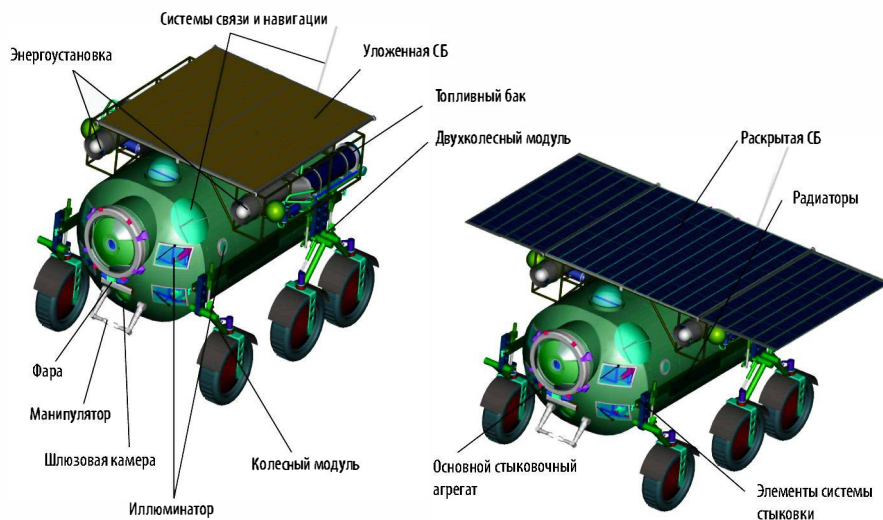


Рис. 10.12 Пилотируемый Марсоход. Внешняя компоновка

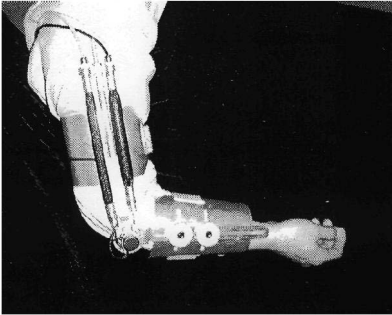


Рис. 10.13

ЭУ с циклом Стирлинга имеет наименьшую массу, но из-за высокого давления в цикле ($\sim 120 \text{ кг/см}^2$), может представлять опасность для экипажа и дальше не рассматривается.

На рис. 10.11 представлена схема ЭУ с газотурбинным циклом с электрической мощностью $N_{эл} = 10 \text{ кВт}$. Для надежности на пилотируемом марсоходе используются две таких энергоустановки [10.32].

На рис.10.12 изображен общий вид пилотируемого марсохода с газотурбинной энергоустановкой [10.33]. Габариты марсохода определялись, в частности, удобством одевания скафандров экипажем перед выходом из марсохода на поверхность планеты, а также необходимостью очистки скафандров от пыли после возвращения экипажа в марсоход. Основные исследования на Марсе экипаж будет проводить, находясь в марсоходе. Максимальное удаление членов экипажа от марсохода при выходе не должно превышать 100 метров с продолжительностью автономной работы на поверхности не более 5 часов. При разработке марсианского скафандра максимально учитывается Российский опыт разработки космических скафандров: «Сокол», «Орлан», лунного скафандра. Для проведения строительно-монтажных и ремонтных работ экипажем на поверхности планеты скафандр должен позволять проводить его дооборудование системой «Экзоскелетон», как показано, например, на рис. 10.13 [10.34].

Научное оборудование марсианской базы должно позволять экипажу проводить исследования по:

- эффективной добыче воды на Марсе;
- очистке воды;
- электролизу воды для получения водорода и кислорода;
- реализации химической реакции (реакция Собатье) $4\text{H}_2 + \text{CO}_2 = \text{CH}_4 + 2\text{H}_2\text{O}$
- ожижению кислорода и метана, хранению и заправке баков взлетной ракеты; схема солнечной ожижительной установки представлена в главе 5.

В табл. 10.8 представлен перечень научного оборудования, которое может использоваться во время первых экспедиций на Марс [10.35].

Табл. 10.8 Научное оборудование первых экспедиций на Марс

Назначение научного оборудования	Масса, кг
Комплект геологической аппаратуры для проведения полевых работ: ручной инструмент, ТВ-камеры, контейнер для образцов, инструмент для документирования.	335
Геофизические инструменты	400
Метеорологические инструменты	200
Буровой станок для скважин глубиной 10 м	260
Буровая установка для скважин глубиной 1 км	20000

Высокое содержание CO_2 в атмосфере Марса (95%) позволяет рассматривать его в качестве источника для синтеза таких пищевых продуктов, как:

- углеводы – $\text{C}_n\text{H}_{2n}\text{O}_n$;

- глицерин – $C_3H_5(OH)_3$;
- этанол – C_2H_5OH .

Впервые синтетические углеводы были получены в 1861 году русским ученым А. М. Бутлеровым из формальдегида (CH_2OH) с применением различных катализаторов и получили название «формозные сахара». В настоящее время во ВНИИХИММАШ (Россия) работы проводятся в таких направлениях, как:

- *фотохимический синтез формальдегида из CO_2 и H_2O с последующей полимеризацией в сахара;*
- *синтез углеводов из CO_2 и H_2O при действии тлеющего электрического разряда;*
- *изыскание новых катализаторов и определение наиболее благоприятных условий и механизма реакции полимеризации формальдегида в углеводы – $C_nH_{2n}O_n$*

Одним из важных направлений исследований на Марсе будет также определение возможности целенаправленного изменения климата на Марсе, чтобы сделать его более приемлемым для проживания человека.

Рассматриваются варианты:

- *сублимация полярных шапок на Марсе с помощью орбитальных отражателей солнечного света;*
- *добавление в атмосферу специальных газов, обеспечивающих увеличение парникового эффекта на планете.*

10.5. Выводы

Основным назначением Марсианской базы должно быть:

- *обеспечение научного прогноза развития Земли в ближайшие столетия; на основе сравнительного анализа развития Земли и Марса в прошлом;*
- *поиски следов жизни в прошлом и настоящем, выявление роли магнитного поля на зарождение жизни;*
- *обеспечение астероидно-кометной безопасности системы «Земля–Луна».*

10.6. Список использованной литературы

- 10.1. «Следы космических воздействий на Землю». Под редакцией А. Н. Дмитриева. Издательство, «Наука», СО. Новосибирск, 1990.
- 10.2. D. W. Cox, J. H. Chestek «Doomsday Asteroid.» Prometheus Book, New-York, 1996.
- 10.3. К. П. Белов, Н. Г. Бочкарев. «Магнетизм на Земле и в Космосе». Издательство «Наука», 1983.
- 10.4. Ежегодный справочник «Наука сегодня» Издательство «Знание». Вып. № 15, 1988 г.
- 10.5. И. С. Шкловский. «Звезды. Их рождение, жизнь и смерть». Издательство «Наука», 1977.
- 10.6. Н. Д. Холленд. «Химическая эволюция океанов и атмосферы». Издательство «Мир», 1989.
- 10.7. Г. М. Рудницкий. «Планетные системы красных гигантов». Журнал «Земля и Вселенная», № 4, 2005.
- 10.8. С.В. Баринов, М.С. Беляков, Р.Е. Литвиненко, В.Д. Колганов, О.Н. Логачев, Е.Л. Ромадова, В.П. Сметаников и др. Концепция напланетной АЭС для освоения Марса на основе высокотемпературного газоохлаждаемого реактора с турбомашинным преобразователем энергии по газовому циклу Брайтона: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.669-678, 2005.

- 10.9. С.В. Баринов, М.С. Беляков, А.С. Каминский, В.С. Кузнецов и др. Принципиальные решения по ядерной и радиационной безопасности ЯЭДУ марсианской экспедиции: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.679-682, 2005.
- 10.10. Машиностроение. Энциклопедия. Том IV -25 Книга 2 «Машиностроение ядерной техники». Стр. 496. М.: Машиностроение, 2005.
- 10.11. П.В. Андреев, Е.Е. Жаботинский, А.Я. Галкин. Концепция термоэмиссионной АЭС для энергоснабжения марсианской базы: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник тезисов, 2005.
- 10.12. С.П. Зацерковный, А.И. Кузин, К.А. Павлов, Г.А. Шевцов. Применение ТЭМ для решения перспективных космических задач. – Статья в научно-техническом журнале «Авиакосмическая техника и технология». Российская инженерная академия, № 2, 2000.
- 10.13. П.В. Андреев, А.Г. Еремин, Е.Е. Жаботинский и др. Основные положения использования космических термоэмиссионных ЯЭУ второго поколения в составе ТЭМ с учетом возможностей современных средств выведения: Доклад на 5-ой Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе». Сборник докладов, ч. 1. Подольск, 1999.
- 10.14. П.В. Андреев, И.П. Богущ, Г.А. Зарицкий и др. Обоснование характеристик термоэмиссионных космических ЯЭУ второго поколения. Проектные и экспериментальные результаты: Доклад на 5-ой Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе». Сборник докладов, ч. 1. Подольск, 1999.
- 10.15. П.В. Андреев, В.С. Васильковский, Зарицкий Г.А. и др. Проблемы космической энергетике и роль ядерных энергетических установок в их решении: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.31-38, 2005.
- 10.16. С.В. Баринов, М.С. Беляков, Р.Е. Литвиненко, О.Н. Логачев, Е.А. Ромадова, и др. Концепция напланетной АЭС для освоения Марса. – Статья в Годовой отчет ФГУП НИКИЭТ имени Н.А. Доллежала, 2005.
- 10.17. Н.Н. Пономарев-Степной, В.П. Сметанников, В.С. Рачук, И.И. Федик. Космические ядерные энергетические и энергодвигательные установки на основе реактора с внешним преобразованием тепла твердофазной активной зоны: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.61-68, 2005.
- 10.18. С.В. Баринов, М.С. Беляков, О.Н. Логачев, Т.И. Рожкова и др. Концепция маршевой ядерной энергодвигательной установки для осуществления пилотируемой экспедиции на Марс: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.683-696, 2005.
- 10.19. Ядерные ракетные двигатели. Под редакцией академика А.С. Коротеева. М., «Норма-Информ», 2001.
- 10.20. С.В. Баринов, О.Н. Логачев. Результаты расчета нейтронно-физических характеристик активных зон реакторов ЯЭДУ: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.627-634, 2005.
- 10.21. И.И. Федик. Перспективные топливные и конструкционные материалы для ЯЭДУ: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.25-30, 2005.
- 10.22. В.Ю. Вишневецкий, И.Д. Дараган, Е.К. Дьяков, В.Н. Загряжкин, В.А. Зайцев. Термодиссоциирующее топливо ЯЭДУ с турбомашинным преобразованием энергии: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.375-380, 2005.
- 10.23. В.Д. Колганов, Е.А. Ромадова. Методика комплексного системного подхода к априорной оценке ресурса ядерной энергодвигательной установки: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.559-568, 2005.
- 10.24. А.Д. Иванов, О.Н. Логачев, Е.А. Ромадова. Анализ и систематизация данных по свойствам кандидатных конструкционных материалов оборудования ЯЭДУ: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.591-598, 2005.

- 10.25. Н.Н. Пономарев, В.М. Талызин, В.А. Павшук, В.К. Уласевич, В.П. Сметанников, Ю.С. Черепнин, И.И. Федик, В.П. Денискин, Е.К. Дьяков, Ш.Т. Тухватулин. Исследовательский высокотемпературный реактор (к 30-летию энергетического пуска ИВГ1) – Статья в журнал «Атомная энергия», т.98, вып.3, март 2005.
- 10.26. В.П. Денискин, Е.К. Дьяков, Ю.С. Васильев, А.Н. Колбаенков, А.А. Колодешников, В.А. Павшук, О.С. Пивоваров, Н.Н. Пономарев-Степной, В.П. Сметанников, Л.Н. Тихомиров, Ш.Т. Тухватулин, В.К. Уласевич, И.И. Федик, Ю.С. Черепнин. Реактор ИВГ.1. Опыт и итоги 30-летней эксплуатации: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.11-20, 2005.
- 10.27. Ю.С. Васильев, В.А. Гайдайчук, О.С. Пивоваров, А.Н. Колбаенков, А.А. Колодешников. Перспективы использования стендовой базы ИАЭ НЯЦ РК для возобновления реакторных исследований элементов и узлов ЯЭДУ: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в республике Казахстан. ЯЭ-2005», Сборник тезисов. Курчатов, 2005.
- 10.28. В.С. Голубев, И.Д. Драган, В.А. Павшук, Н.В. Петрунин, Е.С. Субботин, В.Е. Хвостининов. Ампульные испытания твэлов ЯЭДУ-ЯРД в режимах всплеск мощности импульсного реактора ГИДРА: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.421-424, 2005.
- 10.29. Э.Г. Гордеев, А.С. Каминский, В.А. Павшук, Л.Я. Тихонов. Обобщение результатов экспериментальных исследований реакторов ЯРД и ЯЭДУ на критических сборках РНЦ «Курчатовский институт»: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, с.425-428, 2005.
- 10.30. С.А. Попов. Состав стендовой базы для автономной и комплексной отработки ядерных энергодвигательных установок на основе ЯРД: Доклад на российско-американском совещании «Космические ядерные энергодвигательные установки 2005», Сборник тезисов докладов, 2006.
- 10.31. В.И. Пригожин, В.В. Мишин. Стендовая база КБХА для экспериментальной отработки оборудования ЯЭДУ: Доклад на российско-американском совещании «Космические ядерные энергодвигательные установки 2005», Сборник тезисов докладов, 2006.
- 10.32. В. Ф. Семенов, А. С. Тартышников, Л. И. Подольская. «Облик и характеристики макетов и моделей Энергодвигательного комплекса и Космической платформы. Пилотируемый марсоход». НТО. № 3604, Центр Келдыша, 2002 г.
- 10.33. Проект № 2120. Том 1. «Общие характеристики экспедиции на Марс». МНТЦ, 2005 г. Москва.
- 10.34. Y. Umetani, Y. Yamada, T. Morizono.»Skil Mate, Wearable Exoskeleton Robot».50th. IAC, 4-8 Oct, 1999, The Netherlands. IAA-99-IAA.10.1.06.
- 10.35. «Mars Field Geology, Biology, and Paleontology Workshop». Lunar and Planetary Institute, Space Center Houston, 1998.

Глава 11.

Использование технических средств, разрабатываемых для марсианской экспедиции, при освоении Луны

Исследования последних лет [11.1] показали, что Солнечная система все еще находится в фазе своего формирования. Планеты-гиганты формируют свои спутниковые системы. Этот процесс у Земли уже закончился приблизительно 3,2 млрд. лет назад, а у Юпитера он еще продолжается. Протопланеты формировались из первичных материалов, имеющих структуру хондритов — железосиликатных метеоритов, и флюидных оболочек. Спутники планет образуются некоторое время спустя при потере флюидной оболочки из преобразованных хондритов, имеющих уже структуру ахондритов — силикатных метеоритов. Ахондриты представляют наиболее ранний этап расчленения железо-силикатных ядер планет. Оставшаяся на материнской планете примитивная твердая оболочка подвергается последующим изменениям. Такая последовательность развития планет и их спутников подтверждается распределением изотопа гелия ^3He в метеоритах, лунных и земных породах, рис. 11.1. На рис. 11.2 представлена эволюция Солнечной системы, а также изображены 7 планетных систем (пунктир), обнаруженных у других звезд на стадии образования протопланет.

11.1. Возможный сценарий освоения Луны с добычей ^3He

Табл. 11.1 дает представление о схожести состава лунных материков, Луны в целом и мантии Земли [11.2].

Данные табл. 11.1 говорят о том, что Луна богата Si, Al, O_2 , ураном, торием и, конечно, ^3He . В отношении ценности ^3He следует рассмотреть подробнее.

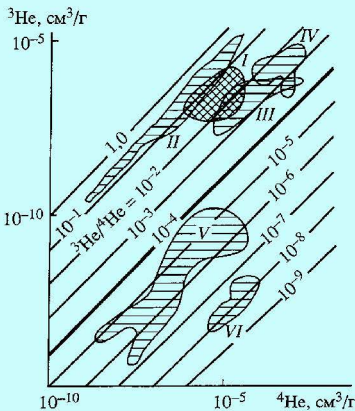


Рис. 11.1 Распределение изотопа ^3He в метеоритах, лунных и земных породах:
I — метеориты типа хондритов; II — железные метеориты (палласиты, уреилиты);
III — метеориты типа диогенитов, эвкритов;
IV — лунные базальты; V — земные базальты;
VI — земные граниты и гнейсы.

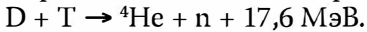


Рис. 11.2 Гипотеза происхождения Солнечной системы

Табл. 11.1. Состав лунных материков, Луны в целом и мантии Земли

Вещество	Поверхность материков Луны, %	Луна в целом, %	Мантия Земли, %
SiO ₂	45	42	45
TiO ₂	0,56	0,40	0,16
Al ₂ O ₃	24,60	8,0	3,3
FeO	6,60	12	8,0
MgO	8,60	31	40,0
CaO	14,20	6,0	2,60
Na ₂ O	0,45	0,1	0,20
K, млн. ⁻¹	600	80–100	150
U, млрд. ⁻¹	240	30–40	15
Th, млрд. ⁻¹	900	120–150	60

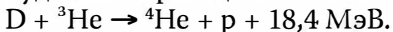
В настоящее время наиболее сильно продвинулись исследования термоядерного реактора для энергетики на основе схемы «Токамак» с использованием реакции синтеза дейтерия (D) и трития (T):



При этом вероятность слияния ядра дейтерия с ядром трития характеризуется величиной $\sigma_{\text{max}} = 5$ барн, что достигается при температуре реагирующих компонентов около 10 кэВ или $76 \cdot 10^6$ К. Эта реакция имеет тот недостаток, что почти 80 % выделяемой энергии уносится быстрыми нейтральными (не имеющими электрического заряда) частицами — нейтронами (*n*). Быстрые нейтроны создают те же проблемы, которые встречаются в реакторах деления на уране или тории. К этим проблемам относятся:

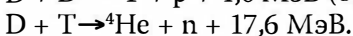
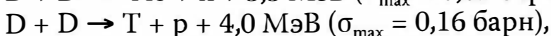
- *эффективная радиационная защита для обслуживающего персонала и оборудования;*
- *наведенная активность материалов, которая сохраняется в течение достаточно большого времени после выключения установки;*
- *охрупчивание конструкционных материалов в полях быстрых нейтронов;*
- *использование обычных, сравнительно малоэффективных циклов преобразования в электричество тепловой энергии, которая выделяется при замедлении быстрых нейтронов, т.е. использование парового цикла с КПД около 30 % или газотурбинного цикла с КПД около 50 %.*

В связи с указанными недостатками в последнее время все больше внимания уделяется реакции синтеза:



Вероятность слияния ядра дейтерия с ${}^3\text{He}$ в этой реакции составляет величину $\sigma_{\text{max}} = 0,71$ барн, которая достигается при температуре около $250 \cdot 10^6$ К.

Достоинством этой реакции является отсутствие нейтронов и появление положительно заряженных быстрых протонов (p). Такая реакция в принципе позволяет преобразовывать выделяемую энергию, уносимую протонами, непосредственно в электрическую с высоким КПД, возможно до 80 %. И все-таки нейтроны появляются, так как идут следующие побочные реакции:



Поэтому для снижения выхода нейтронов необходимо уменьшать содержание D в составе реагентов. На рис. 11.3 показано, как снижается выход нейтронов в зависимости от количества D и температуры реакции. Видно, что выход нейтронов может быть снижен до 0,03 % от генерируемой энергии. Полностью исключить нейтрон можно в реакциях третьего поколения, например ${}^3\text{He} + {}^3\text{He} \rightarrow {}^4\text{He} + 2\text{p}$

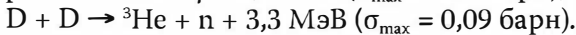
Атомарный состав вещества в Солнечной системе включает: водород (H) в количестве 93,4 %, гелий в количестве 6,5 %, остальное – более тяжелые элементы. При этом изотопный состав гелия ${}^3\text{He}/{}^4\text{He} = 1,4 \cdot 10^{-4}$.

В настоящее время земные ресурсы ${}^3\text{He}$ оцениваются такими величинами:

- истечение ${}^3\text{He}$ из земной мантии — 3 кг/год;
- содержание ${}^3\text{He}$ в существующих природных запасах газа в США — 29 кг;
- содержание ${}^3\text{He}$ в разведанных природных запасах газа в США — 187 кг;
- выделение ${}^3\text{He}$ при спонтанном распаде трития, входящего в состав ядерного оружия США, — 300 кг.

Кроме того, в атмосфере Земли содержится $5 \cdot 10^5$ кг ${}^3\text{He}$, но его извлечение было бы экономически оправданным, если освоить промышленное выделение гелия из воздуха. Учитывая массу земной атмосферы, получаем, что для производства 1 кг ${}^3\text{He}$ необходимо переработать 10^{13} кг воздуха.

На Луне запасы ${}^3\text{He}$ имеют, в основном, солнечное происхождение. На Солнце идут побочные термоядерные реакции:



Непрерывно расширяющаяся солнечная корона или «солнечный ветер» представляют собой в основном протонную плазму с включением гелия (α -частицы) состава ${}^3\text{He}/{}^4\text{He} = 4,8 \cdot 10^{-4}$. Поверхность Луны за примерно 4,0 миллиарда лет своего существования впитала в себя этот «солнечный ветер» и оценки показывают, что запас ${}^3\text{He}$ на Луне может достигать 10^9 кг.

Исследования лунного грунта, проводимые по программам «Apollo» (США) и «Луна» (Россия), показали, что лучше всего ${}^3\text{He}$ сохраняется в минерале ильменит ($\text{FeO} \cdot \text{TiO}_2$).

Согласно работе [11.3], чтобы получить 1 кг ${}^3\text{He}$, нужно переработать около 10^8 кг лунного грунта при условии, что он имеет в своем составе 8 % окислов титана (TiO_2). При извлечении 1 кг ${}^3\text{He}$, данные работы [11.4], одновременно можно будет получить такие летучие, как:

азот	500 кг;
метан	1600 кг;
${}^4\text{He}$	3300 кг;

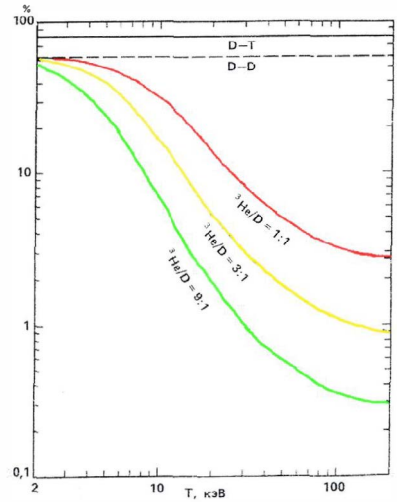


Рис. 11.3 Доля энергии термоядерного синтеза, уносимая нейтронами при разном составе смеси в зависимости от ее температуры. Понимая, что будущее развитие цивилизации связано с развитием безопасной энергетики, а термоядерная энергия дает кардинальное решение, встаёт вопрос о запасах ${}^3\text{He}$

$\text{CO}_2 + \text{CO}$ 3000 кг;
 H_2 6100 кг.

Доставленные на Землю образцы лунного грунта показали, что 80 % гелия находится в зернах грунта размером около 20 мкм. При нагреве зерен до температуры 600 °С удастся выделить до 90 % гелия. Поэтому технологический процесс извлечения гелия и сопутствующих летучих, о которых сказано выше, должен включать:

- добычу грунта с содержанием окислов титана не менее 8 %;
- обогащение грунта зернами размером около 20 мкм;
- выделение из зерен летучих при температуре 600 °С;
- выделение гелия из смеси летучих;
- фракционирование изотопов ^3He и ^4He ;
- накопление, хранение и транспортировка ^3He .

На Луне уже известны районы с повышенным содержанием TiO_2 в грунте. Это Море Спокойствия и ряд районов Океана Бурь. Вызывает интерес районы Океана Бурь, где по последним данным имеются выходы летучих из грунта (плато Аристарх).

Процесс обогащения грунта зерном ~20 мкм представляется довольно простым. Нагрев и выделение летучих из зерен не требует сложного оборудования, учитывая, что солнечной энергии для нагрева достаточно, а давление окружающей среды очень низкое. Применяя криогенное оборудование, известными методами можно выделить гелий из газовой смеси. Сложнее обстоит дело с фракционированием изотопов гелия. Освоенный на Земле процесс включает разделение фракций гелия при температуре 2 К, обеспечивая содержание ^3He в 99,99 %. Оборудование для разделения изотопов гелия будет наиболее массивным и габаритным. Чтобы оценить массу этого оборудования, следует иметь в виду следующие обстоятельства:

- выход энергии при сжигании 1кг ^3He равен 18,7 МВт·лет (теоретически);
- количество необходимой электроэнергии в мире к концу XXI века может составить $10,2 \cdot 10^6$ МВт;
- суммарные потери, отнесенные к теоретическому выходу энергии 50 %;
- необходимый объем добычи ^3He 1090 тонн/год = $3,46 \cdot 10^{-2}$ кг/сек;
- необходимый объем переработанного лунного грунта ($\gamma = 1500$ кг/м³) – $1 \cdot 10^{11}$ тонн/год (~2000 м³/сек).

Если указанное выше количество электроэнергии получать на Земле с помощью угля, то необходимая добыча угля составит $2,2 \cdot 10^{10}$ Т.У.Т/год.

Для оценки массы криогенного оборудования можно использовать характеристики ожижительной гелиевой установки «КТУ-500/4,5»:

- производительность 140 л/час = $2 \cdot 10^{-3}$ кг/сек;
- потребляемая мощность 220 кВт;
- масса установки 39 тонн.

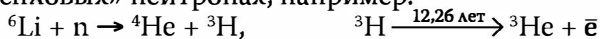
При условии круглосуточной работы криогенного оборудования (1 лунные сутки ≈ 14 земным суткам) потребуется 18 установок типа «КТУ-500/4,5», суммарной массой 702 тонны при суммарном энергопотреблении 8,58 МВт. Если эта мощность обеспечивается ядерной энергоустановкой с удельной массой 10 кг/кВт = 10 тонн/МВт, то масса энергоустановки составит ≈ 100 тонн. Та-

ким образом, масса криогенно-энергетического оборудования составит около 800 тонн.

Оборудование переработки лунного грунта использует луноходы на основе марсоходов, описанных в главе 10. При скорости движения лунохода 1 м/сек, ширине зоны захвата грунта 6 м, глубине зоны 1 м, потребуется около 300 штук луноходов, каждый массой около 5 тонн, т.е. суммарная масса составит 1500 тонн. Все производственное оборудование на Луне может составить в итоге не менее 2 300 тонн.

Могут рассматриваться и другие варианты добычи ${}^3\text{He}$. Так в работе [11.1] приводятся данные по метеориту «Soko-Banja», в котором содержание гелия ${}^3\text{He}$ выше, чем в лунном грунте. Если сделать пересчет, то получится, чтобы получить 1 кг ${}^3\text{He}$ нужно переработать $4 \cdot 10^6$ кг метеорита (против 1 кг ${}^3\text{He}$ из 10^8 кг лунного грунта).

Методом получения ${}^3\text{He}$ могут служить также ядерные реакции, идущие на «тепловых» нейтронах, например:



В работе [11.5] представлены результаты экспериментов по облучению стали ОХ16Н15М3Б и алюминия высокоэнергетичными электронами с энергией $E_e = 225$ МэВ. На стальных образцах была получена генерация ${}^3\text{He}$ в соотношении ${}^4\text{He} / {}^3\text{He} = 50$ при атомной концентрации ${}^4\text{He}$ $3 \cdot 10^{-6}$, когда флюенс электронов составил $3,9 \cdot 10^{21}$ см $^{-2}$. Естественно возникает вопрос: можно ли изменить α -распад с помощью энергичных электронов, чтобы кроме ${}^4\text{He}$, как в типовом α -распаде, получить еще ядра ${}^3\text{He}$?

Этот вопрос не противоречит строению протонов и нейтронов из кварков. Три обстоятельства:

- отсутствие экспериментального подтверждения термоядерной реакции с использованием ${}^3\text{He}$ в земных условиях;
- значительная масса оборудования на Луне, необходимого для добычи ${}^3\text{He}$;
- разнообразие источников получения ${}^3\text{He}$

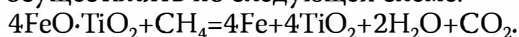
заставляют рассматривать сценарий освоения Луны с добычей ${}^3\text{He}$, как относящейся к дальней перспективе.

11.2. Возможный сценарий освоения Луны с добычей кислорода

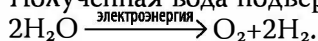
Добыча кислорода на Луне и дозаправка на орбитах космических кораблей позволит по-новому решать такие задачи, как:

- транспортировку грузов между низкими околоземными орбитами геостационарной орбитой;
- обеспечение межпланетных полетов КА и КК.

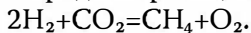
Исследования, проведенные в рамках программ «Apollo» (США), «Луна» (Россия), а также дистанционные исследования лунной поверхности с Земли, показали высокое содержание породы ильменит ($\text{FeO} \cdot \text{TiO}_2$) в лунном грунте Океана Бурь в районе кратера Гримальди (до 10 %), см. рис. 11.4. Эта порода позволяет получать воду, а затем кислород. Получение кислорода планируется осуществлять по следующей схеме:



Полученная вода подвергается электролизу



Соединяя H_2 и CO_2 , выделяемые в указанных реакциях, получаем дополнительное количество кислорода по реакции:



Затем весь кислород поступает в ожигительный криогенный блок, работающий на солнечной энергии, подробнее о криогенном блоке см. главу 5. Полученный в последней реакции метан (CH_4) возвращается в первую реакцию и поэтому он не расходуется, а работает в замкнутом цикле.

Представленные технологии позволяют получать 1кг O_2 из 118кг лунного грунта, содержащего 8 % ильменита.

Значительное (до 70 %) присутствие SiO_2 и Al_2O_3 на Луне (табл. 11.2) позволяет рассматривать получение дисперсных Si и Al, которые могут использоваться в гибридных двигателях, одновременно с кислородом. Такие двигатели могут иметь удельный импульс тяги в 230 сек и обеспечить транспортировку грузов и экипажей по маршруту «Луна – окололунная орбита – Луна».

Технология использует следующие реакции:



Представленные реакции, использующие фтор (F), идут при нормальной температуре (300 K). Если использовать хлор вместо фтора, то необходимо будет повысить температуру.

Получаемый кремний может так же использоваться для изготовления на Луне солнечных батарей. В рамках опытно-конструкторской работы «Марс-XXI» Центр Келдыша совместно с НПП «Квант» ведет разработку космической тонкопленочной солнечной батареи на основе аморфного кремния с КПД преобразования солнечной энергии в электричество 10 %. Толщина кремния составляет 1 мкм, подложкой является стальная лента толщиной 20 мкм, подробнее см. главу 5.

Предложенная технология получения O_2 и Si позволяет значительно повысить эффективность извлечения кислорода из лунного грунта. Так чтобы получить 1 кг O_2 потребуется переработать 4,15 кг лунного грунта, содержащего 45 % SiO_2 .

На основании изложенного представляется целесообразным начать освоение Луны с организации производства кислорода из кремнезёма (SiO_2), содержание которого в грунте лунных материалов достигает 45 %.

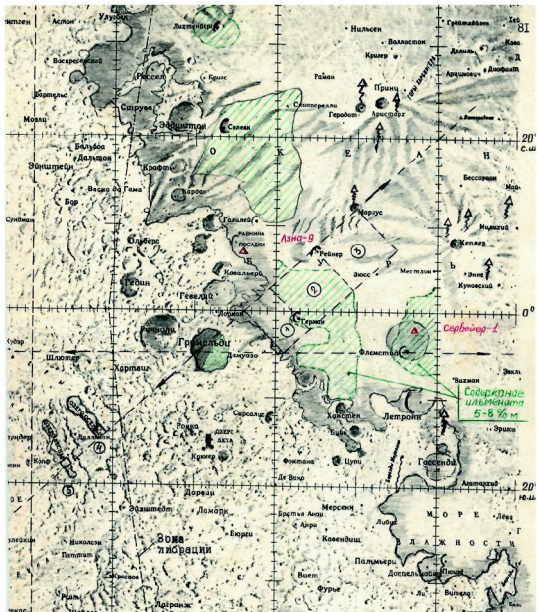


Рис. 11.4 Возможный район для Лунной базы:
 1. Жилая зона; 2. Промышленная зона I этапа
 3. Промышленная зона II этапа; 4. Селенофизическая зона
 5. Астрофизическая зона; 6. ↑ – Выход летучих

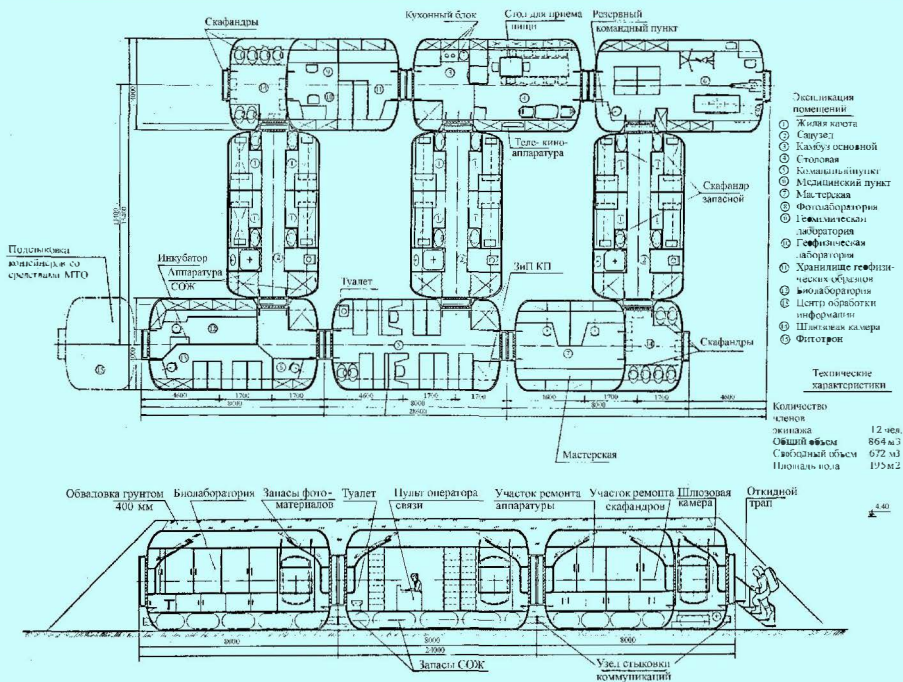


Рис. 11.5 Основное сооружение. Этап III

Для производства на Луне в течение 1 года 500 тонн или $1,6 \cdot 10^{-2}$ кг/сек кислорода потребуется переработать около 2000 тонн грунта, содержащего 45 % кремнезёма (SiO_2). Если использовать луноходы, аналогичные марсоходам, (см. главу 10), то для производства 500 т кислорода потребуется на Луне один луноход. Для ожижения указанного количества кислорода необходимо 5 штук солнечных ожижительных установок, выполненных по схеме, представленной в главе 5.

Восстановление окислов кремния и алюминия, т.е. получение кислорода, с помощью фтора или хлора является достаточно эффективным процессом, но потребует предварительной селекции этих окислов из лунной породы.

Восстановление окислов железа и титана, а также окислов кремния с помощью метана оказывается менее эффективным, но зато не требует предварительной селекции окислов. В процессе последующих работ должен быть обоснован выбор одного из двух процессов получения кислорода. Следует учесть, что марсианские породы в большей степени обогащены окислами железа, чем лунные породы и это может повлиять на выбор базового процесса получения кислорода в космических условиях, который может быть единым как для Луны так и для Марса.

11.3. Возможные этапы создания Лунной Базы

В главе 10 был описан облик и характеристика Марсианской базы, основное назначение которой обеспечение безопасности развития цивилизации с учетом действия долговременных негативных факторов. Основное назначение Лунной Базы производство из местных ресурсов материалов, обеспечи-

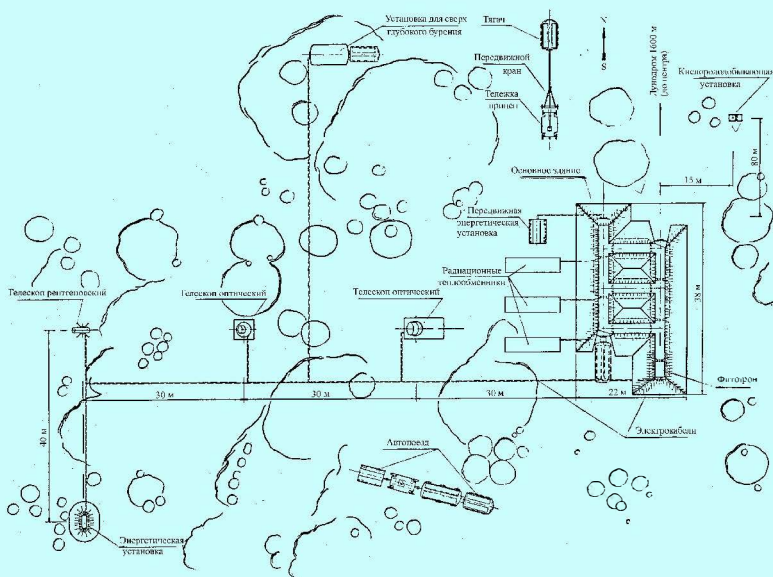


Рис. 11.6 Генплан Лунной Базы

вающих улучшение экологии на Земле и удешевление последующих этапов освоения Солнечной системы человеком.

В ряде работ [11.5–11.8] рассмотрены необходимые этапы при создании Лунной Базы и в обобщенном виде представлены ниже.

I этап: Временный аванпост

Назначение:
подтверждение в натуральных условиях выбранной технологии производства кислорода и горючего из лунного реголита для ракетных двигателей.

Экипаж: 2-3 человека.
Длительность пребывания экипажа на Луне – до 30 суток.
Длительность этапа: 5 лет.
Длительность разработки: 10 лет.

II этап: Постоянный аванпост

Назначение:
Развертывание на Луне завода по производству кислорода из лунного реголита с объемом производства 500 тонн /год.

Горючее доставляется с Земли.
Экипаж: до 6 человек.
Длительность пребывания экипажа на Луне – 90 суток.
Длительность этапа: 7–10 лет.

III этап: Лунная База (ЛБ)

Назначение:
Подтверждение в натуральных условиях самообеспечения необходимыми материалами длительного проживания и эффективной работы экипажей на Луне.

Экипаж: 12 человек.
Длительность пребывания экипажа на Луне – 180 суток.
Длительность этапа: 7–10 лет.
Транспортная система: «околоземная орбита – окололунная орбита – околоземная орбита», на основе Солнечного буксира, см. главу 13.

IV этап: Лунный космопорт

Назначение:
Обеспечение сборки, заправки, ремонта космических аппаратов и космических кораблей на окололунной орбите в составе орбитального сборочно-заправочного комплекса (СЗК)

Экипаж: 6 человек на СЗК + 12 человек на ЛБ.
Дата начала эксплуатации: через 30–35 лет после принятия Лунной программы.

Облик основных сооружений проработан в [11.6] и представлен на рис. 11.5, а генплан – на рис. 11.6 и 11.7 [11.9].

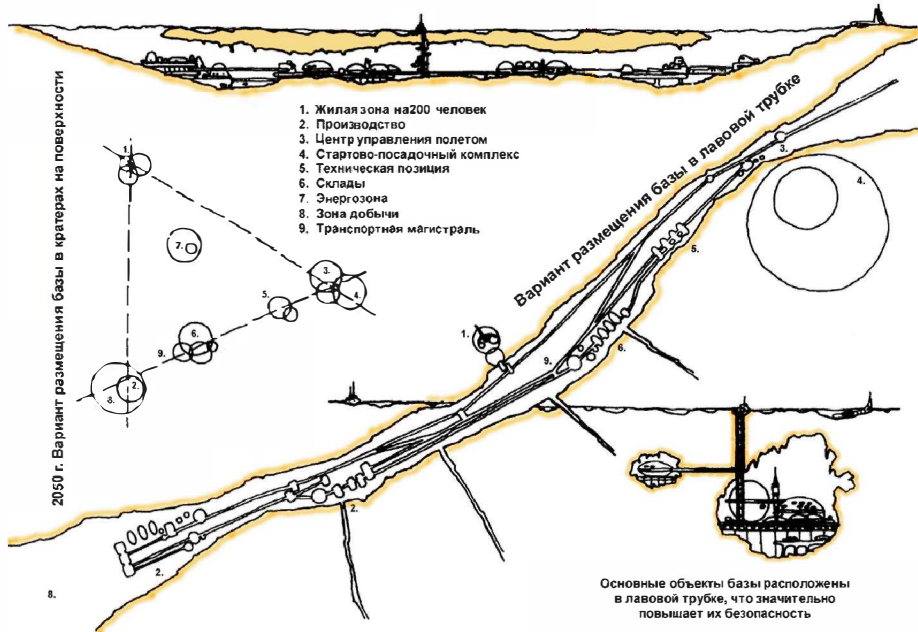


Рис. 11.7 Вариант размещения базы в лавовой трубке

11.4. Выводы

1. Лунная база представляет интерес только как системный компонент, интегрированный в энергетическую, материалопроизводящую, транспортную системы Земли. Должны быть обоснованы оптимальные этапы интеграции.
2. В случае реализации пилотируемой экспедиции на Марс с использованием Лунной базы, срок реализации первой пилотируемой экспедиции на Марс сдвигается к 2040 – 2050 годам.

11.5. Список использованной литературы

- 11.1. А.А. Маракушев, А.Б. Грановский, Н.Г. Зиновичева, О.Б. Митрейкина, О.В. Чаплыгин. «Космическая петрология». Москва, Издательство «Наука», 2003 г.
- 11.2. Х. Холленд. «Химическая эволюция океанов и атмосферы». Москва, Издательство «Мир», 1989.
- 11.3. G.L. Kulcinski, H.H. Schmitt. «The Moon: An Abundant Source of Clean and Safe Fusion Fuel for the 21st Century». 11th International Scientific Forum on Fueling the 21st Century, 29 Sept. - 6 Oct., 1987, Moscow.
- 11.4. G.L. Kulanski. «Astrofuel for the 21st Century» The College of Engineering University of Wisconsin - Madison. March, 1988.
- 11.5. А.Г. Залужный, Ю.Н. Сокурский, В.Н. Тобус. «Гелий в реактивных материалах». – Москва, Энергоатомиздат, 1958.
- 11.6. И.В. Бармин, В.А. Егоров. «Проект лунной базы», Москва, 1969 г.
- 11.7. W. Siegfried. «Lunar Base Development Missions». The Boeing Company. 49th IAC, IAA-98-IAA. 13.1.02, Sept. 28 – Oct. 2, 1998, Melbourne, Australia.
- 11.8. R.Nagashima, S. Nakasuka, Y. Kawakatsu. «The Preliminary Study on the Effective Utilization of a Lunar - Derived Propellant (LOX)». National Space Development Agency of Japan. 49th IAC, IAA-98-IAA.13.2.07, Sept. 28 – Oct. 2, 1998, Melbourne, Australia.
- 11.9. А.Г. Сизинцев, В.В. Шевченко, В.Ф. Семенов, Г.М. Байдал. «Концепция производственной Лунной базы 2050 г.» Журнал «Вселенная и мы», № 3, 1997.

Глава 12.

Медико-биологическое обеспечение экспедиций

12.1. Факторы и условия пилотируемых экспедиций

Специфика медико-биологического обеспечения пилотируемой экспедиции на Марс во многом обусловлена факторами и условиями марсианской экспедиции.

Участники экспедиции будут подвергаться воздействию комплекса одновременно или последовательно действующих факторов, присущих динамике межпланетного полета, космической среде, условиям жизнедеятельности в замкнутом пространстве и непосредственного пребывания на планете. Основными из них являются следующие.

- *Общие условия экспедиции:*
 - *большая продолжительность,*
 - *автономность,*
 - *задержки и перерывы информационного обмена с Землей.*
- *Физические факторы межпланетного пространства:*
 - *высокие уровни космической радиации,*
 - *гипомагнитная среда,*
 - *метеоритная опасность.*
- *Динамические факторы межпланетного полета:*
 - *невесомость (микрогравитация),*
 - *перегрузки при взлетах, посадках и маневрах.*
- *Факторы замкнутой среды обитания:*
 - *ограниченное жизненное пространство,*
 - *присутствие в атмосфере токсических веществ,*
 - *повышенная микробная обсеменённость среды,*
 - *шум.*
- *Психосоциальные факторы:*
 - *социальная изоляция,*
 - *отрыв от привычной земной жизни,*
 - *высокие психоэмоциональные нагрузки,*
 - *ответственная операторская деятельность,*
 - *внутригрупповое и межгрупповое взаимодействие,*
 - *деятельность в составе интернационального экипажа.*
- *Условия пребывания на Марсе:*
 - *гипогравитация 0,38 g,*
 - *высокие уровни ионизирующей радиации,*
 - *гипомагнитная среда,*
 - *низкие температуры со значительными суточными и сезонными колебаниями,*
 - *низкое атмосферное давление,*
 - *высокое содержание в атмосфере CO₂, низкое содержание O₂,*
 - *пылевые бури (токсикологические и др. аспекты), сильные ветры,*
 - *возможность встречи с экзобиологическими проблемами.*

Первостепенное значение среди условий и факторов марсианской экспедиции имеют ее продолжительность и автономность. С увеличением продол-

жительности экспедиции у космонавтов могут усиливаться неблагоприятные физиологические и психологические изменения, возрастать дозы радиационного облучения, повышаться риск возникновения опасных ситуаций (аварии, технические отказы, столкновение с метеоритами, заболевания и др.). Минимальная продолжительность марсианской экспедиции, включая межпланетные перелеты и кратковременное пребывание на Марсе, при современных технических возможностях составляет около 450 суток. Этот срок сопоставим с рекордным по длительности орбитальным полетом космонавта В.В. Полякова на станции «Мир».

Автономность марсианской экспедиции предполагает независимость ее систем жизнеобеспечения, медицинского и психологического обеспечения от наземных служб и обуславливает необходимость принятия самостоятельных решений возникающих проблем. Автономность значительно повышает требования к системам медицинского и психологического обеспечения, жизнеобеспечения, радиационной безопасности, к надежности медико-технических систем и информационного обеспечения и является основанием для создания бортового медицинского центра.

В межпланетном полете космонавтам предстоит адаптироваться к широкому диапазону различных уровней силы тяжести. Во время межпланетных перелетов космонавты значительное время будут находиться в условиях невесомости (0 g), в период пребывания на Марсе будут подвергаться воздействию пониженной силы тяжести величиной 0,38 g, при стартах и посадках на них будут оказывать действие перегрузки величиной в несколько единиц g (до 3–4,5 g); $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – величина земного ускорения силы тяжести.

В настоящее время эффекты длительного воздействия на организм человека невесомости и влияния перегрузок изучены достаточно хорошо. Невесомость останется главным фактором межпланетного полета и детренирующее влияние эффектов невесомости на гравитационно зависимые функции организма будет оставаться в центре внимания космической медицины с целью создания усовершенствованных и новых средств профилактики.

Другим важнейшим фактором марсианской экспедиции является космическая радиация, которая потребует создания специальных мер радиационной защиты и безопасности. Радиационная обстановка в межпланетном пространстве и на поверхности Марса значительно отличается от обстановки на околоземных орбитах. Она является более опасной и может в определенных условиях (при крупных солнечных вспышках) представлять реальную угрозу для жизни и здоровья космонавтов. Радиационные условия в марсианской экспедиции в основном будут определяться галактическими и солнечными космическими лучами, а также вторичными нейтронными излучениями, возникающими на поверхности Марса и при взаимодействии космических излучений с материалами корабля и радиационного убежища. Суммарные дозы, которые получают космонавты за время экспедиции, могут оказаться примерно в 4–10 раз выше, чем в орбитальных полетах большой продолжительности (доза, которую получил В.В. Поляков за 14 мес. полета равнялась 14 сЗв), но они не должны превышать предельно допустимые стандартами дозы облучений, за исключением случаев возникновения крупных солнечных событий.

В марсианской экспедиции космонавты впервые столкнутся с продолжительным воздействием нового мало изученного фактора – гипомагнитной среды. На Земле все живые организмы подвергаются воздействию постоянно-го магнитного поля (МП), его естественных колебаний и наложенных на них переменных магнитных полей, обусловленными изменениями в ионосфере и магнитосфере. Величина МП в межпланетном пространстве и на поверхности Марса будет соответственно в 10^{-4} и 10^{-3} раз меньше, чем на Земле. Имеются данные о неблагоприятном влиянии пониженного МП на жизнедеятельность человека, животных и микроорганизмов. В частности, выявлены неблагоприятные функциональные сдвиги в нервной, сердечно-сосудистой и иммунной системах. Эти данные, а также результаты исследований молекулярных механизмов биологического действия МП позволяют предположить, что длительное отсутствие привычного МП может оказывать негативное влияние на биологические и физиологические процессы. Рассматривается возможность создания на борту марсианского корабля МП близкого по величине к среднему значению Земли.

Жизнь и профессиональная деятельность космонавтов будут проходить в условиях замкнутой искусственной среды ограниченного объема. Присущие такой среде физические, физико-химические и микробиологические факторы будут оказывать неблагоприятное влияние на организм человека и потребуют разработки соответствующих защитных и гигиенических мер.

Отдельный комплекс психосоциальных факторов связан с условиями и особенностями психической деятельности космонавтов. Необходим глубокий анализ влияния этих факторов, учет высокой уязвимости и хрупкости человеческой психики в экстремальных условиях межпланетной миссии.

Период пребывания на Марсе потребует от космонавтов большого напряжения и ответственности. Деятельность на планете, перемещение и передвижение, эмоциональный стресс и возможность возникновения непредвиденных ситуаций делают этот период экспедиции не только чрезвычайно насыщенными, но и потенциально весьма рискованным. Потребуется создание специальной системы медико-биологического обеспечения, адекватной этим условиям.

Рассмотрение факторов и условий проведения марсианской экспедиции позволяет сделать вывод о том, что пилотируемая экспедиция на Марс по сложности и уровню риска будет значительно превосходить орбитальные полеты сопоставимой продолжительности.

12.2. Задачи и структура медико-биологического обеспечения экспедиции

Основными задачами медико-биологического обеспечения марсианской экспедиции являются обеспечение медицинской безопасности, здоровья и работоспособности членов экипажа на всех этапах подготовки и проведения экспедиции, а также после ее завершения. Выполнению этих задач должна отвечать соответствующая структура медико-биологического обеспечения, которая будет включать в качестве отдельных компонентов системы медицинского обеспечения, психологического обеспечения, жизнеобеспечения, радиационной безопасности и информационного обеспечения.

Система медицинского обеспечения позволит осуществлять текущий и углубленный контроль состояния здоровья членов экипажа, диагностику и лечение заболеваний и травм и проведение реабилитационных мероприятий на борту.

Система психологического обеспечения включает психологический мониторинг, психологическую поддержку, регулирование внутригрупповых и межгрупповых отношений, поддержание профессиональных навыков операторской деятельности, и оптимального режима труда и отдыха.

Система жизнеобеспечения включает комплекс регенеративных устройств для обеспечения кислородом и водой. В функции системы жизнеобеспечения входят также обеспечение питанием, создание нормальной среды обитания, стабилизация и удаление отходов, обеспечение санитарно-гигиенических процедур и микробиологической безопасности. Регенеративные физико-химические устройства в первой марсианской экспедиции могут быть дополнены биологическим звеном – высшими растениями.

Система радиационной безопасности должна обеспечить радиационный мониторинг, своевременный прогноз и оповещение о радиационной опасности, эффективную защиту при воздействии опасных доз радиации, профилактику, выдачу рекомендаций и лечение.

Необходимым условием медицинского обеспечения в марсианской экспедиции будет наличие бортового медицинского центра.

Основными компонентами медицинского центра будут специализированные аппаратурные комплексы медицинского обеспечения, информационно-аналитический центр, автоматизированное место врача, блок телемедицины, клиника. Важное место будет занимать блок телемедицины, при помощи которого будет осуществляться обмен медицинской информации бортового медицинского центра с Центром управления полетом, взлетно-посадочным комплексом (ВПК) и жилым марсианским модулем.

В межпланетной экспедиции потребуются создание специализированных аппаратурных комплексов, использующих современные компьютерные технологии для получения специализированной информации, ее автоматизированной обработки и анализа. Аппаратурные комплексы могут представлять собой отдельные блоки и системы для медицинского контроля, проведения медицинских исследований, оценки операторской деятельности, профилактики, контроля радиационной обстановки и мониторинга среды обитания.

В функции информационно-аналитического центра будут входить: поддержание информационной базы медицинских знаний и медицинских данных (в том числе архивных), получение и анализ многопараметрических информационных данных, получаемых от аппаратурных комплексов системы медицинского обеспечения и системы жизнеобеспечения, поддержка принятия решений по оптимизации здоровья и деятельности и прогноз динамики состояния здоровья.

Предлагаемая структура медико-биологического обеспечения марсианской экспедиции требует верификации в условиях модельных наземных экспериментов.

12.3. Медицинское обеспечение экспедиции

12.3.1. Цели и задачи медицинского обеспечения

Важнейшим условием успешного проведения пилотируемой марсианской экспедиции является ее надежное медицинское обеспечение.

Основной целью медицинского обеспечения является сохранение здоровья и работоспособности членов экипажа на всех этапах подготовки, проведения и после ее завершения.

Задачами медицинского обеспечения марсианской экспедиции являются:

- *мониторинг состояния здоровья;*
- *лечение наиболее вероятных заболеваний;*
- *решение медицинских и физиологических проблем, обусловленных длительным пребыванием в условиях невесомости, воздействием гравитационных перегрузок, гипогравитации на Марсе и реадаптацией к земной силе тяжести;*
- *обеспечение психологической устойчивости, работоспособности, надежности операторской деятельности и оптимального взаимодействия членов экипажа;*
- *формирование и поддержание полноценной среды обитания;*
- *обеспечение радиационной безопасности участников экспедиции.*

(Две последние задачи и подходы к их решению будут рассматриваться отдельно).

Для решения указанных задач необходимо создать систему медицинского обеспечения, учитывающую особенности межпланетной экспедиции, способную эффективно функционировать на всех этапах ее проведения.

В разработке и создании такой системы, наряду со специалистами в области космической медицины, будут участвовать специалисты по проектированию космических кораблей, систем жизнеобеспечения и радиационной защиты, а также специалисты в области информационных технологий.

12.3.2. Факторы риска в марсианской экспедиции

Одной из наиболее важных проблем при создании системы медицинского обеспечения является определение степени приемлемого риска для экипажа и успеха экспедиции в целом. Риск в любом полете не может быть нулевым, поскольку он связан с наличием физической опасности и возможностью нарушения здоровья. Источники риска в условиях космического полета многочисленны и не всегда могут быть учтены.

К факторам риска в условиях космического полета принято относить такое состояние космического корабля, бортовой системы и любого члена экипажа, при котором существует угроза здоровью и жизни человека [12.1]. Многие факторы межпланетного полета будут способствовать развитию нарушений в состоянии здоровья членов экипажа, вследствие чего будет возрастать вероятность возникновения неблагоприятных состояний или заболеваний. На основе анализа данных, полученных в длительных орбитальных полетах, представляется возможным определить наиболее вероятные источники медицинского риска в марсианской экспедиции.

К ним относятся в первую очередь длительное пребывание в невесомости, приводящее к развитию детренированности организма и других неблагоприятных состояний, воздействие на организм перегрузок после продолжительного пребывания в условиях невесомости, недостаточное использование средств профилактики, нарушения режима труда и отдыха, сна; режима питания, дисбактериоз.

Факторами риска могут стать нарушения среды обитания при недостаточно эффективной работе систем жизнеобеспечения, включая отклонения от нормы параметров газовой среды и микроклимата, превышение допустимых концентраций вредных токсических веществ в атмосфере; повышение уровня микробной обсеменённости покровных тканей человека и окружающей среды.

Опасные ситуации могут возникать при разгерметизации корабля или отдельных отсеков в результате столкновения с метеоритами.

Психологические факторы риска могут быть обусловлены напряженной, жестко регламентированной деятельностью и длительным пребыванием в условиях изоляции, стрессорными факторами, психологической несовместимостью и конфликтами.

Значительный риск представляет космическая радиация (галактические и солнечные космические лучи), которые потребуют создания надежной радиационной защиты экипажа.

Во время пребывания на Марсе факторами риска могут быть воздействие пониженной силы тяжести в 0,38 g, интенсивные физические нагрузки, связанные с большим объемом деятельности вне жилого модуля, влияние гипероксической среды при работе в скафандре и психоэмоциональный стресс, связанный с воздействием условий пребывания на малознакомой планете.

Источником риска во время пребывания на Марсе может быть попадание пыли или частиц грунта в атмосферу жилых отсеков, что может оказать непосредственное влияние на микрофлору кожи и слизистых оболочек. Нельзя также исключить контакт человека с микроорганизмами в том случае, если они существуют на Марсе. Отмеченные факторы могут приводить к развитию аллергических реакций и других неблагоприятных состояний или неизвестных заболеваний.

12.3.3. Влияние невесомости

Особого внимания в марсианской экспедиции заслуживают эффекты длительного влияния невесомости. Анализ данных, полученных в космических полетах и в модельных экспериментах, позволил выяснить основные механизмы влияния невесомости на организм человека [12.2].

Первичным запускающим фактором является исчезновение в невесомости веса тела. Затем включаются вторичные механизмы - изменение сенсорного входа с гравирецепторов, устранение гидростатического давления жидких сред организма, снятие весовой нагрузки на опорные структуры скелета и мышечную систему и др.

Основные изменения (симптомокомплексы), развивающиеся в организме человека в условиях длительного влияния невесомости, представлены в табл. 12.1.

Изменение сенсорного входа проявляется в уменьшении афферентной импульсации. В результате развивается функциональная деафферентация отолитового аппарата и опорных зон стопы, снижается активность мышечных рецепторов (проприоцепторов). Дефицит проприоцептивной информации приводит к нарушению взаимодействия сенсорных систем, что является причиной развития зрительных иллюзий, симптомов болезни движения и глубоких изменений в функционировании системы управления движениями.

Снятие гидростатического давления сопровождается перераспределением крови и других жидких сред организма. В невесомости происходит перемещение крови из вен нижних конечностей в верхнюю часть тела, которое приводит к переполнению кровью головы, отёку тканей в области шеи и головы и другим реакциям. В дальнейшем развиваются процессы адаптации, приводящие к установлению нового уровня функционирования сердечно-сосудистой системы и водно-солевого баланса и других систем организма.

Отсутствие в условиях невесомости весовой нагрузки на опорно-двигательный аппарат сопровождается функциональной недогрузкой мышц и опорной разгрузкой, что приводит к снижению мышечного тонуса, развитию атрофии антигравитационных мышц и уменьшению их силы.

В результате воздействия невесомости в организме развивается комплекс изменений белкового и водно-солевого и энергетического обмена.

Табл. 12.1. Реакции основных систем организма на пребывание в невесомости

Функциональные системы	Симптоматика
Сенсорная	Снижение активности опорного и проприоцептивного входа. Уменьшение статической и повышение динамической возбудимости вестибулярных рецепторов. Нарушение взаимодействия сенсорных систем, возникновение иллюзий, развитие космической болезни движения
Двигательная	Атония антигравитационной мускулатуры, атрофия, изменение сократительных свойств антигравитационных мышц. Нарушение деятельности систем управления движениями
Костная	Остеопения костей, несущих опорную нагрузку (поясничный отдел позвоночника, тазовые и бедренные кости). Снижение минеральной плотности костей
Сердечно-сосудистая	Тенденция возникновения сердечных аритмий при нагрузках. Снижение ортостатической и физической устойчивости
Водно-солевой баланс	Гипогидратация организма. Уменьшение объёма плазмы крови и межклеточной жидкости. Отрицательный баланс ряда минералов, включая кальций
Система крови	Функциональная эритроцитопения, развитие морфологических и метаболических изменений в эритроцитах
Метаболизм	Преобладание процессов распада над процессами синтеза, отрицательный азотистый баланс. Прогрессирующее замедление утилизации глюкозы
Иммунная система	Уменьшение активности Т-клеточной системы иммунитета и противовирусного иммунитета

В костях, несущих опорную нагрузку, снижается минеральная насыщенность, процессы распада в костной ткани начинают преобладать над процессами синтеза. В целом, в невесомости изменения в костно-мышечной системе приводят к утрате ряда свойств и качеств, приобретенных организмом человеком в гравитационном поле Земли.

Применение в полете комплекса физических средств профилактики может в значительной мере компенсировать неблагоприятные эффекты невесомости.

12.3.4. Заболеваемость в космических полетах

Наиболее важным источником сведений о возможных заболеваниях в космосе являются данные о заболеваемости, выявленной в длительных космических полетах.

Во время полетов на российских орбитальных станциях выявлены случаи нарушения сна, головные боли, мелкие травмы кожных покровов, симптомы простуды, заболевания зубов и другие незначительные симптомы, а также в одном случае почечные колики и в другом – урологическое заболевание [12.3]. Вместе с тем имели место и более серьезные проблемы, приводившие к досрочному прекращению полета с последующим обследованием и лечением.

Анализ данных о заболеваемости у 12 российских космонавтов и 7 астронавтов США, принимавших участие в полетах по программе «Мир–НАСА» в период с 1995 по 1998 гг., показал, что наиболее частыми медицинскими инцидентами являлись травмы кожной поверхности, воспаление слизистых оболочек и нарушения деятельности сердечно-сосудистой системы [12.4].

Наиболее типичными для космических полетов заболеваниями, нарушениями и травмами являются: космическая болезнь движения, заложенность носовых пазух, запоры, головная боль, раздражение кожи и её сухость, абсцессы, небольшие ссадины и ушибы, воспаление рогавицы или её ссадины, инфекция верхних дыхательных путей, бессонница, отит [5]. К заболеваниям и травмам, которые были зарегистрированы один или несколько раз, относятся инфекция мочевого тракта, простатит, почечнокаменная болезнь, сердечные аритмии различного характера, «химическая» пневмония, вдыхание инородного тела, гастроэнтерит, суставная форма декомпрессионной болезни, травмы глаз, контактный дерматит, дезориентация в пространстве, серозный отит [12.5].

12.3.5. Возможные реакции организма во время марсианской экспедиции

На основе анализа результатов медико-физиологических исследований, проведенных в длительных полетах и модельных экспериментах, с учетом условий марсианской экспедиции можно прогнозировать определенные особенности реакций основных систем организма [12.6].

Можно предположить, что во время межпланетного перелета от Земли к Марсу изменения основных систем организма в целом будут во многом сходны с изменениями, отмечаемыми в длительных орбитальных полетах около Земли.

Во время пребывания на поверхности Марса определяющее значение будут иметь реакции на воздействие силы тяжести 0,38 g после длительного пребывания в условиях невесомости. Постепенная нормализация функций организма будет зависеть от длительности периода адаптации и физических нагрузок. При выполнении деятельности на поверхности планеты реакции организма, по-видимому, будут более выраженными по сравнению с наблюдаемыми во время внекорабельной деятельности (ВКД). Это может быть связано со значительными физическими усилиями при передвижении и выполнении рабочих операций в условиях марсианской гравитации и более выраженным утомлением по сравнению с такими же операциями на околоземной орбите.

При этом могут отмечаться более частые нарушения сердечного ритма и возможно проявление симптомов ортостатической неустойчивости.

При полете по трассе «Марс–Земля» возможны два варианта развития событий. В первом из них изменения показателей ряда систем организма могут быть такими же, как и на трассе полета «Земля–Марс», благодаря возможному тренирующему влиянию марсианской гравитации, нагрузкам при работе на поверхности планеты и положительному эмоциональному настрою. Во втором варианте возможно развитие переутомления во время работ на поверхности Марса, а также из-за возросшей радиационной угрозы Солнечных вспышек на траектории возвращения к Земле, так как межпланетный корабль приближается к Солнцу. В этом случае резервы организма могут быть сниженными, что будет особенно проявляться при нагрузках.

В период реадаптации после завершения марсианской экспедиции реакции основных систем организма в целом, вероятно, будут более выраженными, чем это отмечается после орбитальных полётов. Проведение карантинных, наблюдательных, реабилитационных и профилактических мероприятий на околоземной орбите может в определенной мере сгладить неблагоприятные реакции в послеполетном периоде.

12.3.6. Основные принципы медицинского обеспечения

Общими подходами к медицинскому обеспечению экспедиции являются:

- *создание автономного бортового медицинского центра;*
- *включение в состав экипажа высококвалифицированного врача и помощника (парамедика), медицинская подготовка остальных членов экипажа;*
- *возможность проведения самостоятельной диагностики, профилактики и оказания медицинской помощи;*
- *участие экспертов Центра управления полетом (ЦУП) в телемедицинских консультациях;*
- *использование при создании методов диагностики, профилактики и лечения новейших достижений медицины, биологической науки и нанотехнологий;*
- *применение экспертных систем для анализа и управления состоянием космонавтов;*
- *снижение времени проведения лечебно-диагностических и профилактических мероприятий.*

12.3.7. Медицинский бортовой центр и оказание медицинской помощи

Автономный характер межпланетной экспедиции потребует создания бортового медицинского центра, предназначенного для оказания экстренной и специализированной медицинской помощи и лечения наиболее вероятных заболеваний и состояний.

Медицинский центр должен быть оснащен аппаратурой и средствами для клинической диагностики, неотложной и специализированной помощи, хирургического лечения, анестезии, интенсивной терапии, реанимации и реабилитации [12.7]. В медицинском центре наряду с оказанием медицинской помощи будут проводиться медицинский мониторинг, диагностические и профилактические мероприятия.

Многие методы, которые будут применяться в медицинском центре, требуют специальной разработки с целью их адаптации к условиям невесомости. Среди них можно отметить методы парентерального и ингаляционного введения лекарств, инфузионно-трансфузионной терапии, сорбционной очистки крови, лимфы и плазмы, способы стерилизации средств оказания медицинской помощи, высокоэффективные лечебные препараты с широким спектром действия и длительным (до 3 лет) сроком хранения.

Основными компонентами медицинского центра являются терапевтический и хирургический блоки.

Терапевтический блок предназначен для лечения заболеваний терапевтического профиля, консервативного лечения хирургических и других заболеваний, а также для оказания помощи при стоматологических, отоларингологических и глазных заболеваниях. В терапевтическом блоке должна быть предусмотрена диагностическая аппаратура для проведения рентгенологических, ультразвуковых, гематологических и биохимических исследований и регистрации таких физиологических показателей как частота сердечных сокращений (ЧСС), электрокардиограмма (ЭКГ), артериальное давление (АД) и частота дыхания.

В хирургическом блоке будут проводиться хирургические операции. Блок должен быть оборудован для оказания специализированной помощи при наиболее вероятных хирургических заболеваниях и при состояниях, представляющих опасность для жизни, а также при различных травмах. В нем должны находиться средства для анестезии, реанимации (дефибриллятор, устройства для оксигенации и вентиляции легких и др.), стерильные перевязочные материалы; банк крови и кровезаменителей длительного хранения; тромболитические препараты.

12.3.7.1. Требования к хирургическим операциям.

Показано, что в условиях невесомости возможно проведение различных хирургических манипуляций. Однако их выполнение потребует решения целого ряда проблем [12.7–12.9]. К ним относятся:

- *ограничение движений медицинского персонала, фиксация пациента;*
- *фиксация инструментов и принадлежностей;*
- *защита операционного поля от загрязнения;*
- *защита атмосферы космического корабля от хирургических отходов;*
- *предпочтительное использование локальной, региональной и внутривенной анестезии;*
- *управление артериальным и венозным кровотоком.*

Для соблюдения стерильности целесообразно использовать специальные хирургические камеры, изготовленные из полимерных материалов и снабженные встроенными рукавами [12.7, 12.8].

12.3.7.2. Информационные технологии медицинского центра

Обязательным компонентом медицинского центра будут информационные технологии, включающие компьютерную базу данных и автоматизированные экспертные системы. Экспертные системы позволят осуществлять автоматизированную оценку и прогнозирование состояния здоровья, рабо-

тоспособности и тренированности космонавтов, психологический статус и поддержание профессиональных навыков, анализ радиационной обстановки с выдачей рекомендаций.

При создании компьютерной базы данных потребуется провести предварительное накопление и анализ информации об индивидуальных медицинских показателях членов экипажа, полученных в ходе различных обследований и физических тестов. В базе данных должны содержаться электрокардиограммы, рентгенограммы, ультразвуковые скенограммы членов экипажа, алгоритмы диагностических, профилактических и лечебных мероприятий; а также наглядные пособия по оказанию разнообразной медицинской помощи [12.10–12.12]. Медицинский центр должен быть связан интерфейсами с телемедицинской аппаратурой и с бортовыми компьютерными системами.

12.3.8. Медицинский мониторинг

Опыт, приобретенный в длительных орбитальных полетах [12.13, 12.14], позволяет сформулировать следующие требования к медицинскому мониторингу в марсианской экспедиции:

- *патогенетический подход к диагностике наиболее вероятных состояний и заболеваний;*
- *применение неинвазивных методов мониторинга;*
- *создание компьютеризованных диагностических систем для обработки и анализа данных о состоянии здоровья космонавтов;*
- *использование методов визуализации кардиореспираторной системы, внутренних органов, опорно-двигательного аппарата и других систем организма;*
- *использование автоматических анализаторов и методов «сухой химии» для проведения биохимических исследований.*

Диагностическая система должна обеспечивать оценку функциональных показателей, степени напряжения регуляторных систем, резервных возможностей организма, выявление патологических состояний и прогноз возможных изменений состояния организма. Члены экипажа будут информироваться о результатах их индивидуальных медицинских обследований. Предполагается использование возможностей телемедицинских технологий для передачи рентгеновских снимков, скенограмм.

Медицинский мониторинг предполагает проведение оперативного медицинского контроля на активных участках полета и периодических углубленных обследований состояния здоровья и тренированности космонавтов.

Модуль оперативного медицинского контроля должен обеспечивать непрерывную регистрацию частоты сердечных сокращений, электрокардиограммы в 12-ти стандартных отведениях, артериального давления и частоты дыхания на участках выведения и спуска, а во время выхода в открытый космос – дополнительно регистрировать температуру тела и показатели теплового статуса организма. Для обеспечения безопасности при проведении выхода в открытый космос потребуется решить проблему определения содержания газовых пузырьков в крови и других тканях тела, а также создать для лечения декомпрессионных расстройств рекомпрессионную камеру с автономными средствами жизнеобеспечения и медицинского контроля.

Обследование сердечно-сосудистой системы включает анализ электрокардиограммы, оценку центральной и регионарной гемодинамики в покое и при функциональных пробах (нагрузка на велоэргометре и воздействие отрицательного давления на нижнюю половину тела для определения ортостатической устойчивости). Должны быть обеспечены визуализация и измерение объёмов полостей сердца, исследование регионарного кровообращения в области головы, конечностей, легких и органов брюшной полости, а также регистрация артериального давления и показателей газообмена.

Обследование двигательной системы включает измерение массы тела, определение объема голени и тестирование состояния различных групп антигравитационных мышц с помощью аппаратуры типа «изокинетический динамометр», а также оценку режимов физических тренировок на основе выполнения локомоторных тестов на тредбане и велоэргометре.

Оценка состояния сенсорных систем и системы регуляции движений потребует установки на борт специального диагностического комплекса, прототипом которого может служить использовавшаяся на борту станции «Мир» аппаратура «Оптоверт» и «Монимир».

Периодический контроль функции сна будет осуществляться с помощью регистрации нистагограммы, электроэнцефалограммы и электромиограммы при использовании компьютерной обработки данных.

Обследование костной системы включает оценку минеральной насыщенности и визуализацию исследуемых участков костной ткани, выявление переломов или трещин с помощью ультразвукового прибора или портативного рентгеновского аппарата.

Использование бортовых автоматических анализаторов позволит провести широкий комплекс клинико-лабораторных, биохимических, эндокринологических и иммунологических обследований.

Исследование состояния водно-солевого обмена будет включать определение концентрации основных ионов в сыворотке крови и моче, содержание в крови активных осмотических веществ, а также исследование ионо-регулирующей функции почек.

Исследования метаболизма будут направлены на оценку энергетического и белкового обмена и других биохимических показателей на основе определения показателей азотистого, углеводного и липидного обмена, перекисного окисления липидов и активности основных ферментов.

Исследование системы крови обеспечит проведение клинических анализов крови, определение состава и морфологии клеточных элементов крови, массы эритроцитов и концентрации гемоглобина, определение показателей свертывающей и антисвертывающей систем крови, что важно в случае проведения операционных вмешательств.

Исследование иммунитета позволит определить состояние клеточного и гуморального иммунитета и сенсбилизацию к аллергенам различной природы.

Медицинский мониторинг на поверхности Марса будет включать самый необходимый минимум обследований. При длительном пребывании на Марсе будут проводиться периодические углубленные обследования, включая снятие электрокардиограммы, исследование гемодинамики в покое и при функциональной пробе на велоэргометре с регистрацией объёмов полостей

сердца, артериального давления и показателей газообмена. Большое значение имеет оценка физической тренированности. В случае возникновения костных переломов необходимо иметь возможность исследований с помощью портативного рентгеновского аппарата. Необходимо также предусмотреть проведение клинических и биохимических исследований крови и мочи, а также иммунологических исследований. В связи с возможностью развития декомпрессионных нарушений, целесообразно осуществлять ультразвуковую локацию наличия газовых пузырьков в крови и других тканях тела.

Большое значение в медицинском обеспечении будет иметь использование телемедицинских технологий для оценки экспертами ЦУПа результатов проводимых обследований.

12.3.9. Средства профилактики

Подходы к профилактике в марсианской экспедиции основываются на опыте медицинского обеспечения длительных орбитальных полётов и современных представлений о механизмах влияния невесомости на организм человека [12.14, 12.15]. Основными требованиями к системе профилактики будут:

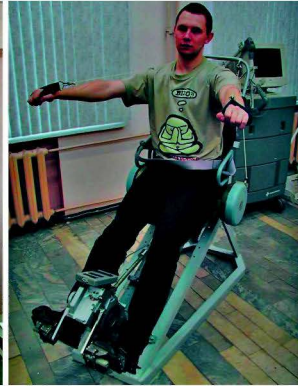
- *выбор оптимального режима тренировок на основе оценки уровня тренированности и работоспособности космонавта и их соответствия текущей и планируемой деятельности;*
- *информирование членов экипажа о результатах их индивидуальных обследований;*
- *индивидуализация профилактики с учетом исходного и текущего физического состояния, работоспособности, тренированности и специфики программы на различных этапах полёта;*
- *снижение монотонности и дискомфорта при проведении профилактических мероприятий;*
- *использование компьютерной системы управления тренировочным процессом.*

Реализация этих требований предполагает усовершенствование существующих средств профилактики, рис. 12.1, а также разработку новых средств профилактики, включая центрифугу короткого радиуса.

В настоящее время разрабатывается и испытывается ряд новых средств профилактики. Создан, например, опытный образец комплексного многофункционального тренажера, в состав которого входят велотренажер, электромагнитные силовые нагружатели и беговая дорожка без электропривода. Отличительными особенностями тренажера являются его небольшой вес, автономное питание и низкая потребляемая мощность. Российскими и австрийскими специалистами разработан новый тип миоэлектростимулятора, который успешно испытан в космическом полёте. Используемые в настоящее время нагрузочные костюмы типа «Пингвин» оснащаются индивидуальными тензодатчиками, что облегчает их подгонку и расширяет возможности выбора наиболее эффективных режимов их использования. Проводятся разработка и испытания компенсатора опорной разгрузки – специальной обуви, создающей регулируемую нагрузку на рефлекторные зоны стопы (см. фото механостимулятора «Искусственная опора»). С целью тренировки систем точностного управления движениями планируется создание координационного тренажера.



Бегущая дорожка



Силовой нагрузатель



Электромиостимулятор

Рис. 12.1 Средства профилактики в космическом полете

Профилактический комплекс пилотируемого марсианского корабля будет включать активные и пассивные средства профилактики [12.15]. К первым относятся бегущая дорожка и велотренажер, эффективность которых может быть увеличена при использовании резистивных и силовых нагрузателей. Пассивные средства включают нагрузочные костюмы, компенсатор опорной разгрузки, электро- и вибростимуляторы и устройства для пассивного растяжения мышц.

Объем профилактических мероприятий на поверхности Марса будет определяться длительностью пребывания на планете. В первые дни пребывания на Марсе целесообразно проведение реабилитационных мероприятий и непродолжительных выходов на поверхность планеты. При пребывании на Марсе до 50 суток потребуются физические тренировки с эспандерами, постоянное ношение нагрузочных костюмов и электростимуляция мышц. При нахождении на поверхности Марса в течение 100 суток профилактические мероприятия будут расширены за счет тренировок на бегущей дорожке. При нахождении на Марсе до 500 суток, возможно, потребуется использование искусственной силы тяжести в комплексе с негравитационными средствами профилактики, а также создание Марсианской базы с целью оптимизации жизненных условий и предотвращения развития гипокинетического синдрома.

Предполагается, что во время марсианской экспедиции может использоваться самостоятельно или в сочетании с негравитационными средствами профилактики центрифуга короткого радиуса [12.6, 12.14, 12.16]. Целями ее применения являются:

- *противодействие неблагоприятному влиянию невесомости;*
- *проведение тренировок во время полета при уровнях гравитации 0,38 g и 1 g для подготовки к встрече с марсианской и земной силой тяжести;*
- *отработка рабочих навыков и локомоций в условиях различных уровней гравитации.*



Механостимулятор «Искусственная опора»

Использованию в космических полетах центрифуги короткого действия в

качестве профилактического средства будут предшествовать разносторонние наземные исследования с целью обоснования эффективных режимов искусственной гравитации при минимальных побочных эффектах.

12.3.10. Телемедицинское обеспечение экспедиции

В настоящее время накоплен большой опыт использования телемедицинских технологий для решения задач медицинского обеспечения орбитальных космических полетов. Ведутся работы по созданию системы телемедицинского обеспечения (ТМО) Российского сегмента МКС.

Однако существующие системы телеметрической поддержки и внедряемые телемедицинские системы для орбитальных полетов не смогут обеспечить необходимый контроль состояния здоровья экипажа в условиях марсианской экспедиции, которая предполагает независимость телемедицинской системы от ЦУПа и автономность бортового информационного комплекса. Это делает необходимым разработку специфической системы телемедицинского обеспечения межпланетной экспедиции, опирающейся главным образом на возможности бортовых информационных ресурсов [12.17, 12.18].

Возможные компоненты телемедицинского обеспечения марсианской экспедиции приведены на рис. 12.2.

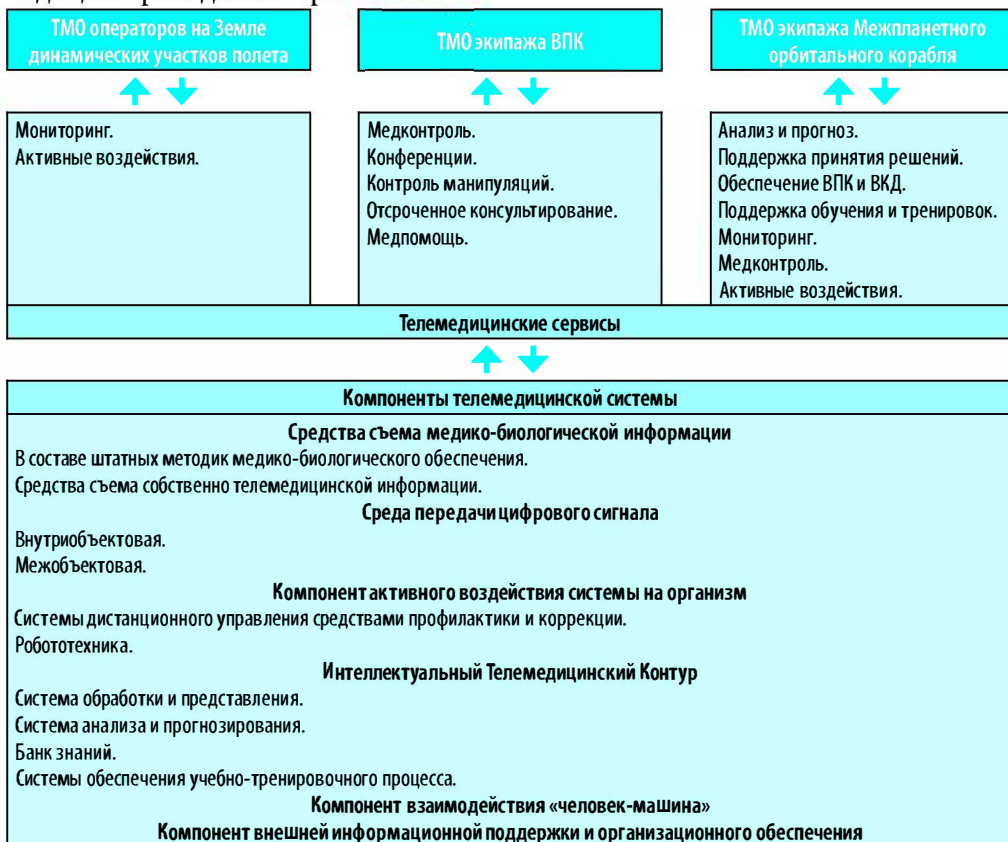


Рис. 12.2 Структура телемедицинского обеспечения марсианской экспедиции

12.3.10.1. Телемедицинская система обеспечения экипажа МОК

Телемедицинское обеспечение экипажа межпланетного орбитального корабля (МОК) строится на основе получения медицинской информации во время обследования членов экипажа с последующей обработкой данных в бортовой информационно-аналитической системе. Для полноценного функционирования такой системы может понадобиться специальный телемедицинский инструментарий, в том числе, средства съема аудиовизуальной информации, средства дистанционного контроля физиологических параметров и др.

Медицинский мониторинг с использованием телемедицинских средств может оказаться необходимым в следующих ситуациях:

- *оценка состояния оператора по показаниям;*
- *скрытый мониторинг (при решении этических аспектов данного контроля);*
- *оценка аудиовизуальной информации, например, в целях контроля психологической обстановки на борту и при нештатных ситуациях.*

Перспективным представляется также разработка вопроса об активной роли телемедицинской системы в медицинском обеспечении полета в случае:

- *дистанционной, независимой от космонавта корректировки применения лечебных средств;*
- *применения технологии управляемого лечебно-диагностического процесса в бортовом медицинском центре;*
- *использования робототехники при оказании хирургической помощи;*
- *воздействия на экипаж по команде служб наземного сопровождения, включающей участие врача экипажа.*

12.3.10.2. Телемедицинское обеспечение динамических операций

Во время выполнения операций взлета и посадки, при внекорабельной деятельности (ВКД) и управлении марсоходом будет осуществляться оперативный контроль динамики жизненно важных медицинских показателей и, при необходимости, оказываться экстренная медицинская помощь для стабилизации состояния космонавта и завершения операции. Анализ динамики функциональных данных позволит получать оперативную оценку текущего состояния и давать текущий прогноз состояния космонавта. При оказании экстренной медицинской помощи должны быть предусмотрены средства для активного воздействия на организм космонавта. При этом, как минимум, необходима возможность дистанционного управления введением лекарственных средств. Могут рассматриваться и более сложные устройства, например, для остановки кровотечения.

12.3.10.3. Телемедицинское обеспечение экипажа взлетно-посадочного комплекса ВПК

Систему телемедицинской поддержки ВПК можно рассматривать по аналогии с телемедицинским обеспечением орбитальных полетов [12.18]. При этом роль базового компонента будет выполнять МОК.

Применение технологии обмена видео- и аудиоинформацией делает возможным внедрение на борту взлетно-посадочного комплекса ряда современных методов диагностики заболеваний.

Медико-биологическая информация, полученная во время пребывания на поверхности Марса, является важным источником данных для анализа и прогнозирования состояния здоровья в общей структуре медицинского обеспечения экспедиции.

12.3.10.4. Функциональная структура системы телемедицинского обеспечения

Общая схема взаимодействия подсистем телемедицинского обеспечения марсианской экспедиции представлена на рис. 12.3.

Важное значение в телемедицинском обеспечении будут иметь компоненты наземной структуры обеспечения полета, имеющие отношение к поддержке телемедицинской инфраструктуры.

Одной из задач данной структуры может стать проведение опережающего по времени модельного исследования с участием человека. Обеспечение такого эксперимента будет строиться по тому же принципу, что и на борту МОК. Создание информационно-экспериментальной модели полета может существенно повысить качество прогностических оценок и позволит моделировать многовариантность развития событий, что должно увеличить степень достоверности выдаваемых рекомендаций.

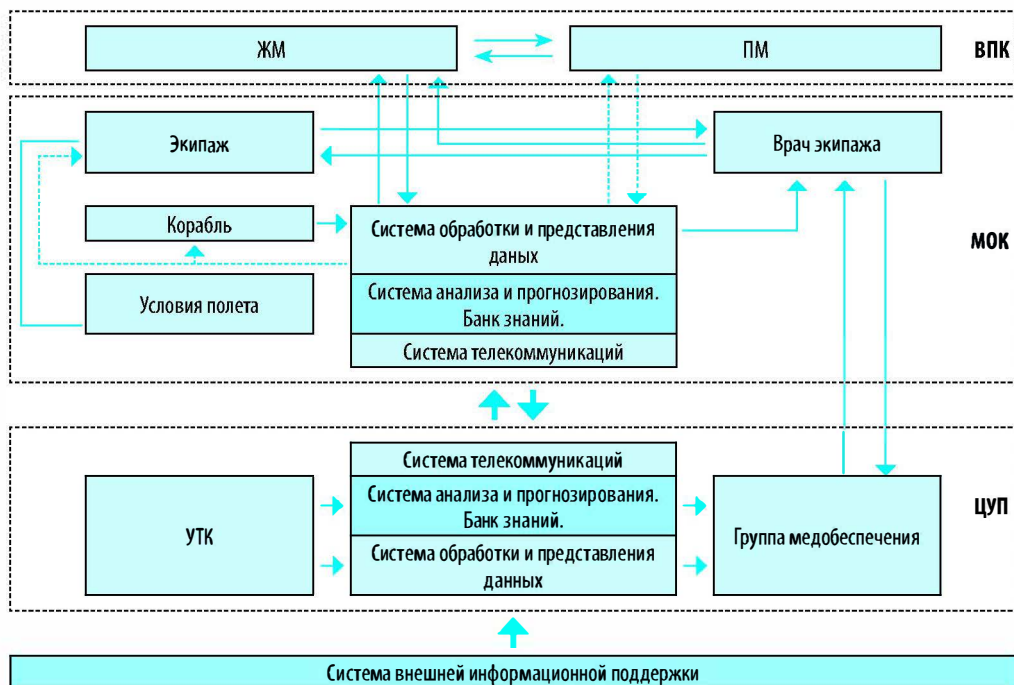


Рис. 12.3 Общая схема взаимодействия подсистем телемедицинского обеспечения марсианской экспедиции: включает в себя: ВПК – взлетно-посадочный модуль, ЖМ – жилой модуль, ПМ – пилотируемый марсоход, МОК – пилотируемый межпланетный орбитальный корабль, ЦУП – Центр управления полетом, УТК – учебно-тренировочный комплекс

Особенностями наземной части информационного комплекса должно стать дублирование бортовой информационной системы и реализация стенда контроля перспективного моделирования и текущего состояния бортового комплекса. Предлагаемый подход позволит реализовать систему тройного контроля принимаемых решений: бортовой комплекс – наземный комплекс – служба медицинского обеспечения ЦУПа.

Обработка и оценка медицинской информации, а также оперативное и перспективное прогнозирование осуществляются в составе интеллектуального телемедицинского контура (ИТК).

При сложном построении управляемого процесса, каким является медико-биологическое обеспечение марсианской экспедиции, управляющая часть будет иметь многоуровневую инфраструктуру. Каждому уровню управления в информационной системе соответствует определенная информационная технология, реализующая его задачи. Функциональное взаимодействие различных комплексов информационной поддержки средств медико-биологического обеспечения полета подразумевает сохранение относительной автономности оперативного уровня управления с передачей большей части функций обработки на централизованные информационные ресурсы в составе ИТК.

Функциональное построение ИТК в силу возлагаемых на него задач подразумевает использование в полной мере преимуществ современных информационно-коммуникационных технологий (проактивные и «адаптивные» компьютерные системы, «ГРИД-технологии») и современных систем искусственного интеллекта.

Реализация телемедицинской системы зависит от большого количества факторов обеспечения экспедиции. Поэтому для оптимизации подготовки телемедицинской составляющей экспедиции представляется необходимым:

- *проведение опережающих исследований в области функционально-ситуационного проектирования медико-биологического обеспечения экспедиции;*
- *учет телемедицинской составляющей при проектировании всех компонентов системы медико-биологического обеспечения;*
- *включение телемедицинских параметров в исходные требования системы медико-биологического обеспечения.*

Телемедицинские системы обеспечения межпланетных полетов представляют принципиально новый подход в оценке влияния факторов и условий полета на каждого космонавта и в целом на экипаж. При создании телемедицинского компонента в структуре медико-биологического обеспечения марсианской экспедиции качественно улучшится обоснованность принятия решений, направленных на снижение влияния неблагоприятных факторов полета, повысится уровень оценки наступающих отклонений, а также возможность корректирующего воздействия на организм космонавта. Дальнейшее развитие телемедицины в направлении интеграции информационных технологий с достижениями биологии, физики и химии определит перспективы медицинского обеспечения космических программ.

12.4. Психологическое обеспечение экспедиции

12.4.1 Основные задачи психологического обеспечения экспедиции

Основными задачами психологического обеспечения марсианской экспедиции являются поддержание в ходе полета психического здоровья, высокой профессиональной надежности экипажа и проведение восстановительных мероприятий для здоровья экипажа после завершения экспедиции.

Существующая в настоящее время система психологического отбора, подготовки и комплектования космических экипажей ориентирована на осуществление орбитальных полетов около Земли. Участники орбитальных экспедиций находятся под непрерывным наблюдением наземного медицинского персонала (в том числе специалистов-психоневрологов), что делает необязательным присутствие врача на борту космического объекта.

Практический опыт подтвердил эффективность сложившейся системы психологического отбора, подготовки и комплектования экипажей условиям орбитальных полетов. Однако данная система не будет достаточной для обеспечения полета к Марсу. Высокая степень риска и ответственности, невозможность эвакуации и ограниченность наземного мониторинга предъявляют повышенные требования к нервно-психической сфере участников межпланетного полета. Соответствие этим требованиям должно закладываться уже в процессе отбора, подготовки и комплектования экипажей и дополняться необходимыми мероприятиями в ходе полета. Для марсианской экспедиции потребуются создать собственную систему отбора, подготовки и комплектования экипажа. В ее основу должна быть положена существующая система, которую следует отчасти сохранить, отчасти модифицировать и дополнить новыми подходами, учитывающими специфику межпланетного полета.

Используемые в настоящее время средства и методы психологического отбора космонавтов и астронавтов могут быть положены в основу психологического отбора участников марсианской экспедиции. В настоящее время в процессе психологического отбора учитываются:

- *состояние психического здоровья;*
- *профессионально значимые качества личности;*
- *особенности поведения и деятельности в составе малой группы;*
- *переносимость пребывания в экстремальных условиях (изоляция, экстремальные климатические условия; длительное бодрствование с режимом непрерывной деятельности);*
- *радиационная чувствительность организма.*

Специфика марсианской экспедиции требует обратить особое внимание на психиатрические проблемы, которые могут возникнуть в полете. При появлении симптомов психического заболевания в околоземных полетах всегда имеется возможность вернуть космонавта на Землю и подвергнуть его лечению в клинических условиях. В межпланетном полете психически заболевший человек должен рассматриваться не только как профессионально несостоятельное лицо, но и как потенциальный источник конфликтной напряженности в экипаже, что создает серьезную угрозу полноценного выполнения программы полета.

Поэтому проблема психиатрических нарушений в межпланетном полете стоит более остро, чем в орбитальном. Кроме того, условия межпланетного полета будут отличаться большим количеством стрессорных факторов, что будет способствовать возможности развития психических нарушений.

Для марсианской экспедиции необходима разработка собственной, более совершенной системы экспертной психолого-психиатрической оценки с использованием методов углубленного клинического обследования, тестирования и наблюдения [12.19]. Такая система в процессе ее разработки должна непрерывно совершенствоваться за счет постоянного внедрения в практику отбора новых тестов, направленных на оценку текущего состояния и резервных возможностей психической сферы, выявляемых при работе в сложных условиях.

На этапе подготовки марсианской экспедиции необходима разработка методов и средств аппаратурного тестирования на основе новейших научно-технических достижений, что даст возможность повысить эффективность и надежность экспертного обследования.

При подготовке и обучении космонавтов должны в первую очередь оцениваться профессионально значимые качества личности, поведение в малой группе и переносимость экстремальных условий.

Профессионально значимыми качествами при отборе космонавтов являются: хладнокровие, склонность к оправданному риску; устойчивость и быстрое переключение внимания; высокая точность и скорость двигательных реакций; умение ориентироваться в быстро меняющейся обстановке, способность принимать и осуществлять в этих условиях правильные решения; хорошая память, развитое чувство времени, способность к предвидению ближайших событий, наблюдательность; устойчивость к длительному пребыванию в условиях изоляции; способность поддерживать хорошие отношения с партнерами и эффективно работать в составе малых групп [12.20]. Эффективному взаимодействию с партнерами способствуют склонность к самоанализу, умение правильно оценивать свои позитивные и негативные стороны, самокритичность, стремление оказывать помощь, умение избегать конфликтов и стараться их предупреждать, сохранять выдержку в конфликтных ситуациях.

Эти качества должны быть присущи и участникам марсианской экспедиции. При этом особое значение будут иметь такие черты, как стремление к высочайшему мастерству в своем деле, познавательный интерес и творческие способности, которые способствуют повышению психологической и профессиональной надежности членов экипажа.

При подготовке экипажа необходимо знакомить космонавтов с особенностями межличностных отношений и обучать их навыкам формирования отношений на основе взаимоуважения и взаимопомощи, что особенно важно при интернациональном составе экипажа и в экипаже, смешанном по фактору пола.

Для организации такого обучения в процессе индивидуальной и групповой подготовки членов экипажа потребуется разработка программы, в которой необходимо предусмотреть специальные учебные пособия, прослушивание курса лекций, а также обучение иностранному языку и общению.

Современные подходы к подготовке и комплектованию космических экипажей описаны достаточно подробно [12.20, 12.21, 12.22, 12.23, 12.24, 12.25]. При подготовке марсианской экспедиции они должны использоваться в полном объеме с той особенностью, что подготовка участников экспедиции должна предусматривать необходимость овладения каждым космонавтом двумя или более профессиями. Овладение каждым членом экипажа как минимум двумя специальностями позволит повысить эффективность выполнения научной программы и вероятность успешного осуществления экспедиции в целом.

В этой связи необходимо определить профессиональный состав экспедиции и выбрать оптимальный вариант распределения профессий между ее участниками.

12.4.2. Психологический мониторинг и управление психическим состоянием членов экипажа

В орбитальных полетах космонавты испытывают состояние психического стресса, обусловленного различными факторами, в числе которых одно из первых мест занимает переживание опасности полетной ситуации. Не исключено, что соматические эффекты длительного воздействия невесомости (перемещение жидких сред в направлении к голове, функциональная деафферентация, изменения электролитного баланса и гормонального статуса) могут негативно влиять на состояние психической сферы. Как показывает практика длительных орбитальных полетов, в этих условиях существует реальная опасность развития психической *астенизации*, проявляющейся в виде нарушений сна, эмоциональных расстройств в виде раздражительности и депрессии, которые могут выливаться в конфликтную напряженность и ухудшение психологического климата в экипаже [12.20]. В итоге это может приводить к снижению работоспособности и нарастанию числа ошибок при выполнении операций.

Опыт полярных зимовок в Арктике и Антарктике и подводных плаваний указывает на то, что пребывание в составе малой группы предрасполагает к развитию психотических расстройств и межличностных конфликтов. Конечно, в трудных и опасных ситуациях небольшие группы людей могут демонстрировать высокую сплоченность, понимая, что взаимопомощь в этих условиях обеспечивает выживание. Известно много случаев, когда в подобных ситуациях на фоне подавленности, раздражительности и недовольства друг другом между людьми возникала взаимная неприязнь и враждебность, переходившая в ссоры, а иногда во вспышки немотивированной ярости, на основании которых это явление получило название «экспедиционного бешенства» [12.26].

Риски, сопутствующие первому межпланетному полету, увеличивают опасность развития психической астенизации. Поэтому одной из важных задач психологического обеспечения должна быть ее ранняя диагностика. Поскольку возможности наземного мониторинга в межпланетном полете будут ограничены, контроль за психическим состоянием членов экипажа будет осуществлять бортовой врач, который должен в совершенстве владеть методами психодиагностики и приемами психокоррекции, что позволит ему управлять

психическим состоянием космонавтов. В необходимых случаях должны быть также обеспечены консультации специалистов ЦУПа.

В распоряжении врача должны быть необходимые методические и аппаратные средства для психодиагностики, которые нуждаются в специальной дополнительной разработке, отдавая приоритет средствам автоматизированного контроля. В частности, целесообразно использовать анализ акустических характеристик речи, позволяющий объективно оценивать эмоциональное состояние космонавтов.

В марсианской экспедиции особое внимание следует уделить проблеме психиатрических нарушений, которые могут возникнуть вследствие длительной изоляции в составе малой группы, а также при индивидуальной предрасположенности к психическим расстройствам, не выявленной в процессе отбора. В случае, если психически заболевший человек обнаружит суицидальные, хомицидальные или параноидальные симптомы, то экспедиции может быть нанесен значительный ущерб [12.19].

Для управления психическим состоянием участников марсианской экспедиции необходима разработка специальной программы с указанием конкретных задач, методов и средств. Обязательным элементом такой программы должен быть комплекс мероприятий по социально-психологической поддержке [12.20, 12.27].

Социально-психологическая поддержка предусматривает использование в космическом полете средств и мероприятий, направленных на смягчение негативных психологических эффектов длительного пребывания в искусственной среде обитания, обусловленных изоляцией, ограничением внешних впечатлений, монотонностью обстановки и отрывом от привычного социума.

Применяемый в настоящее время комплекс социально-психологической поддержки включает наземные и бортовые средства [12.28]. К наземным средствам относятся средства информационного обеспечения по каналам радио-, ТВ- и компьютерной (интернет) связи: передача новостей, сообщений из дома, сообщений из отряда космонавтов, трансляция телевизионных программ и репортажей. К ним относятся также общение с наземными абонентами, радио- и ТВ-встречи с семьями, друзьями, деятелями культуры, искусства, спортсменами.

Бортовые средства психологической поддержки включают библиотеку, фонотеку, видеотеку, компьютерные программы, музыкальные инструменты и т.п.

В процессе околоземного полета средства социально-психологической поддержки могут дополняться новыми поступлениями, доставляемыми на борту экспедициями посещения или грузовыми кораблями.

В отличие от этого условия автономного межпланетного полета исключают возможность пополнения средств социально-психологического обеспечения и ставят новые задачи, решение которых требует специального изучения. Среди них наиболее значимыми являются:

- *изучение возможностей и динамики потребностей информационного обеспечения космонавтов в условиях автономного полета;*
- *оценка продолжительности рабочего дня и свободного времени на различных фазах полета;*

- *определение целесообразности и возможности создания на космическом корабле управляемой аудиовизуальной среды, изучение психологических эффектов насыщения жизни членов экипажа земными впечатлениями (с использованием средств живописи, видео- и аудиоматериалов и др.);*
- *определение соотношения объемов творческой и рекреационной деятельности.*

Необходима разработка усовершенствованных средств психологической поддержки с учетом прогресса аудио-, видео- и компьютерной техники.

Система управления психическим состоянием членов экипажа будет включать такие средства психопрофилактики и психокоррекции, как аутогенная тренировка и др.

Одной из проблем, влияющих на состояние здоровья и работоспособность космонавтов, является возможность развития в ходе экспедиции десинхроноза.

Известно, что основу временной структуры жизнедеятельности организма составляют циркадианные (околосуточные) ритмы, синхронность которых является условием благополучия организма, его здоровья и работоспособности [12.28, 12.29].

Исследования, выполненные в условиях космического полета, дают основания полагать, что циркадианные ритмы являются гравитационно зависимыми [12.30, 12.31]. Это означает, что изменение уровня гравитации может приводить к нарушению согласованности циркадианных ритмов, получившему название десинхроноза, ведущими симптомами которого являются нарушения сна, сонливость в дневное время, снижение работоспособности, снижение аппетита и невротизация.

В космосе наряду с этим существует возможность развития десинхроноза, обусловленная отсутствием естественных датчиков времени. На Земле функцию датчиков времени выполняют суточные колебания физических факторов (освещенность, температура и др.) и связанные с суточным ритмом явления социальной жизни. Датчики времени обеспечивают устойчивую синхронизацию циркадианных ритмов организма. Экспериментально установлено, что изоляция человека от всех или ведущих датчиков времени предрасполагает к развитию десинхроноза. В космическом полете нарушается естественное чередование света и темноты и отсутствует большинство социальных синхронизаторов, что может стать причиной развития десинхроноза.

Важнейшим средством профилактики десинхроноза является рациональная организация труда и отдыха. В орбитальных полетах поддерживается 24-часовая цикличность режима жизнедеятельности. Однако продолжительность марсианских суток другая и составляет 24 час 36 мин. Можно предположить, что во время пребывания на Марсе экипаж будет жить по марсианским суткам. Сейчас невозможно с уверенностью определить, как это может повлиять на состояние естественных циркадианных ритмов организма и не приведет ли такой режим к развитию десинхроноза.

Поэтому необходимо будет в экспериментальных условиях решить вопрос о целесообразности использования марсианских суток во время пребывания на планете. Для этого потребуется изучить психофизиологические эффекты

марсианских суток, определить возможность адаптации к ним и выяснить физиологическую цену этой адаптации.

Одной из основных задач психологического обеспечения марсианской экспедиции является поддержание необходимого профессионального уровня операторов в течение экспедиции и обучение новым алгоритмам управления. Для ее решения в процессе подготовки экспедиции должны быть разработаны принципы и методы обучения операторским навыкам и их поддержания на основе адаптивных форм обучения, обеспечивающих автоматическое изменение алгоритма обучения в зависимости от динамики становления профессиональных навыков.

В настоящее время разработана компьютерная модель психодиагностического комплекса-тренажера, для оценки и прогнозирования надежности выполнения сложных динамических режимов ручного управления космическими аппаратами, поддержания и сохранения профессиональных навыков, а также для обучения новым алгоритмам управления космическими средствами в условиях длительного межпланетного полета. Результаты испытаний этой модели в условиях длительных орбитальных полетов в эксперименте «Пилот» свидетельствуют о ее эффективности [12.32].

Целью эргономического обеспечения систем «человек-машина» (в том числе, системы «человек-космический корабль») является достижение оптимального согласования возможностей человека и техники.

В процессе эргономического проектирования приоритет должен отдаваться психофизиологическим возможностям и предпочтениям человека. На этой основе будут разрабатываться требования к рабочим местам, средствам информационного обеспечения деятельности, органам управления и др. Обоснованные эргономические решения позволяют повысить надежность систем «человек-машина» и обеспечить успешное выполнение космической миссии [12.20].

Высокая стоимость создания пилотируемых космических аппаратов требует проведения ранних оценок эффективности эргономических решений с использованием методов математического и полунатурного моделирования и натурных испытаний.

Для эффективного решения задачи оптимизации профессиональной деятельности экипажа с использованием эргономических средств необходимы выбор и обоснование методов оценки надежности профессиональной деятельности при взаимодействии «человек-машина», а также разработка структуры и создание автоматизированной системы сбора и анализа эргономической информации [12.20].

В связи с этим представляется актуальной задача разработки математической модели оценки и прогнозирования надежности профессиональной деятельности как средства эргономического проектирования системы «экипаж - космический корабль». Исходными данными для построения такой модели, наряду с описанием функций и задач, выполняемых экипажем, действующих факторов и характеристик контролируемых процессов должны служить результаты изучения операторской деятельности в космических полетах и модельных экспериментах [12.20].

12.4.3. Социально-психологическая реабилитация членов экипажа после возвращения на Землю

После возвращения из длительного космического полета космонавтам приходится отказываться от «полетных» стереотипов жизнедеятельности, возвращаясь к «земному» образу жизни с характерной для нее системой социальных отношений. Космонавт постепенно включается в сферу общественных интересов, и этот процесс не всегда осуществляется легко. В длительном космическом полете иногда заметно меняется мировоззрение человека. Участники космических полетов, вернувшись на Землю, сообщают о новом понимании Земли, единства человечества, смысла жизни, и окружающие не всегда позитивно воспринимают эти новые представления [12.19]. Не исключено, что такое отношение со стороны окружающих станет одной из ключевых проблем послеполетной психологической реабилитации участников марсианской экспедиции.

Помимо этого, нужно учитывать возможность возникновения после длительного полета семейных трудностей, в частности супружеских проблем, нередко наблюдаемых после длительного отсутствия в семье участников полярных экспедиций и моряков [12.19].

И, наконец, следует иметь в виду, что члены марсианской экспедиции, возвратившись домой, в полной мере испытают «бремя славы», и психологи должны помочь им достойно выйти из этого серьезного психологического испытания.

Необходимо создание программы послеполетной социально-психологической реабилитации членов марсианской экспедиции. Работу целесообразно начать с анализа и обобщения психологических проблем, которые придется решать в процессе реадaptации.

12.4.4 Оценка эффективности психологического обеспечения марсианской экспедиции в условиях модельного эксперимента

Обязательным этапом подготовки марсианской экспедиции должна быть комплексная оценка эффективности всех предложенных методов и средств в модельных условиях с целью определения возможности их использования в реальном полете. Такая постановка вопроса диктует необходимость создания специальной экспериментальной базы, включающей как наземный, так и орбитальный или даже лунный экспериментальные комплексы [12.22, 12.33, 12.34].

Основными требованиями к этой базе будут:

- *максимально возможная имитация условий экспедиции к Марсу по всем доступным учету и контролю параметрам;*
- *оснащенность современной аппаратурой, обеспечивающей решение психологических, социально-психологических, биоритмологических и эргономических задач;*
- *изоляция обследуемых лиц от внешних факторов физической и социальной природы;*
- *возможность пребывания в этих условиях экипажа марсианской экспедиции в течение времени полета к Марсу, работы на планете и возвращения на Землю;*

- обеспечение визуального контроля за обследуемыми, находящимися в любой точке объекта (за исключением туалета и душевого помещения);
- создание внутри объекта динамической среды обитания на основе возможности ее регулирования в соответствии с земными и марсианскими сутками;
- наличие двусторонней теле- и радиосвязи, обеспечивающей обмен информацией между экипажем и персоналом центра управления полетом.

Исследования, проводимые на такой базе, позволят решать многие задачи, связанные с подготовкой пилотируемой межпланетной экспедиции на Марс.

12.4.5. Наиболее вероятные психологические проблемные ситуации

Представляется целесообразным провести обобщенный анализ проблем, имеющих отношение к психологическому обеспечению полета, которые могут возникнуть в ходе экспедиции, определить их причины и последствия, указать ориентировочные сроки появления и наметить способы их предупреждения и устранения. К числу таких проблем относятся десинхроноз, острое и хроническое утомление, психическая астенизация, острое психическое расстройство, блокада информационного обеспечения, конфликтная напряженность в экипаже, операторские ошибки, выход из строя бортового тренажерного комплекса, отказ от деятельности или невозможность ее выполнения, трудности общения экипажа с представителями наземных служб [12.35].

1. Десинхроноз. Причинами десинхроноза могут стать: отсутствие на борту привычной системы физических и социальных синхронизаторов, эмоциональный стресс, нерациональная организация труда и отдыха, неблагоприятные характеристики среды обитания, различные заболевания.

Последствиями десинхроноза являются: снижение работоспособности и профессиональной надежности, расстройства сна и астено-невротические расстройства. Ориентировочные сроки появления десинхроноза – с 3–6-го месяца полета и далее – в любой момент (особенно в период пребывания на Марсе) вплоть до завершения полета. Профилактика и купирование десинхроноза должны включать: социально-психологическую поддержку, рациональную организацию труда и отдыха, оптимизацию условий окружающей среды, лечение основного заболевания, коррекция сна и лечение астено-невротических расстройств.

2. Острое и хроническое утомление. Возможными причинами развития этих состояний следует назвать работу «на физиологических резервах» во время пребывания на Марсе и на околомарсианской орбите, деятельность по ликвидации нештатных ситуаций, неравномерное распределение обязанностей между членами экипажа, приводящее к перегрузке некоторых участников экспедиции, избыточный объем полетной программы, не соответствующий численности экипажа.

Последствиями утомления и переутомления могут быть снижение работоспособности и профессиональной надежности, расстройства сна, астено-невротические расстройства. Появление признаков утомления можно ожидать, с 3–6-го месяца полета, и впоследствии – в любой момент, вплоть до его завершения и особенно в период пребывания на Марсе.

Для профилактики и купирования утомления необходимо ограничить рабочие нагрузки. В случае хронического утомления возможно временное отстранение космонавта от работы для проведения лечебно-оздоровительных мероприятий.

3. Психическая астенизация (повышенная утомляемость, быстрая истощаемость нервных процессов, уменьшение способности к длительному интеллектуальному напряжению).

Потенциальные источники развития психической астенизации в межпланетном космическом полете многообразны. К ним относятся продолжительное пребывание в составе малой группы и в изолированном пространстве, монотония, неблагоприятные межличностные отношения, чувство повышенного риска в связи с недоверием к технике, удаленность от Земли, автономность полета, ожидание возможных осложнений (метеоритная и радиационная опасность, заболевание и др.), в сочетании с высокой мотивацией, направленной на успешное осуществление экспедиции.

Возможными последствиями психической астенизации будут расстройства сна, снижение работоспособности, конфликтные ситуации, клинически выраженные нервно-психические расстройства.

Признаки психической астенизации могут появиться примерно в сроки с 3-го до 6-го месяца полета, или позже, особенно в период пребывания на Марсе.

Для профилактики психической астенизации очень важно иметь на борту космического корабля индивидуальные каюты. Не менее важным является обеспечение социально-психологической поддержки экипажа, рациональная организация труда и отдыха, а также полетный медико-психологический мониторинг. С целью купирования уже имеющихся признаков психической астенизации должен использоваться комплекс лечебно-оздоровительных мероприятий.

4. Острое психическое расстройство. Причиной подобного осложнения может стать декомпенсация скрыто протекающего психического заболевания, не выявленного в процессе отбора.

Появление среди членов экипажа человека с признаками психического расстройства первоначально может привести к ухудшению психологического климата вплоть до развития конфликтов. Впоследствии, когда факт психического заболевания станет очевидным, придется прибегнуть к изоляции больного и его лечению.

Такая ситуация может возникнуть на любом этапе полета. Основным способом ее предупреждения является отбор членов экипажа с акцентом на психиатрическую диагностику.

5. Блокада информационного обеспечения. Блокада информационного обеспечения может быть связана с выходом из строя бортовых средств реализации социально-психологической поддержки или с отказом системы связи с Землей.

Следствием этого будет невозможность полноценного удовлетворения социально-психологических потребностей членов экипажа, что может повлечь за собой эмоциональные расстройства в виде пониженного фона настроения,

апатии, скуки с сопутствующим развитием конфликтной напряженности, ухудшением сна и снижением работоспособности.

Такие случаи могут встретиться на любом этапе полета. Они потребуют ремонта аппаратуры, налаживания связи, а в случае невозможности ремонта – поиска адекватной замены средств социально-психологической поддержки.

6. Конфликтная напряженность в экипаже. Причинами конфликтной напряженности могут стать психическая астенизация, острое психическое расстройство, психологическая несовместимость отдельных членов экипажа, культуральные различия участников экспедиции; неоднородность экипажа по фактору пола.

Последствия этой ситуации могут быть очень серьезными и привести к снижению профессиональной надежности членов экипажа вплоть до невозможности полноценного выполнения экипажем своих обязанностей, проявления агрессии со стороны отдельных лиц, неуправляемость коллектива, распад его на отдельные подгруппы, невозможность осуществления командиром лидерских функций, невыполнение полетной программы.

Устойчивая конфликтная напряженность может возникнуть с 3–6-го месяца полета и далее – в любой момент, вплоть до его завершения.

Профилактика и купирование конфликтной напряженности обеспечиваются дополетными мероприятиями по психологическому отбору, подготовке и комплектованию экипажа. В полете должна осуществляться социально-психологическая поддержка экипажа и в случае необходимости – проведение психокоррекционных и лечебных мероприятий.

7. Операторские ошибки при выполнении динамических режимов ручного управления (ориентация, навигация, стыковка, управление спуском и посадкой и т.п.).

Причинами ошибок могут быть: утрата профессионального навыка, повышенная эмоциональная напряженность (астенизация, страх, конфликты, переживание ранее допущенных ошибок и др.), ухудшение внимания, памяти, мышления; а также нарушение режима труда и отдыха, психическое и соматическое заболевания.

В числе возможных последствий следует назвать снижение качества профессиональной деятельности (увеличение времени выполнения операций и количества расходуемых компонентов, снижение точности регулирования параметров управления), грубые нарушения алгоритма и структуры деятельности вплоть до срыва режима управления; повышение психофизиологической цены деятельности, нарушения речевого репортажа с признаками проблемной ситуации, необходимость повторного выполнения операции.

Детренированность профессионального навыка развивается в течение 30–40 дней, а его разрушение происходит в течение 100–150 дней.

Для профилактики подобных ситуаций необходимы регулярные занятия на бортовом тренажерном психодиагностическом комплексе, а также проведение тренировочных занятий непосредственно перед выполнением ответственных и сложных операций. В целях купирования возникших проблем необходимо проведение психокоррекционных мероприятий, оптимизация

режима труда и отдыха, проведение углубленного медико-психологического обследования, а в случае необходимости – лечение основного заболевания.

8. Выход из строя бортового тренажерного комплекса для отработки динамических операций по управлению кораблем.

Причиной такого отказа явится техническая неисправность, которая может возникнуть на любом этапе полета.

Если не предпринять своевременных мер по ремонту и вводу в строй тренажерного комплекса, это может повлечь за собой деструкцию рабочих навыков по выполнению динамических режимов ручного управления и, как следствие, – снижение профессиональной надежности членов экипажа, ответственных за выполнение операций или невозможность ее выполнения.

Такого рода инцидент может быть связан с психическими расстройствами, соматическими заболеваниями или травмами. Эти случаи наиболее вероятны при развитии нештатных ситуаций с угрозой для жизни и, очевидно, потребуют замены оператора и лечения.

9. Трудности общения экипажа с наземными службами. Причинами таких трудностей могут быть психологическая несовместимость членов экипажа и операторов наземных служб, недостаточная психологическая и профессиональная подготовка членов экипажа и/или операторов наземных служб, психологические (психиатрические) проблемы у членов экипажа и/или у операторов наземных служб. Возникновение конфликтов могут произойти на любом этапе полета.

В этой связи необходимо проведение следующих мероприятий: до полета – психологический отбор, психологическая и профессиональная подготовка экипажа и наземных служб, в полете – психокоррекционные мероприятия среди членов экипажа и представителей наземных служб, дополнительная психологическая и профессиональная подготовка операторов наземных служб и, в крайнем случае, замена оператора (операторов) наземных служб.

Были рассмотрены ситуации, возникновение которых представляется возможным. Следует отметить, что опасны не только резкие и внезапные отклонения от нормального хода событий. Часто такие отклонения развиваются из относительно слабых функциональных расстройств, не представляющих прямой угрозы жизни и здоровью. Если речь идет о человеке, оперирующем современной техникой, которая требует не только профессионального совершенства, но и высокого уровня бдительности, интеллектуального и эмоционального напряжения и быстрых ответных реакций, то любая, на первый взгляд, незначительная причина может повлечь за собой операторские ошибки с серьезными последствиями.

Кроме того, необходимо иметь в виду, что так называемым «острым» состояниям часто предшествуют предвестники, доступные вниманию квалифицированного специалиста. Например, сильно выраженному утомлению предшествует стадия с более «мягкой» симптоматикой, и попытка купировать возникшее неблагополучие на этой стадии окажется более эффективной, чем тогда, когда процесс приобрел резкую выраженность. В ряде случаев может помочь и самонаблюдение. Например, можно научить человека предупреждать аффективные всплески на ранних стадиях их развития, когда психическое состояние поддается самоконтролю и самостоятельному управлению.

И, наконец, очевидно, что одним из действенных способов борьбы с психологическими проблемами, которые могут возникать в полете, является дополетная профилактика: отбор лиц, устойчивых к эмоциональному стрессу, тщательная психологическая и профессиональная подготовка, комплектование экипажа с учетом фактора психологической совместимости и надежное эргономическое обеспечение полета.

12.5. Проблемы жизнеобеспечения экипажа марсианской экспедиции

12.5.1. Особенности СОЖ на марсианской экспедиции

В соответствии с главой 4 Система жизнеобеспечения (СОЖ) будет находиться в жилом модуле МОК [12.36]. Кроме того, СОЖ должны быть в ВПК, а также в марсоходах, предназначенных для проведения работ на поверхности Марса.

Исходя из массо-габаритных, энергетических и временных ограничений, можно считать, что СОЖ в разных обитаемых объектах должны строиться на различных принципах. В МОК будут использоваться системы, основанные на процессах регенерации, а в ВПК и в марсоходах будут применяться СОЖ на основе запасов расходуемых компонентов.

Требования, принципы, схема, основные характеристики СОЖ для МОК изложены в главе 4.

Имеется значительное количество работ, посвященных созданию СОЖ для межпланетных экспедиций. Например, предлагается, создать универсальные СОЖ с минимальными массой и объемом, пригодные на Луне и на Марсе, способные использовать местные ресурсы для получения воды и кислорода [12.37, 12.38]. Некоторые авторы отдают предпочтение замкнутым биологическим системам жизнеобеспечения [12.39–12.41]. Для первых марсианских экспедиций такие системы, по-видимому, не реализуемы, поскольку в настоящее время многие проблемы (включая биологические) их функционирования в ограниченном объеме пока не решены [12.42].

Современные штатные системы жизнеобеспечения в основном построены на физико-химических процессах, хотя формируемая ими среда обитания не вполне адекватна природной земной биогенной среде [12.39, 12.43]. Для того чтобы приблизить параметры среды обитания космонавтов к земным, на борту МОК желательно создать экологически замкнутую СОЖ, основанную на биолого-физико-химическом круговороте веществ.

В качестве наиболее реального биологического компонента для включения в состав СОЖ марсианской экспедиции может рассматриваться витаминная оранжерея [12.44–12.46].

СОЖ обитаемых объектов на поверхности Марса должны обеспечить безопасность проживания и активную деятельность экипажа и будут располагаться в ВПК и в марсоходе.

Расчеты показывают, что по массово – энергетическим показателям использование регенеративных систем для получения воды и кислорода в этих условиях нецелесообразно, поскольку система на основе запасов расходуемых материалов будет иметь меньшую массу и более высокую надежность.

Источником кислорода могут служить твердотельные источники кислорода, успешно функционировавшие на борту станции «Мир» и «МКС».

Для хранения отходов жизнедеятельности экипажа (мочи, фекалий, конденсата атмосферной влаги, пищевых отходов, упаковочного материала) необходимо предусмотреть сборники, дающие возможность обеззараживать и консервировать отходы. Очистка атмосферы должна производиться с помощью активированного угля.

12.5.2. Задачи по разработке СОЖ, требующие решения

Имеется целый ряд задач, которые необходимо решить при создании СОЖ марсианской экспедиции, отвечающей требованиям минимальных массо- и энергозатрат.

Система обеспечения газового состава:

- *разработка технологии и устройства для концентрирования углекислого газа;*
- *повышение степень замыкания круговорота по кислороду с помощью реакции Сабатье или Боша. Реактор Сабатье разработан, прошел испытания и может быть включен в общую схему СОЖ при условии создания устройства для концентрирования углекислого газа;*
- *использование химически активных конструкционных материалов интерьера с целью поглощения вредных примесей.*

Система водообеспечения:

- *увеличение степени извлечения воды из мочи с 80% до 95–98% с помощью применения паро-компрессионного метода, разработанного в ОАО «НИИХИММАШ»,*
- *разработка биокаталитических и электрофизических методов глубокого окисления вредных примесей в конденсате атмосферной влаги иммобилизованных микроорганизмов [12.47],*
- *разработка бортового устройства для получения воды с пониженным содержанием дейтерия.*

«Институт медико-биологических проблем РАН» (ИМПБ) разработан электролизный метод получения воды с концентрациями дейтерия, сниженными на 65% по сравнению с природным содержанием по одноступенчатой и на 94% по двухступенчатой технологической схеме с применением изотопного обмена водорода с парами воды в водороде с углеродными катализаторами [12.48]. Показано, что вода со сниженным на 65% содержанием дейтерия увеличивает количество биомассы и семян высших растений [12.49]. В экспериментах на мышах установлено, что вода с пониженными концентрациями тяжелых стабильных изотопов (дейтерия и кислорода – $^{18}\text{O}_2$) оказывает выраженное противоопухолевое действие [12.50, 12.51]. Заслуживают внимания также данные о радиопротекторных свойствах воды с пониженным содержанием дейтерия [12.52, 12.53].

Система санитарно-гигиенического обеспечения:

- *разработка метода и устройства для принятия водных процедур в невесомости (душ) и тепловых процедур (сауна);*
- *разработка технологии и устройства для стирки текстильных изделий.*

Система сбора, изоляции и хранения плотных отходов жизнедеятельности:

- *разработка методов обеззараживания и консервации плотных отходов жизнедеятельности для предотвращения их микробиологической трансформации и возможной контаминации МОК и ВПК и поверхности Марса.*

Система оперативного контроля качества воды и атмосферы по физико-химическим и микробиологическим показателям:

- *разработка методов и устройств для анализа воды и атмосферы с целью создания системы оперативного контроля за качеством среды обитания.*

12.6. Оранжерея I пилотируемого марсианского корабля

При рассмотрении СОЖ Межпланетного орбитального корабля предполагается, что при реализации полета на Марс в ближайшие 15-20 лет обеспечить жизнедеятельность экипажа можно будет, используя те же основные устройства и процессы, которые функционируют на борту Международной космической станции. В большинстве своем они были разработаны и внедрены в практику пилотируемой космонавтики в последней трети прошлого века. Их длительная эксплуатация на борту ОК «Мир» и на борту МКС показала высокую степень надежности этих систем, позволила изучить их эксплуатационные характеристики в условиях реального космического полета. Функционирование СОЖ современной орбитальной станции связано с постоянным восполнением необходимых ресурсов, а также удалением из системы больших объемов различных веществ, таких, как отходы жизнедеятельности экипажа и отходы функционирования самой системы жизнеобеспечения. Подобная СОЖ не сможет полностью удовлетворить все потребности человека в условиях отсутствия связей с биосферой Земли.

Включение биологических подсистем (по крайней мере, оранжереи) в состав СОЖ МОК позволит сформировать полноценную среду обитания в корабле, адекватную долговременным биологическим потребностям человека, и будет способствовать устранению некоторых возможных последствий длительного пребывания человека в искусственной (абиогенной) среде обитания [12.39, 12.44, 12.54]. Включение оранжерейного устройства в состав существующих СОЖ космических аппаратов потребует внесения ряда изменений в их функциональную схему и, в частности, приведет к перераспределению материальных потоков внутри СОЖ. Не рассматривая детально материальные потоки всей СОЖ МЭК, отметим, что материальные потоки, которые будут связаны с функционированием оранжерейного устройства, должны учитывать функциональные возможности СОЖ МЭК.

По мнению многих специалистов [12.54–12.56], производственная оранжерея регенеративной СОЖ МЭК скорее всего будет предназначена для выращивания овощных культур, в основном салатных и пряно-вкусовых. Согласно диетологическим исследованиям, суточная норма потребления салатных культур для одного человека составляет в среднем около 100 г сырой биомассы [12.57]. Для обеспечения суточной нормы салатных культур в рационе питания экипажа марсианской экспедиции необходимо вырастить до 600 г сырой биомассы. Средняя продуктивность зеленных культур в наземных эк-

спериментах по отработке культивирования в макетах космических оранжевых установок при сопоставимых условиях составляет в среднем около 100 г сырой биомассы/м²·сутки. При этом следует учитывать, что продуктивность посева растений в оранжерее в значительной степени зависит от затрат электроэнергии, типа источников освещения, конструкции блоков освещения и вегетационных сосудов, количества и качества корнеобитаемой среды, наличия микропримесей в газовой фазе, от видовой и сортовой принадлежности выращиваемых растений и пр. Исходя из этого, предварительные расчеты показывают, что для обеспечения необходимого производства сырой биомассы салатных культур на борту МЭК необходимо иметь около 10 м² посевной площади.

В табл. 12.2 представлен материальный баланс человека, полученный в наземных модельных экспериментах с биологическими системами жизнеобеспечения с участием испытуемых, проводившихся в ИМБП [12.41, 12.58]. Из данных, представленных в таблице, видно, что суточная потребность человека в основных элементах питания (по сухому веществу) составляет около 550 г. Производительность оранжевого устройства СОЖ МЭК должна составлять 600 г сырой биомассы в сутки или около 60 г сухой биомассы, а при пересчете на основные элементы питания растительная часть рациона восполнит лишь около 40 г в сутки. Потребление растений, выращенных в оранжевом устройстве, позволит восполнить 540 г воды в сутки из 15000 г, которые необходимы для обеспечения жизнедеятельности экипажа МЭК.

Табл. 12.2. Материальный баланс человека

ВХОД		ВЫХОД	
Наименование вещества	Количество вещества, г/сутки	Количество вещества, г/сутки	Наименование вещества
O ₂	755 ± 90	900 ± 90	CO ₂
Вода	2400 ± 240	1280 ± 210	Моча
		1340 ± 190	Вода через дыхные и потоотделение
Углеводы	314 ± 23	160 ± 10	Фекалии
Жиры	87 ± 12		
Белки	131 ± 16		
NaCl	10		
Другие минеральные соли	5		
Общий вес	3701 ± 450	3680 ± 510	Общий вес

Конвейерный посев салатных растений в оранжевом устройстве с суммарной площадью 10 м² способен обеспечить поступление в СОЖ в сутки от 180 до 210 г O₂, что составляет около 25 % от суточной потребности одного человека в кислороде. Эти данные базируются на результатах наземных исследований с биологическими системами жизнеобеспечения человека, проводившихся в Институте медико-биологических проблем [12.41, 12.58] и в Институте биофизики Сибирского отделения [12.59].

Расчеты показывают, что наличие оранжевого устройства на борту МЭК позволит обеспечить экипаж необходимыми биологически активными веществами (витаминами) и микроэлементами в биологически активной

форме, а также регенерировать до 5 % необходимого кислорода, до 3,6 % воды и более 1 % основных элементов питания.

В табл. 12.3 представлены данные пересчета суточного материального баланса оранжейного устройства на всю длительность марсианской экспедиции.

Табл. 12.3. Количество регенерированных веществ за счет фотосинтеза растений в СОЖ МЭК

Вещество	Длительность экспедиции на Марс	
	1 год	2 года
Кислород, кг	73	146
Вода, кг	197	394
Основные элементы питания, кг	15	30

Материальный баланс оранжейного устройства МЭК включает в себя не только количество произведенных веществ, необходимых для человека, но также и материальные потоки, обеспечивающие функционирование данного устройства. К сожалению, в настоящее время эксплуатационные характеристики такого оранжейного устройства и материальные потоки, необходимые для функционирования оранжейного устройства в составе СОЖ МЭК, можно определить лишь опираясь на данные, полученные в экспериментах на борту ОК «Мир» с оранжейным устройством «СВЕТ» [12.44, 12.60, 12.61] и на борту РС МКС с использованием оранжейного устройства «ЛАДА» [12.62], проводя соответствующую экстраполяцию.

Включение оранжейного устройства приведет к созданию дополнительных блоков в СОЖ МЭК. Так, эксперименты с высшими растениями на борту ОК «Мир» показали, что в атмосфере орбитального комплекса происходит накопление низкомолекулярных углеводородов, которые не удаляются в штатных системах очистки воздуха от газообразных примесей. Для культивирования растений особенно критичным оказалось накопление этилена в атмосфере орбитального комплекса. ПДК этого вещества для человека составляет 20 мг/м³, тогда как растения начинают реагировать на присутствие этилена в атмосфере при концентрациях около 0,1 мг/м³ [12.63]. Сорбционные системы очистки атмосферы не позволяют эффективно удалять этилен, поэтому необходимо включить в СОЖ МЭК электрокаталитический метод очистки атмосферы от газообразных примесей. Данная система проходила испытания на борту ОК «Мир» во время 26–28-й основных экспедиций. Наличие данной системы на борту ОК, по нашему мнению, явилось важным фактором, который позволил в экспериментах «от семени до семени» с растениями пшеницы получить два поколения «космических» семян (рис. 12.4) [12.64], а также впервые вырастить салатные культуры и провести тестирование органолептических и вкусовых свойств растений космонавтами (рис. 12.5) [12.65].

Для использования высших растений в СОЖ гермообъектов в условиях длительной изоляции от биосферы Земли необходимо разработать технологии длительного функционирования оранжейных устройств в условиях ограниченности совокупных ресурсов, предназначенных для функционирования СОЖ. С этой целью необходимо решить ряд задач, важной частью которых является создание технологии многократного использования кор-

необитаемой среды для интенсивного культивирования высших растений без снижения их продуктивности и пищевых свойств растительной биомассы.

Большинство оранжерейных устройств, предназначенных для эксплуатации внутри гермозамкнутого объема, оснащены специальными устройствами (корневыми модулями, вегетационными сосудами) для обеспечения полноценного существования корневой системы растений в искусственной корнеобитаемой среде (обеспечение водой, кислородом, минеральными элементами, удаление углекислого газа). В настоящее время опыт наземных и космических исследований, в которых изучались технологии выращивания высших растений в условиях гермозамкнутого объема, не позволяет говорить о возможности длительной эксплуатации оранжерейных устройств без замены корнеобитаемой среды. Существующие технологии позволяют проводить не более 2-3 вегетаций высших растений в одной и той же корнеобитаемой среде. При этом наблюдается снижение продуктивности культивируемых растений во 2-й и 3-й вегетациях, что связано как с исчерпанием питательных веществ в корнеобитаемой среде, так и с накоплением в ней продуктов метаболизма растений [12.65]. Для непрерывного культивирования растений внутри гермозамкнутого объема необходимо иметь либо достаточный запас вегетационных сосудов (корневых модулей), либо проводить в них замену субстрата.

Конструктивные особенности данных блоков оранжерейных устройств, а также требования безопасности внутри гермозамкнутого объема, особенно в условиях невесомости, в большинстве случаев не позволяют проводить работы по замене субстрата, поэтому для обеспечения необходимой производительности оранжерейного устройства производится замена вегетационного сосуда (корневого модуля), что существенно увеличивает совокупную массу необходимых запасов системы жизнеобеспечения (например, вегетационный сосуд оранжерейного устройства «СВЕТ» с посевной площадью 0,1 м², эксплуатировавшейся на борту ОК «Мир», в заправленном виде имел массу 13 кг) [12.66].

Включение в СОЖ МЭК системы регенерации субстрата является необходимым условием длительного функционирования оранжерейного устройства в качестве элемента СОЖ. Технология регенерации субстрата применитель-



Рис. 12.4. Колосья пшеницы первого (слева) и второго (справа) «космических» поколений, выращенные в космической оранжерее «СВЕТ» на борту ОК «Мир»



Рис. 12.5. Командир экипажа МКС-5 Валерий Корзун на борту РС МКС тестирует вкусовые качества мизуны, выращенной в оранжерее «ЛАДА»

но к условиям космического полета отсутствует, поэтому проведение исследований в этом направлении является одной из важнейших задач при внедрении оранжерейных устройств в СОЖ длительных космических экспедиций.

Наземные исследования высших растений в составе биологических систем жизнеобеспечения человека показали, что при культивировании растений существенно увеличиваются потоки воды внутри системы. Показано, что конвейерный посев растений с 1 м² посевной площади испаряет до 5 литров воды в сутки [12.6]. Суммарный объем воды, который будут испарять растения в оранжерейном устройстве МЭК, составит около 50 литров в сутки. В экспериментах с высшими растениями на борту РС МКС в оранжерейной установке «ЛАДА» (рис. 12.6) было отмечено, что количество воды, которое испаряли растения при их выращивании в оранжерей-



Рис. 12.6 Оранжерея «Лада» на борту РС МКС

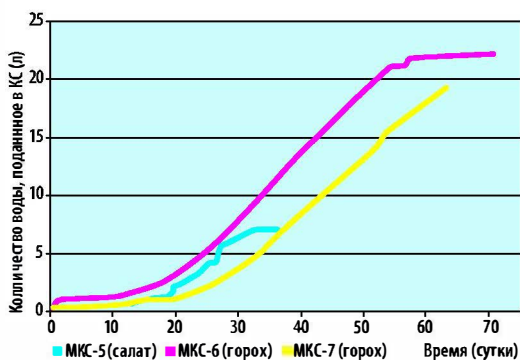


Рис. 12.7 Количество воды, потребленной растениями в экспериментах на борту РС МКС

ной условиях невесомости, составляло в среднем 250 мл в сутки (рис. 12.7). Посевная площадь оранжерейной установки «ЛАДА» составляет 0,03 м². Пересчет этих данных применительно к оранжерейной установке МЭК дает результат, превышающий 80 литров испарившейся воды в сутки.

Различия в количестве воды, которые растения испаряют в условиях Земли и в условиях реального космического полета, могут быть связаны с особенностями технологии культивирования. В частности, транспирация является необходимой функцией растительного организма, осуществляющая его теплообмен. В условиях невесомости, где отсутствуют конвективные потоки, теплообмен может проходить лишь в условиях принудительного вентилирования посева растений, поэтому расчет необходимой и достаточной степени вентиляции посева является одной из задач дальнейших исследований технологии культивирования растений в условиях невесомости.

Количество воды, испаряемой посевом растений в СОЖ МЭК, будет на порядок превышать количество воды, которое будут испарять члены экипажа МЭК (9 литров) (табл. 12.2). Существующая на борту РС МКС «Система регенерации воды из конденсата атмосферной влаги» (СРВК) позволяет регенерировать 500 литров воды без замены очистных колонок [12.67], т.е. при регенерации воды испаряемой членами экипажа МЭК, СРВК без замены очистных колонок будет функционировать более 50 суток. Включение в общий объем воды регенерируемой в СРВК, воды, испаряемой растениями, приведет к сни-

жению ресурса СРВК в 10 раз. В связи с этим, возможно два решения данной проблемы. Первое – создание собственного контура воды оранжерейного устройства. Второе – прямое поступление конденсата атмосферной влаги после «Блока конденсации паров воды из атмосферы» в систему полива растений. По нашему мнению, второй путь является более предпочтительным, так как он существенно упростит оранжерейное устройство, обеспечит свободное расположение блоков оранжерейного устройства по всему объему ПМК, а также обеспечит открытый доступ членам экипажа ПМК к растениям, последнее, является весьма важным элементом в функционировании оранжерейного устройства, как элемента СОЖ. Многолетний опыт проведения экспериментов с высшими растениями на борту орбитальных станций (10 основных экспедиций на борту ОК «Мир» и 8 основных экспедиции на борту МКС) показывает, что ежедневные работы с зелеными растениями оказывали существенную психологическую поддержку космонавтам.

Таким образом, анализ материальных потоков звена высших растений системы жизнеобеспечения марсианской экспедиции и оранжерейного устройства в целом показывает, что необходимо решение целого ряда задач, связанных не только с собственно биологическими исследованиями на борту космической орбитальной станции, но также и с исследованиями технологических особенностей функционирования оранжерейных устройств на борту космических летательных аппаратов.

12.7. Обеспечение микробиологической безопасности экспедиции

12.7.1. Микробиологические риски и подходы к их снижению

Важнейшим условием эксплуатации пилотируемых космических кораблей является их экологическая безопасность, включающая обеспечение надежного контроля за физическими, химическими и биологическими параметрами среды обитания, в том числе за микробиологическим фактором.

Учитывая сложную и многофакторную конфигурацию пилотируемых кораблей, проблема микробиологической безопасности должна быть решена в период создания и эксплуатации МЭК. Выполнение этой задачи должно основываться на опыте длительных космических полетов орбитальных станций около Земли.

Систематические исследования особенностей формирования и поведения микрофлоры в этих условиях были выполнены в процессе многолетней эксплуатации орбитального комплекса «Мир» и в настоящее время проводятся на МКС. В этих исследованиях было показано, что по мере увеличения сроков эксплуатации кораблей микробное сообщество, которое включает более 250 обнаруженных к настоящему времени бактерий и микроскопических грибов, подвергается своеобразной количественной и структурной эволюции. Основными характеристиками такой эволюции являются следующие особенности:

- *при длительной эксплуатации пилотируемого космического объекта его среда может служить своеобразной экологической нишей для развития и репродукции бактерий и грибов определенной видовой принадлежности;*
- *основным местообитанием бактериально-грибных ассоциаций в этих условиях являются декоративно-отделочные и конструкционные матери-*

алы интерьера и оборудования, на поверхности которых накапливается достаточное количество органических веществ антропогенного происхождения и конденсата атмосферной влаги, служащих для реализации полного цикла развития и воспроизводства гетеротрофных микроорганизмов и, в первую очередь, плесневых грибов;

- количественная и структурная динамика микрофлоры в процессе длительной эксплуатации космических объектов является волнообразным циклическим процессом смены фаз активации и стагнации биоценозов, который контролируется как внутренними биологическими механизмами саморегуляции, так и внешними, в том числе, космофизическими факторами;
- фазы активации микрофлоры сопровождаются возникновением медицинских и технических рисков, которые могут оказывать существенное влияние на характеристики безопасности полета и надежности космической техники.

Общие сведения о рисках микробиологической природы, которые могут проявляться в условиях длительного космического полета, представлены на рис. 12.8. На рисунке приведены основные результаты исследований аутомикрофлоры членов экипажей, мониторинга микрофлоры среды обитания орбитальных станций.

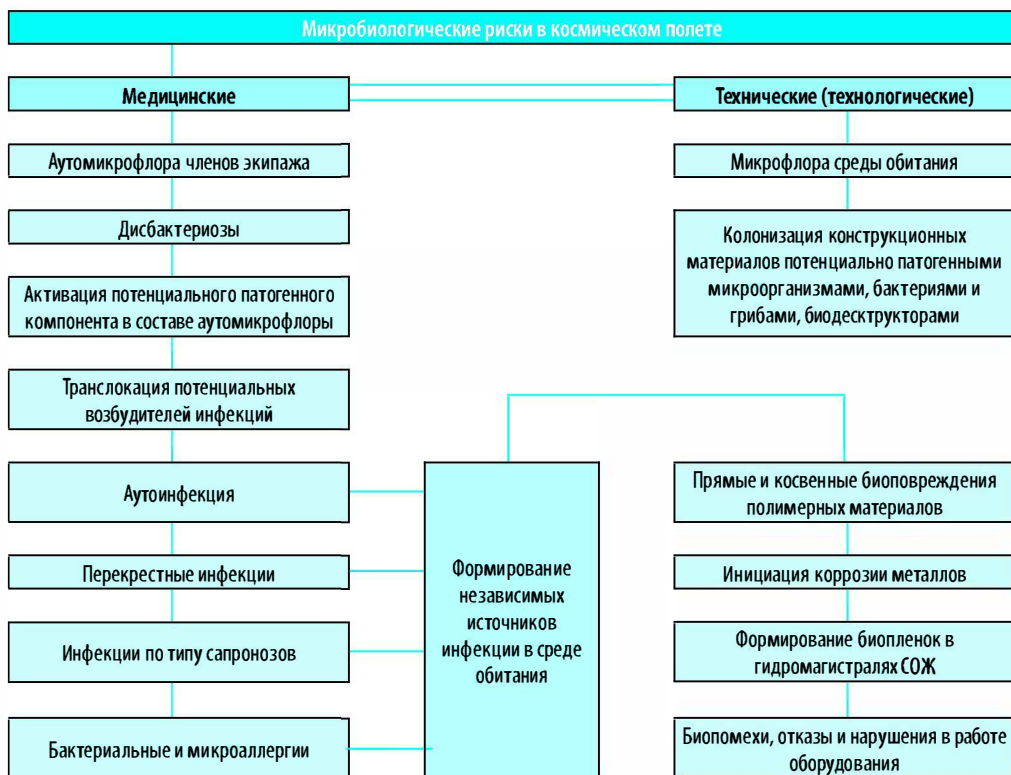


Рис. 12.8 Характеристика микробиологических рисков

Наиболее опасная ситуация может возникнуть в случае заноса возбудителей особо опасных инфекций в кабину космического объекта на этапах предполетной подготовки, строительства (развертывания) и эксплуатации космического комплекса на околоземной орбите. Такая ситуация теоретически вероятна, во-первых, в случае неадекватных или недостаточной эффективных методов предполетного клинико-физиологического, микробиологического и иммунологического обследований членов экипажей, при которых не выявлены (но реально имеют место) бессимптомное носительство возбудителей, латентные инфекции и продромальные состояния. Во-вторых, это возможно при недостаточных ограничительно-обсервационных и карантинных мероприятиях, осуществляемых в отношении экипажей, контактирующего с ними и работающего в космических объектах персонала; недостаточного контроля за качеством бортовых рационов питания и запасов воды; а также при несоблюдении санитарно-гигиенических регламентов предполетной подготовки СОЖ, терморегуляции и т.п.

Как показали результаты клинико-физиологических обследований космонавтов [12.70], к постоянно действующим медицинским рискам, обусловленным особенностями состояния их аутомикрофлоры в условиях космического полета, относятся:

- дисбактериозы кишечника (*редукция бифидо- и лактофлоры*);
- активация условно патогенного компонента в составе микрофлоры различных биотопов, например, возрастание массивности микробных очагов у носителей патогенных стафилококков на слизистых оболочках полости носа, полости рта и зева, формирование очагов этих микробов у индивидуумов, ранее свободных от носительства указанных микроорганизмов, в результате взаимообмена микрофлорой между членами экипажа, увеличение титров других условно патогенных бактерий в составе кишечной микрофлоры;
- появление в результате транслокации на слизистых оболочках полости носа, полости рта, зева, а также на кожных покровах не свойственных для этих биотопов микроорганизмов: кишечной палочки и других энтеробактерий;
- на фоне снижения местного и общего иммунитета формирование условий для возникновения оппортунистических инфекций по типу аутоинфекционных процессов и «перекрестных» или экзогенных инфекций.

Жизнедеятельность микроорганизмов в среде МОК сопровождается возникновением как медицинских, так и весьма серьезных технических (технологических) рисков, в основе которых лежит заселение декоративно-отделочных и конструкционных материалов интерьера и оборудования бактериально-грибными ассоциациями. В тех случаях, когда в эти процессы вовлекаются патогены человека, может иметь место формирование резервуаров возбудителей - источников инфекций по типу «сапронозов», а также появляются предпосылки и условия для возникновения у членов экипажей сенсibilизации и аллергических реакций, микозов и микоинтоксикаций. В обитаемых отсеках космических станций на поверхностях интерьера и оборудования эпизодически выявлялись отдельные зоны, в которых регистри-

ровались концентрации условно патогенных бактерий и грибов, значительно превышающие нормативные показатели [12.71].

О реальности возникновения в условиях космического полета в результате жизнедеятельности микроорганизмов технических (технологических) рисков свидетельствуют случаи биоповреждений декоративно – отделочных и конструкционных материалов, а также различного оборудования [12.72, 12.73].

Опыт эксплуатации орбитальных станций «Мир» и МКС дает основания рассматривать биоповреждения (биодеструкция полимерных материалов, биокоррозия металлов, формирование биопленок, возникновение биопомех) в качестве наиболее значимого и постоянно действующего фактора риска, обусловленного жизнедеятельностью микроорганизмов в жилых отсеках. Взаимодействие микроорганизмов с материалами начинается с фаз адсорбции и адгезии клеток и спор на поверхности материала, протекает на границе раздела фаз «газ–твердое тело», «жидкость–твердое тело»; результаты этого взаимодействия определяются агрессивностью биоповреждающих агентов, стойкостью объектов агрессии и характеристиками среды, в которой оно осуществляется.

Важнейшим фактором, инициирующим рост бактерий и грибов на поверхностях материалов в условиях космического объекта, является конденсат атмосферной влаги, формирующийся в обитаемых гермоотсеках, в которых содержатся основные химические органические и неорганические компоненты, необходимые для развития микроорганизмов.

В процессе роста бактерий и грибов (бактериально-грибных ассоциаций) возникает деструкция полимерных материалов и коррозия металлов. Механические повреждения полимеров происходят за счет проникновения в их структуры грибного мицелия, прямые биоповреждения - за счет вовлечения компонентов материала в трофические связи микроорганизмов, косвенные биоповреждения - в результате воздействия на материалы экзоферментов и органических кислот, продуцируемых микробами.

Вовлечение в процессы биоповреждения материалов патогенов человека - определенных видов грибов (*A. niger* и др.), а также бактерий (например, *Pseudomonas aeruginosa*) способно существенным образом усугубить проблему за счет возникновения не только технических, но и медицинских рисков.

Значение проблемы микробной колонизации материалов еще более возрастает применительно к регенеративным СОЖ экипажей, например, к системе регенерации воды из конденсата атмосферной влаги. В гидромагистралях этой системы на основе процессов адгезии могут образовываться специфические биопленки, включающие бактерии или бактериально-грибные ассоциации и продуцируемый ими липопротеидный комплекс–гликокалекс, в структуру которого вовлекаются компоненты водной среды органической и неорганической природы. Эта пленка является чрезвычайно стойкой и непроницаемой для многих биоцидов, дезинфектантов и антибиотиков. Использование этих средств приводит к гибели только так называемых «плавающих» форм микробов. Микроорганизмы, заключенные в интиму биопленки, легко сохраняются и через некоторое время вновь поступают в окружающую среду.

Наиболее опасная ситуация может возникнуть в тех случаях, когда в замкнутом объеме обитаемого отсека в результате заселения (колонизации) его

интерьера и оборудования бактериально-грибными ассоциациями под влиянием процессов фенотипической адаптации и генотипической изменчивости сформируется своеобразная экосистема - биоповреждающий консорциум микроорганизмов, агрессивные свойства и резистентность которого будут существенно более высокими и отличными от тех, которые присущи отдельным входящим в его состав представителям микрофлоры.

На основе опыта длительной эксплуатации орбитальных станций можно сделать вывод о том, что при осуществлении пилотируемой марсианской экспедиции в целях профилактики и купирования микробиологических рисков (медицинских, технических и технологических) должна быть реализована система нормативных требований и предупредительных мероприятий, санитарно-гигиенических режимов, бортовых методов, средств и технологий, обеспечивающих контроль и управление состоянием микробиологической обстановки в МОК и в ВПК.

Система должна охватывать все этапы подготовки и фазы экспедиции, начиная с этапа проектирования и конструкторской разработки космических аппаратов, их оснащения и оборудования.

Применительно к особенностям пилотируемой марсианской экспедиции должны быть приняты или дополнены и откорректированы микробиологические нормативные требования к состоянию газовой среды, питьевой и санитарно-бытовой воды, рационов питания, декоративно-отделочных и конструкционных материалов интерьера, оснащения и оборудования обитаемых отсеков, а также требования по микробиологической безопасности, предъявляемые к СОЖ, выходным скафандрам и некоторым служебным системам, например, системам терморегуляции.

Соблюдение указанных требований устанавливается на основании санитарно-гигиенической экспертизы проектно-технической документации и подтверждается результатами автономных испытаний отдельных систем и комплекса СОЖ в целом в Медицинском макете пилотируемого космического аппарата.

Предупредительные мероприятия по обеспечению микробиологической безопасности должны осуществляться как в отношении членов экипажа на этапах отбора и предполетной подготовки, так и в отношении космических аппаратов на этапах их изготовления, испытаний, предстартовой подготовки, монтажа и комплектации на околоземной орбите.

В результате выполнения этих мероприятий должна быть полностью исключена возможность заноса в космические аппараты облигатных возбудителей инфекций, как через посредство членов экипажей (при бессимптомном носительстве, латентных инфекциях и продромальных состояниях), так и вследствие контаминации (заражения) оснащения и оборудования обитаемых отсеков в ходе предполетной подготовки.

На этапах сборки и комплектации космических аппаратов должны соблюдаться требования биологической чистоты, включающие использование шлюзовых камер с организацией ламинарных потоков очищенного воздуха, проведение дезинфекционных мероприятий, отбор контрольных микробиологических проб.

Для условий автономной жизнедеятельности экипажа на трассах «Земля–Марс–Земля» и ВПК должны быть разработаны бортовые методы, средства и технологии, которые позволят обеспечить:

- *сохранение и поддержание микроэкологического баланса в состоянии аутомикробиоты членов экипажа;*
- *проведение микробиологического мониторинга среды обитания (воздуха, воды, поверхностей интерьера и оборудования и т. п.);*
- *инструментальную ревизию (инспекцию) состояния декоративно-отделочных и конструкционных материалов, а также раннюю диагностику начальных фаз биоповреждающих процессов;*
- *очистку (деконтаминацию) газовых и жидких сред, а также материалов, подавление роста микрофлоры, купирование биоповреждений и биокоррозии;*
- *контроль фенотипической и генотипической изменчивости микрофлоры в условиях полета с учетом диссоциативного потенциала покоящихся форм с помощью модельных тест-систем.*

По каждому из перечисленных направлений и блоков предлагаемой системы обеспечения микробиологической безопасности марсианской экспедиции ИМБП располагает определенными прототипами: средств, методов, технологий или исходными данными и научно-техническими наработками, – которые могут быть использованы для ее создания и практической реализации.

12.7.2. Вопросы утилизации и переработки отходов

В межпланетной экспедиции значительно возрастут требования к утилизации и переработке отходов жизнедеятельности экипажа, бытовых отходов и отходов систем жизнеобеспечения, которые могут стать опасным источником химического и микробиологического загрязнения. В настоящее время в орбитальных полетах утилизация отходов основана на их сборе, высушивания (на КК «Спейс-Шаттл»), накоплении, хранении в герметичных контейнерах и удалении. В экспедиции на Марс приоритетами при утилизации отходов должны стать их переработка и уничтожение (уменьшение).

В работе [12.74] дан обзор различных, преимущественно физических и химических технологий переработки и утилизации отходов, которые отрабатывались в наземных условиях с целью возможного использования в космических полетах. Среди этих технологий рассмотрены вакуумная сушка, переработка отходов с помощью различных термических способов (вплоть до полного сжигания), СВЧ-нагрев, жидкофазное окисление отходов в автоклаве, сверхкритическое жидкофазное окисление. Недостатком большинства отмеченных технологий является большой расход кислорода. Авторы считают, что для технического воплощения этих технологий потребуются значительные усилия.

В то же время заслуживает внимания перспективная технология биодеградация отходов с помощью анаэробных микроорганизмов, разработанная в ИМБП [12.75–12.77]. С помощью специально созданного препарата лиофилизированных микробных ассоциаций осуществляется процесс ферментации пищевых растительных отходов, в результате которого значительно (на 70 %) уменьшается масса органического субстрата; получены бактериальные

культуры, которые позволяют осуществлять биodeградацию целлюлозосодержащих материалов (марля), которые составляют значительную по массе и объему часть твердых бытовых отходов. В целом проблема утилизации и переработки отходов для условий марсианской экспедиции еще далека от своего решения. Можно предположить, что при разработке этой проблемы будут использоваться как физико-химические, так и биологические технологии.

12.7.3. Требования к планетарному карантину

Проблема микробиологической безопасности при осуществлении марсианской экспедиции не ограничивается микробиологической безопасностью в условиях автономной жизнедеятельности экипажа на трассах «Земля–Марс–Земля». Не менее значимым представляется реализация программы планетарной защиты (планетарного карантина).

Важнейшей задачей планетарной защиты является снижение до безопасного уровня риска микробиологического загрязнения Марса земными микроорганизмами, неизбежно контаминирующими космическую технику. Следует также учитывать опасность загрязнения планеты органическими соединениями, включая продукты жизнедеятельности микробиоты, что может привести к ошибочному заключению о вероятности существования внеземной жизни. В связи с этим, при подготовке и организации полета на Марс необходимо предусматривать меры по исключению или сильному ограничению такой возможности.

Еще в 1964 году резолюцией КОСПАР был впервые определен вероятностный критерий контаминации планет земными микроорганизмами, а 1967 году СССР, США и другие страны подписали Международный договор о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела. По мере развития знаний о планетах Солнечной системы и исследований в области экзобиологии и экологии микроорганизмов были внесены изменения в методологию планетарной защиты, которые наиболее полно нашли отражение в резолюции КОСПАР от 20 октября 2002 г. (COSPAR New Policy, Recommendations and Implementation Guideline Document, approved by the Bureau and Council). Суть этой методологии заключается в ранжировании полетов на пять категорий, относящихся к разным комбинациям «планета – экспедиция». Эта концепция позволяет формулировать требования к планетарной защите в соответствии с биологическим интересом к планете – мишени и с учетом относительной опасности заражения, свойственной данному типу экспедиции.

Так как пилотируемый полет на Марс – планету, представляющую активный биологический интерес, связан с возвращением космического корабля на Землю, то для таких экспедиций требования по планетарной защите наиболее высоки.

Следует также учитывать что, несмотря на то, что из всех планет Солнечной системы наиболее благоприятными условиями для жизни обладает Земля, это не исключает полностью наличия живой материи на других планетах и в частности - на Марсе. В связи с этим, стратегия планетарной защиты должна основываться также на вполне вероятной возможности заражения Земли внеземными или трансформированными в условиях Марса земными патоген-

ными микроорганизмами (или токсичными веществами). Это обстоятельство диктует необходимость разработки надежных карантинных мероприятий для космонавтов и меры по строжайшему биологическому контролю и оценке потенциальной патогенности или токсичности доставляемых на Землю внеземных субстратов и возвращаемых на землю космических аппаратов. Если программа полета предусматривает контакт с поверхностью планеты, то должны быть разработаны:

- меры планетарной защиты и стерилизации, гарантирующие соблюдение требований КОСПАР по предельно допустимому уровню микробной обсеменённости средств, десантируемых на поверхность Марса, а также исключающие возможность заражения Земли внеземными или трансформированными в условиях Марса земными патогенными микроорганизмами;
- меры защиты экипажа и среды обитания от прямых контактов с марсианским грунтом.

12.8. Обеспечение радиационной безопасности экспедиции

12.8.1. Радиационные условия полета к Марсу

Работы, посвященные исследованию радиационных полей в околоземном и межпланетном пространстве, позволяют составить достаточно полную картину облучения участников марсианской экспедиции. Три источника космической радиации - радиационные пояса Земли (РПЗ), солнечные и галактические космические лучи (СКЛ, ГКЛ) вносят различный вклад в дозы облучения космонавтов. В табл. 12.4 представлены источники радиационной опасности, характерные для различных стадий полета к Марсу.

Табл. 12.4. Источники радиации на различных стадиях полета к Марсу

Стадия полета к Марсу	Источники радиационной опасности	Особенности воздействия
1. Раскрутка в магнитосфере Земли на корабле малой тяги	Радиационные пояса Земли	Необходимость нахождения в каютах в период пересечения максимума внутреннего протонного пояса.
	Галактические космические лучи	Ослабление вклада в дозу от ГКЛ за счет экранировки телом планеты Земля
	Солнечные космические лучи	Ослабление вклада в дозу от СКЛ за счет экранировки магнитосферой Земли
2. Межпланетный перелет	Галактические космические лучи	—
	Солнечные космические лучи	Ослабление дозы СКЛ при удалении от Солнца. Необходимость «автономного» прогнозирования СПС для заблаговременного перехода в каюту.
3. Полет на околомарсианской орбите	Галактические космические лучи	Ослабление вклада в дозу от ГКЛ за счет экранировки телом планеты Марс
	Солнечные космические лучи	—
4. Нахождение на поверхности планеты Марс	Галактические космические лучи	Учет ослабления в атмосфере Марса
	Солнечные космические лучи	Учет наведенной активности марсианского грунта

В табл. 12.5 представлены среднетканевые дозы в сЗв, соответствующие разным уровням риска первичных реакций.

Табл. 12.5. Среднетканевая доза в сЗв, соответствующая разным уровням риска первичных реакций.

Клиническая реакция	Уровень риска		
	10 %	50 %	90 %
Потеря аппетита	40	100	240
Тошнота	50	170	320
Рвота	60	220	380
Понос	90	240	390

В [12.84, 12.85] приведены нормативные значения доз по действующим в настоящее время в России нормам радиационной безопасности в космосе. Отметим, что эти нормы разработаны для орбитальных полетов, но основные подходы, использованные при их разработке, сохранятся по-видимому, и при разработке нормативов для марсианской экспедиции.

В табл. 12.6 представлены дозы ГКЛ на кроветворные органы на участке межпланетного перелета [12.4].

Табл. 12.6. Дозы ГКЛ на кроветворные органы для участка перелета «Земля - Марс» для различного уровня защиты, сЗв/год; Вариант длительности перелёта 435 суток

Защита корабля из алюминия, г-см ²	Минимум солнечной активности	Максимум солнечной активности
20	38	19
50	27	13
100	15	7,5

Защита жилых зон межпланетного орбитального корабля с использованием баков с рабочим телом, запасов воды и приборного оборудования переменна и меняется в процессе полета и в зависимости от траектории от 220 г-см⁻² до 30 г-см⁻². Минимальная защита экипажа имеет место при возвращении межпланетного экспедиционного комплекса к Земле, когда часть запасов рабочего тела израсходована. Тем не менее, в самом худшем случае, минимальная среднегодовая защита даже в последний год полета будет не менее 70 г-см⁻² с учетом того, что каюты экипажа в которых экипаж проводит не менее 30 % общего времени, имеют защиту до 40 г-см⁻².

Спорадическим источником ионизирующих излучений в космосе являются солнечные протонные события (СПС), для которых теория появления далека от завершения [12.82, 12.83]. Этот источник радиационной опасности будет давать вклад в дозу облучения экипажа только в периоды промежуточного и максимального уровней солнечной активности. Значительный вклад в дозу может быть обусловлен «наиболее неблагоприятным СПС» – событием с максимальным флюенсом и наиболее жестким спектром частиц. Однако даже для таких событий РЗ позволит снизить дозу облучения экипажа до приемлемых значений, поскольку СКЛ достаточно хорошо ослабляются радиационной защитой. Длительность СПС может изменяться в интервале от нескольких часов до нескольких суток, а суммарная доза за вспышку – в диапазоне от сотых долей до десятков Зв в зависимости от типа события и характеристик защиты. Отметим, что возникновение СПС является случайным событием, что создает дополнительные сложности при обеспечении радиационной безопасности при проведении марсианской экспедиции.

Полученные расчетные значения доз облучения членов экспедиции соизмеримы с нормативом, но в случае мощного СПС во время нахождения экипажа на поверхности Марса могут превысить его значение. Поэтому на этот случай должна быть предусмотрена срочная эвакуация экипажа в укрытие.

12.8.2. Основные принципы обеспечения радиационной безопасности экипажа

Из предыдущего раздела следует, что дозы облучения экипажа МЭЖ должны быть снижены до приемлемых значений. Профессия космонавта и тем более члена экипажа марсианской экспедиции относятся к категории радиационно-опасных видов деятельности. Основными показателями уровня опасности в настоящее время считаются «радиационный риск» и «сокращение продолжительности предстоящей жизни», а при оценке радиационной опасности в качестве дозиметрического функционала используется эффективная или эквивалентная доза облучения критических органов, как это определено в Нормах радиационной безопасности для орбитальных полетов [12.84]. В последующем должны быть разработаны соответствующие нормативы радиационной безопасности (дозовые лимиты), учитывающие условия и требования марсианской экспедиции. Вместе с тем для разработки СОРБ должна быть создана концепция обеспечения РБ марсианской экспедиции, которую можно определить как ведущий замысел данного вида деятельности [12.86].

Радиационная ситуация при осуществлении марсианской экспедиции существенно усложняется в сравнении с околоземными полетами на невысоких орбитах (400–500 км). В околоземных полетах экранирующее действие геомагнитного поля снижает уровни воздействия космической радиации в десятки раз в зависимости от параметров орбиты и энергетического спектра излучения. При перелете «Земля–Марс» и на Марсе магнитное поле практически отсутствует, поэтому не имеет оснований рассчитывать на защитный эффект магнитных полей. Толщина атмосферы Марса составляет около $16 \text{ г} \cdot \text{см}^{-2}$ (толщина атмосферы Земли составляет около $1000 \text{ г} \cdot \text{см}^{-2}$). Поэтому защита человека от космической радиации на поверхности Марса оказывается несоизмеримо слабее, чем на Земле. Поэтому в течение всей экспедиции должны приниматься меры по обеспечению РБ экипажа. При этом все, что необходимо для этих целей, должно входить в состав космического аппарата. Следовательно, израсходованный ресурс ограничит возможности выполнения других задач экспедиции. Поэтому система РБ должна занимать минимальную долю ресурса космического аппарата.

С учётом изложенного, концепция обеспечения радиационной безопасности экипажей марсианской экспедиции заключается в следующих основных положениях:

- *обеспечение РБ экипажа марсианской экспедиции является составной частью медицинского обеспечения полёта и должно осуществляться с учётом возможного комбинированного влияния радиации и других факторов полёта на здоровье работоспособность членов экипажа;*
- *количественное ограничение уровня радиационной опасности должно устанавливаться на основе учёта вклада доли радиационной опасности в*

общий уровень опасности, обусловленный воздействием всех неблагоприятных факторов полета;

- снижение уровня радиационной опасности должно осуществляться как регулированием его облучения в процессе полёта, так и разработкой специальных средств и системы мероприятий, осуществляемых на всех этапах подготовки, проведения и завершения полёта, включая весь период оставшейся жизни; эта совокупность средств и действий образует систему радиационной безопасности марсианской экспедиции;*
- количественным выражением принятого уровня безопасности выступает совокупность нормативов, ограничивающих дозы облучения членов экипажа и соответствующие неблагоприятные последствия облучения;*
- основным принципом оптимизации уровня безопасности при выполнении экспедиции должен быть уровень, рекомендованный Международной Комиссией по Радиационной защите (МКРЗ), требующий ограничивать облучение минимальной разумно достижимой дозой;*
- система радиационной безопасности должна удовлетворять принципу оптимального расходования ресурса: достижение заданного уровня безопасности при минимальном расходе ресурса, но не более установленного лимита; в процесс оптимизации должны включаться все факторы, влияющие на уровень радиационной опасности;*
- ввиду высоких уровней облучения и стохастического характера ряда источников облучения в космическом пространстве в процессе полета должен обеспечиваться непрерывный бортовой контроль радиационной обстановки внутри и вне космического аппарата и индивидуальный радиационный контроль;*
- учитывая особенности марсианской экспедиции, приоритетным направлением в создании системы радиационной безопасности должна быть автоматизация ее функционирования на всех этапах: от осуществления измерений до выдачи заключений и рекомендаций и автоматического выполнения защитных мероприятий.*

Указанные положения составляют сущность предлагаемой концепции обеспечения радиационной безопасности марсианской экспедиции и представляют совокупность требований к разработке и созданию СОРБ марсианской экспедиции и её компонентов.

12.8.3. Система обеспечения радиационной безопасности экспедиции (СОРБ)

Функциями СОРБ марсианской экспедиции являются:

- анализ радиационных условий на трассах полета с учетом сроков его проведения, сценария, полетной программы, динамики радиационной обстановки и защитных характеристик отсеков;*
- отбор космонавтов с учетом индивидуальной радиочувствительности;*
- расчет и создание оптимальной радиационной защиты, включающей радиационное убежище, локальную защиту с использованием конструкций, элементов, запасов топлива, воды, продуктов, обеспечивающих снижение радиационного воздействия до приемлемого уровня;*

- разработка и создание бортовой системы радиационного контроля и прогноза с учетом большого объема ВКД и деятельности на поверхности Марса;
- обоснование методов и разработка типовых рекомендаций по снижению радиационной опасности в ходе полета за счет проведения профилактических мероприятий;
- осуществление экспертизы СОРБ.

При рассмотрении методики расчета защиты необходимо, наряду с космическими лучами, учитывать нейтронное и гамма-излучение при вариантах, предусматривающих использование ядерно-энергетической установки или ядерного ракетного двигателя. Наряду с созданием библиотеки наиболее надежных ядерных данных и комплексов программ расчета прохождения излучения через защиту, становится существенным проведение цикла экспериментов на ускорительных установках, ядерных реакторах и изотопных источниках нейтронов и гамма-квантов.

Пребывание на поверхности Марса имеет ряд особенностей, влияющих на формирование концепции обеспечения РБ космонавтов. К ним относятся:

- требование минимального веса ВПК и, следовательно, минимальной толщины защиты;
- практическое отсутствие у Марса магнитного поля, что исключает эффект магнитной экранировки от потоков частиц космических лучей;
- тонкая атмосфера Марса ($\sim 16 \text{ г-см}^2$), недостаточная для снижения дозы облучения экипажа при мощных солнечных протонных вспышках, доза от которых может достигать 30–35 сЗв;
- повышенный радиационный фон, обусловленный наведенной радиоактивностью из-за воздействия на марсианский грунт космических лучей;
- значительное время, необходимое для возвращения космонавтов в дополнительно защищённое пространство (эквивалент радиационного убежища) или для срочной эвакуации с поверхности планеты.

Положительной особенностью, влияющей на уровень облучения космонавтов на поверхности планеты, является экранировка полупространства её массой, которая примерно в два раза уменьшает мощность дозы всех видов космической радиации по сравнению с пребыванием в межпланетном пространстве.

Особое внимание должно быть уделено обеспечению РБ во время нахождения космонавтов в условиях минимальной защищённости. При долговременном пребывании на поверхности планеты необходимо предусмотреть возможность дополнительной защиты членов экипажа с использованием конструкции ВПК и с помощью локальной защиты критических органов. Кроме того, должны быть разработаны и размещены в ВПК, а возможно, и в скафандре средства фармакохимической защиты и профилактики острой лучевой патологии.

Во время пребывания космонавтов на поверхности планеты должен осуществляться индивидуальный контроль суммарной дозы и мощности дозы. Эти данные должны передаваться в централизованные системы радиационного контроля МЭК для оценки степени опасности и разработки рекоменда-

ций по обеспечению радиационной безопасности каждого члена экипажа и всей десантной группы.

Специфические черты, обусловленные особенностями радиосвязи с марсианской экспедицией, приобретает характер работы наземной Службы радиационной безопасности. Поскольку ее оснащённость по-видимому, останется более высокой, чем у бортовых систем радиационного контроля, она будет играть основную роль в среднесрочном и долгосрочном прогнозе радиационных условий и проведении других работ, требующих большего объема информации, привлечения специалистов и проведения различных модельных расчётов и экспериментов. Однако в условиях необходимости оперативного принятия решения центр тяжести будет перемещаться на борт МЭК с последующим сообщением подробной информации в наземную Службу радиационной безопасности о всех аспектах имевших место ситуациях и принятых мерах для подробного анализа и проведения при необходимости дополнительных мероприятий.

12.8.4. Математическое моделирование функционирования СОРБ

Представляется целесообразным рассмотреть кроме конкретных весовых параметров защиты, которые приведены, например, в [12.87], математическую модель функционирования СОРБ. Рассмотрим с позиций концепции приемлемого радиационного риска при космических полетах взаимосвязь разных компонентов обеспечения радиационной безопасности, представленных в математической форме.

Задачей СОРБ экипажа является устранение (или, по крайней мере, уменьшение) опасности возникновения вредных последствий облучения. Радиационная опасность в космосе определяется такими факторами, как радиационные условия на траектории полета, степень защищенности космонавтов конструкцией и оборудованием космического аппарата, реакции организма на облучение. Для получения количественных оценок при описании столь разнородных факторов представляется целесообразным использовать математический аппарат теории множеств и теории вероятностей. Предлагается процедура сопоставления основных понятий, используемых при рассмотрении радиационной опасности в космосе, и математических объектов, пригодных для проведения расчетов. Прежде всего необходимо определить конечную характеристику опасности. Международная комиссия по радиационной защите (МКРЗ) определяет меру радиационного воздействия как «математическое ожидание вреда, вызываемого облучением, причем принимают во внимание не только вероятность возникновения каждого вида вредного эффекта, но и степень его тяжести» [12.88]. В дальнейшем анализе будем опираться на это понятие меры опасности радиационного воздействия.

Введем понятие множества R – совокупность всех неблагоприятных последствий облучения. Не все из этих последствий могут быть существенны для космического полета. Выделим из этого множества конечное подмножество R_0 – совокупность неблагоприятных последствий, учитываемых при анализе. Например, гибель во время полета, возникновение различных новообразований, катарактогенез и т. д. Обозначим число элементов в этом множестве через n .

В соответствии с 26-й Публикацией МКРЗ [12.88] в качестве меры результата неблагоприятного воздействия может быть использована величина «радиационного ущерба» M :

$$M = \sum_{i=1}^n g_i P_i$$

где: g_i - «взвешивающий» фактор, P_i - вероятность наступления i -го неблагоприятного последствия.

Отношение взвешивающих факторов g_i/g_j показывает, во сколько раз i -е последствие более значимо, чем j -е; например, во сколько раз гибель во время полета «хуже», чем возникновение катаракты глаза через 2 года после окончания полета. Значения коэффициентов g должны определяться группой специалистов методом экспертной оценки. Вероятность P_i наступления i -го последствия зависит от величины радиационного воздействия, под которым обычно понималась доза облучения. Следует, однако, отметить, что не для всякого радиобиологического эффекта в качестве меры воздействия считается приемлемым понятие дозы. Например, для оценки влияния галактических космических лучей на центральную нервную систему может оказаться более эффективным знание величины потока тяжелых заряженных частиц. Поэтому представляется необходимым для каждого вида неблагоприятного последствия определить, какая физическая величина (назовем ее Y_i) обуславливает эффект, и как связана вероятность наступления этого эффекта с соответствующим физическим агентом – величиной Y_i , т.е. должна быть задана зависимость $P_i = B_i(Y_i)$, хорошо известная как зависимость «доза – эффект». Таким образом, множество R_0 с заданными на нем g_i и $P_i = B_i(Y_i)$ составляют модель радиобиологической реакции организма человека.

Причиной всех этих реакций является радиационная обстановка в космосе. Для определения радиационной обстановки используется классификация источников радиационной опасности на траектории полета космического аппарата и описание характеристик этих источников [12.80, 12.87].

Введем понятие $V \equiv \{v_j\}$ множества возможных радиационных условий на траектории полета и заданную на нем вероятность реализации для каждого из этих радиационных условий ρ_j . Элементом множества V является зависимость от времени, энергетического, зарядового и углового распределения излучения, падающего на внешнюю поверхность космического аппарата $v_j = \phi_j(t, E, Z, \Omega)$. Таким образом, множество V является множеством функций, а распределение вероятности ρ_j является функционалом, заданным на этом множестве. Множество V и заданное на нем распределение вероятности ρ_j представляют собой в совокупности модель радиационной обстановки, специфической для рассматриваемого класса полетов.

Следующим фактором, определяющим уровень радиационного воздействия, является степень защищенности. Ее можно в первом приближении описать в виде зависимости от времени толщины защиты в каждом направлении $x(t, \Omega)$ по отношению к телу космонавта (по выбранным критическим органам его организма), с учетом его возможных перемещений по космическому кораблю (КК). Эта зависимость определяется конструкцией КК, программой полета, циклограммой работы экипажа. Так, например, зависимости $x(t, \Omega)$ для космонавтов, находящихся в «радиационном убежище» или выполняю-

щих работу в скафандре вне космического корабля, будут значительно различаться. Будем считать каждую зависимость $x(t, \Omega)$ элементом x , множества X . С точки зрения обеспечения радиационной безопасности (РБ) выгодно все время находиться за большой толщиной защиты, но это может быть неприемлемо при ведении научных наблюдений, ремонте и может отрицательно повлиять на выполнение программы полета. Для того чтобы количественно учесть это влияние, введем величину $L(x_j)$ - потери в плане выполнения программы полета при реализации данной циклограммы полета, т.е. зависимости $x_j = X(t, \Omega)$. Таким образом, множество X с заданным на нем функционалом $L(x_j)$ можно считать моделью защищенности экипажа экспедиции.

Рассмотрим теперь, как оценить с помощью введенных математических объектов меру радиационного ущерба M . Для каждой пары функции $v = v(t, E, z, \Omega)$ и $x_j = x(t, \Omega)$ может быть определен набор всех физических агентов Y_i , вызывающих радиобиологические эффекты (например, поглощенная доза, эквивалентная доза, поток тяжелых заряженных частиц и т. д.). Для количественного выражения этих величин могут быть использованы методы расчета прохождения излучения через вещество, с помощью которых определяются операторы K_j , отображающие радиационную обстановку и условия защищенности на величины воздействующих физических факторов. Таким образом, совокупность K_i представляет собой набор операторов, заданный на множестве $V \times X$. Зная совокупность Y_i , можно с помощью функций B_i определить вероятности соответствующих радиобиологических последствий $P_i = B_i(Y_i)$ и величину радиационного ущерба M . Таким образом, на множестве $V \times X$ задана совокупность операторов K_{ij} и мера радиационного ущерба M .

В рамках введенных терминов задача обеспечения РБ математически может быть сформулирована следующим образом: обеспечить непревышение приемлемого уровня радиационного ущерба $M < M_{max}$, по возможности, не нарушая программу полета, т.е. минимизируя L или, по крайней мере, не допуская превышения некоторого предельного уровня потерь, что может быть описано неравенством $L < L_{max}$. Тогда, в рамках введенных понятий, два неравенства:

$$\sum_{i=1}^n g_i P_i B_i[K_i(V, X)] < M_{max}$$

$$L(X) < L_{max}$$

и позволяют, в принципе, для каждого варианта радиационной обстановки v_j из всего множества условий защищенности X выбрать подмножество приемлемых вариантов, которое обозначим через $\{X|v_j\}$. Может оказаться так, что для некоторых V множество $\{X|v_j\}$ является пустым, т.е. радиационная обстановка оказалась столь плохой, что не нашлось приемлемого варианта защищенности. Суммарная вероятность подмножества таких вариантов P_Σ должна не превышать некоторой фиксированной величины N , характеризующей надежность системы обеспечения РБ. Перечень предлагаемых к введению формализованных объектов представлен в табл. 12.7.

Для использования предлагаемого математического аппарата необходимо наряду с перечисленными в таблице множествами и зависимостями определить величины M_{max} , L_{max} , а также N - надежность системы обеспечения РБ.

Ограничения на величины M_{max} и N должны представлять собой по существу нормативы радиационной безопасности при космических полетах. Величина L_{max} определяется целями, которые ставятся перед космическим полетом, и значимостью выполнения отдельных задач, стоящих перед экспедицией. Следует отметить, что есть важный элемент системы обеспечения РБ, не представленный явно в приведенном описании, но тем не менее весьма существенный. Это - способ определения варианта защищенности $x(t, \Omega)$ в процессе проведения полета, поскольку заранее, до полета реализация v неизвестна. Методы и средства определения способа выбора защищенности в ходе полета $x(t, \Omega)$ составляет существо оперативного обеспечения радиационной безопасности космических полетов. Неэффективный выбор может существенно снизить надежность всей системы РБ. Однако детальное рассмотрение этого вопроса выходит за рамки данного раздела. Отметим лишь, что для решения этой задачи необходимы радиационный контроль (измерение величин Y), краткосрочный и долгосрочный прогноз уровней радиационного воздействия, а также правила выбора по результатам контроля и прогноза допустимых зон пребывания экипажа.

Табл. 12.7. Перечень формализованных объектов для СОРБ

Множество	Определенные на нем функции или функционалы.
R - совокупность всех неблагоприятных последствий облучения	-
R_0 - совокупность неблагоприятных последствий, учитываемых при анализе	g_i - «взвешивающий» фактор P_i - вероятность наступления i -го неблагоприятного последствия Y_i - воздействующий физический агент (причина) $V_i(Y_i)$ - функция преобразования величины Y_i в вероятность наступления соответствующего неблагоприятного последствия $M = \sum_{i=1}^n g_i P_i$
$V = \{v_j\}$ - множество возможных радиационных условий на траектории полета	ρ_j - вероятность реализации соответствующего радиационного условия
$X = \{x_j\}$ - множество вариантов защищенности	$L(x_j)$ - потери для выполнения программы полета при выборе данного варианта защищенности
$V \times X$	$Y_i = K_i(v_j, x_j)$ - K - оператор, описывающий прохождение излучения через вещество

Изложенный материал является в определенном смысле обобщением существующих подходов к нормированию радиационного воздействия при космических полетах. Можно предположить, что подобный подход окажется полезным и при разработке систем медицинского обеспечения безопасности космонавтов в условиях воздействия других неблагоприятных факторов космического полета. В заключение можно отметить, что для реализации изложенного подхода необходимо количественное описание соответствующих неблагоприятных факторов и реакции организма на их воздействие.

12.8.5. Лётные исследования

Исследование динамики радиационной обстановки на трассе полета и в отсеках Международной космической станции и накопления дозы проводи-

лись с помощью антропоморфного фантома, размещенного внутри и снаружи станции («Матрешка - Р»). Космический эксперимент выполнялся в рамках Российской национальной программы космических исследований.

Составной частью проекта является эксперимент по исследованию доз в антропоморфном фантоме на поверхности РС МКС (шифр «Матрешка»), проведение которого в рамках проекта «Матрешка - Р» регламентировано соглашением между Росавиакосмосом и ESA.

Цель эксперимента

Исследование динамики поглощенной и эквивалентной дозы на трассе полета и в отсеках МКС и накопления дозы в критических органах тела космонавта при нахождении его внутри и снаружи станции.

Эксперимент выполняется для совершенствования методов космической дозиметрии и оценки радиационной опасности для членов экипажа орбитальных станций.

Задачи эксперимента следующие:

- *Разработка и экспериментальная проверка расчетных методов и измерительных средств, необходимых для оценки дозы облучения различных органов тела космонавтов при длительных орбитальных полетах, включая внекорабельную деятельность.*
- *Измерение характеристик радиационных полей на трассе полета станции.*
- *Проведение на борту МКС одновременных измерений мощности поглощенной и эквивалентной доз внутри шарового и антропоморфного тканеэквивалентных фантомов при различных условиях их экранированности, в том числе и при размещении последнего на внешней поверхности станции.*
- *Верификация моделей радиационной обстановки в околоземном космическом пространстве и методов расчета прохождения излучения через вещество защиты и ткани путем сопоставления оценок, полученных расчетным путем, с результатами измерений.*
- *Исследование радиационного риска экипажа в зависимости от радиационных условий на трассе полета МКС с целью совершенствования методики оценки радиационной опасности при орбитальных космических полетах.*

Состав экспериментальной аппаратуры:

- *сферический тканеэквивалентный фантом, оснащенный пассивными и активными дозиметрическими детекторами;*
- *антропоморфный (тканеэквивалентный) фантом, оснащенный пассивными и активными дозиметрическими детекторами и устанавливаемого снаружи станции в специальном контейнере;*
- *сборка пассивных дозиметрических детекторов (6 штук), размещаемых внутри Российского сегмента МКС, для измерения пространственного распределения доз за время полета.*

Кроме того, при анализе результатов эксперимента будут использованы данные радиационного мониторинга, осуществляемого с использованием штатных средств радиационного контроля Российского Сегмента МКС.

Вид фантомов, используемых в проекте, приведен на рис. 12.9 и 12.10.

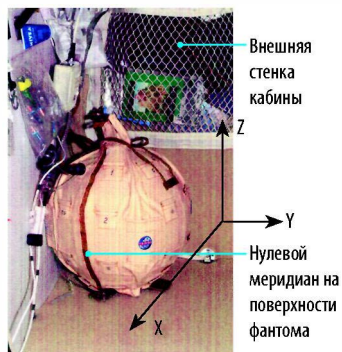


Рис. 12.9 Сферический фантом в кабине на борту МКС

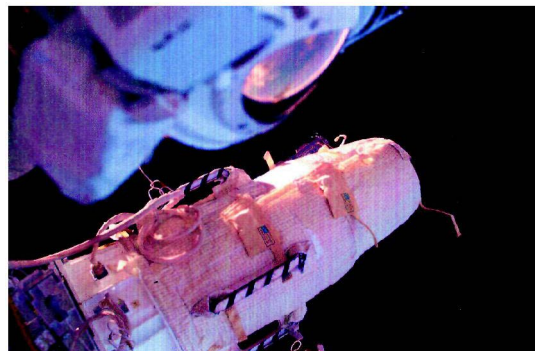


Рис. 12.10 Установка контейнера с антропоморфным фантомом на внешней поверхности МКС

Ожидаемые результаты исследований

Итогами выполнения космического эксперимента должны быть:

- экспериментальные данные по дозовым нагрузкам на различные органы космонавта в условиях полета в обитаемых отсеках станции и во время ВКД при спокойной и возмущенной радиационной обстановке (дозиметрическая индикация траектории полета МКС);
- закономерности формирования доз в теле космонавта в условиях защиты веществом станции и малой защищенности конструкциями скафандра;
- заключение о корректности моделей защищенности органов тела окружающими тканями (самоэкранировка) и конструкциями космического аппарата, методов оценок поглощенной и эквивалентной дозы;
- заключение о границах применимости сферического фантома для расчетных и экспериментальных исследований радиационной нагрузки на критические органы космонавтов в условиях космического полета;
- экспериментальные данные для совершенствования модельных описаний радиационных условий на околоземных орбитах;
- формирование аппаратурной базы для выполнения фундаментальных и прикладных исследований по радиационной безопасности в рамках национальной и международной программ космических исследований на МКС.

12.9. Наземные модельные исследования

Наземные модельные исследования имеют важное значение в решении актуальных задач космической медицины. Они сыграли большую роль в обосновании возможности увеличения продолжительности и надежности космических экспедиций.

Модельные эксперименты отличали разнообразные цели и задачи. Среди них можно выделить:

- испытания перспективных систем жизнеобеспечения;
- изучение влияния продолжительной гипокинезии с целью моделирования эффектов невесомости и разработки средств профилактики;
- изучение влияния на организм человека отдельных факторов космического полета;
- решение проблем оказания медицинской помощи в космических полетах;

- *исследование психологических проблем пребывания человека в замкнутом пространстве (психология поведения групп и отдельных индивидуумов в условиях изоляции, вопросы биоритмологии, эргономики, режима труда и отдыха).*

Модельные эксперименты позволяют проводить оценку концепции медико-биологического обеспечения экипажа разрабатываемого пилотируемого объекта или конкретной миссии, оценить значение отдельных факторов космического полета в изменении состояния здоровья и работоспособности членов экипажа, получить необходимые данные для разработки медико-биологических требований к пилотируемым космическим объектам и к средствам медицинского и гигиенического обеспечения.

Такой подход в полной мере относится к наземному международному эксперименту HUBES-95, в котором три испытателя в течение 135 суток находились в макете космического корабля (наземный экспериментальный комплекс ИМБП). Этот эксперимент был частью подготовки к 135-суточному полету европейского космонавта на станции «Мир» по программе «Евромир-95» [12.89].

Основными целями данного эксперимента являлись:

- *обоснование психологических методов и средств отбора, выбор психологических средств подготовки, мониторинга и психологической поддержки в длительном полете;*
- *выбор оптимальных методов диагностики и лечения заболеваний в космических полетах;*
- *получение новых знаний о требованиях к человеку в длительных полетах.*

В 1992 году в немецком авиакосмическом Центре (г. Кельн, Германия) был проведен эксперимент по изучению ряда психологических проблем в условиях 60-суточной изоляции. В составе группы испытателей была одна женщина. Было показано, что присутствие женщины объединяло группу и стабилизировало ее поведение при возникновении психологической напряженности. При этом по ряду психофизиологических тестов (концентрация внимания, ориентировка в пространстве, решение логических задач в условиях дефицита времени) женщина не только не уступала мужчинам, но и превосходила их [12.90]. Результаты этого эксперимента необходимо учитывать в будущем при формировании экипажа марсианской экспедиции, гетерогенного по признаку пола.

Среди масштабных наземных экспериментов следует отметить международный эксперимент SFINCSS-99 продолжительностью 240 суток с участием 28 испытуемых, основная цель которого состояла в имитации первого полета международного экипажа космической станции [12.91].

В ходе эксперимента было проведено большое количество исследований по следующим направлениям:

- *психология межгруппового и внутригруппового взаимодействия;*
- *индивидуальная психология;*
- *психология деятельности;*
- *клинико-физиологические исследования;*
- *биохимические и иммунологические исследования;*
- *санитарно-гигиенические и микробиологические исследования;*

- *биологические исследования;*
- *операционно-технологические эксперименты.*

В эксперименте SFINCSS было уделено большое внимание отработке телемедицинских технологий, значение которых в пилотируемой космонавтике будет постоянно возрастать, особенно в связи с будущими межпланетными полетами.

Среди большого числа задач, которые решались в данном эксперименте, можно отметить две, представляющие особый интерес:

- *определение степени влияния монотонных условий существования при длительной изоляции в замкнутом пространстве на работоспособность космонавтов и функциональное состояние различных систем организма;*
- *изучение закономерностей адаптации функциональных систем организма к условиям искусственной среды обитания.*

Результаты этого уникального эксперимента, обобщенные в книге [12.91], представляют ценный материал для разработки медико-биологического обеспечения марсианской экспедиции.

Наземное моделирование условий пилотируемой марсианской экспедиции и особенностей жизнедеятельности экипажей в этих условиях будет важной составной частью разработки и испытаний ее медико-биологического обеспечения.

Значительный интерес в этом отношении представляют исследования, которые ведутся на двух «марсианских станциях», созданных Марсианским обществом - на острове Дэвон в Канаде (Арктическая научно-исследовательская станция) и в пустыне штата Юта, США (Марсианская пустынная научно-исследовательская станция). На этих станциях в условиях, сходных с марсианскими, проводятся испытания оборудования и технологий, которые могут быть использованы во время экспедиции на Марс. В них участвуют группы исследователей, которые будут имитировать жизнь и деятельность экипажей в будущей марсианской экспедиции.

Сложность и масштабность задач медико-биологического обеспечения марсианской экспедиции делают необходимым проведение специального наземного эксперимента по моделированию полета на Марс.

В ИМБП разрабатывается проект эксперимента с продолжительностью моделирования до двух лет, который будет проходить в наземном экспериментальном комплексе, который был создан в 1970 г. в качестве прототипа марсианского корабля. Эксперимент предлагается как международный с участием в составе экипажа специалистов разных стран [12.92].

Данный эксперимент с изоляцией добровольцев в герметичном объекте ограниченного объема позволит смоделировать некоторые факторы и условия марсианского полета:

- *сверхдлительность (1,5-2 года);*
- *высокая степень автономности (невозможность допоставки грузов, изменения состава экипажа и досрочного возвращения на Землю; автономное поведение экипажа);*
- *невозможность оказания срочной помощи;*
- *лимитированность ресурсов;*
- *социальная депривация (ограничение контактов и информации);*



Рис. 12.11 Наземный экспериментальный комплекс ИМБП

- *измененные условия коммуникации (задержка и временное отсутствие информационного обмена).*

Планируется получение экспериментальных данных о состоянии здоровья и работоспособности у лиц, длительное время находящихся в условиях изоляции при моделировании основных особенностей и ограничений, присущих марсианскому полету.

Значительное внимание будет уделено отбору и медико-психологической подготовке участников эксперимента, контролю состояния здоровья, организации рационального режима труда и отдыха. В состав экипажа будет включен опытный врач.

Эксперимент позволит отработать принципы оказания медицинской помощи, методы и средства профилактики, диагностики, лечения и прогнозирования заболеваний, в том числе с использованием телемедицинских технологий. Предполагается оценка работоспособности человека «на поверхности Марса» после длительного пребывания в условиях гермообъекта.

Учитывая важность психологических проблем, при проведении эксперимента будут контролироваться деятельность экипажа, его взаимодействие в группе и с центром управления, испытываться автономные методы и средства психологической поддержки.

В основном эксперименте и в параллельных спутниковых экспериментах будут отрабатываться принципы, методы и аппаратура для автономного обеспечения марсианской экспедиции, включая компоненты информационно-аналитической системы, методы и средства оперативного мониторинга

среды обитания, новые методы и средства профилактики неблагоприятного действия факторов межпланетного полета и новых технологий и средств обеспечения жизнедеятельности человека. Часть исследований в спутниковых экспериментах (радиобиологических, токсикологических и др.) будет проводиться на животных. Значительный интерес представляет запланированный эксперимент с хроническим облучением обезьян для моделирования радиационного воздействия полета на Марс.

В эксперименте будет осуществляться медицинское сопровождение, которое предполагает:

- *медицинский контроль за состоянием членов экипажа (текущий – ежедневно, углубленный – ежемесячно и экспертный – полугодовой);*
- *оказание консультативной помощи при возникновении острых заболеваний и травм членов экипажа с привлечением врачей-специалистов;*
- *контроль за состоянием среды обитания, сбалансированностью пищевого рациона, выполнением требований личной гигиены, профилактических мероприятий.*

После завершения эксперимента будет проводиться клиничко-физиологическое обследование экипажа для оценки состояния здоровья испытателей и определения реабилитационных мероприятий.

Наземный экспериментальный комплекс ИМБП представлен на рис. 12.11.

12.10. Выводы

1. *Важнейшим условием успешной пилотируемой экспедиции является создание системы медико-биологического обеспечения, адекватной особенностям (условиям и факторам) межпланетной экспедиции.*
2. *Межпланетная экспедиция потребует создания автономной системы жизнеобеспечения, бортового медицинского центра и самостоятельной системы обеспечения радиационной безопасности.*
3. *Большая продолжительность экспедиции, ее автономность, продолжительное воздействие невесомости и опасных для здоровья уровней радиации, сложные психологические проблемы, встреча с рядом новых факторов при межпланетных перелетах и во время пребывания на Марсе (гипомагнитная среда, гипогравитация, метеоритная опасность и др.) предъявляют жесткие требования к медико-биологическому обеспечению экспедиции.*
4. *Для марсианской экспедиции должна быть создана совершенная система отбора и подготовки космонавтов на основе новейших достижений биологии, медицины и информационных технологий.*
5. *Основные задачи по обеспечению здоровья экипажа марсианской экспедиции будут решаться с помощью медицинского центра, предназначенного для оценки состояния здоровья и работоспособности космонавтов, проведения профилактических мероприятий, а в случае возникновения заболеваний - для диагностики, лечения и реабилитации.*
6. *Особое внимание при разработке медико-биологического обеспечения экспедиции должно быть уделено созданию средств профилактики, способных предотвратить неблагоприятные эффекты экстремальных факто-*

- ров. Необходима разработка негравитационных средств профилактики нового поколения и создание бортовой центрифуги короткого радиуса.*
- 7. Важная роль в медицинском обеспечении экспедиции будет принадлежать телемедицинским технологиям, которые наряду с выполнением своих задач, будут связующим звеном между МЭК и наземной службой медицинского обеспечения.*
 - 8. В марсианской экспедиции возрастет роль психологических факторов (психологический отбор, психиатрическая экспертиза, психологические стрессы, поддержание навыков операторской работы, регулирование взаимоотношений в экипаже с учетом его интернационального состава и др.).*
 - 9. Системы жизнеобеспечения марсианской экспедиции должны отличаться высокой надежностью, экономичностью и большей замкнутостью по сравнению с существующими системами для орбитальных полетов и включать новые компоненты (мониторинг среды, систему переработки отходов и др.).*
 - 10. Важным новым компонентом СОЖ в марсианской экспедиции будет оранжерея, способная обеспечить более сбалансированное питание космонавтов в условиях длительного автономного полета.*
 - 11. Значительное внимание должно быть уделено обеспечению микробиологической безопасности участников экспедиции, а также технических и технологических систем пилотируемого межпланетного корабля.*
 - 12. Обязательным требованием при проведении марсианской экспедиции является осуществление требований планетарного карантина в соответствии с рекомендациями КОСПАР для предотвращения контаминации поверхности Марса земными микроорганизмами и переноса возможных марсианских живых объектов на Землю.*
 - 13. Радиационная обстановка при проведении марсианской экспедиции является более сложной, менее изученной и более рискованной, чем в орбитальных полетах, около Земли.*
 - 14. Для марсианской экспедиции потребуются создание системы автоматизированной оценки радиационной обстановки ее прогноза, мониторинг индивидуальных доз, разработка радиационного убежища и других средств радиационной защиты профилактики.*
 - 15. В основу медико-биологического обеспечения марсианской экспедиции могут быть положены проверенные в длительных космических полетах станции «Мир» и МКС системы при условии их усовершенствования, создания новых компонентов и испытания в наземных модельных экспериментах и в космических полетах.*

12.11. Список использованной литературы

- 12.1. Ковалев Е.Е. Радиационный риск на Земле и в космосе. Атомиздат, 1976.
- 12.2. А.И. Григорьев, А.Д. Егоров. Длительные космические полеты. В кн.: Космическая биология и медицина. Том 3. Книга 2. Издательство «Наука», М., 1997.
- 12.3. И.Б. Гончаров, И.В. Ковачевич, А.Ф. Жернаков. Анализ заболеваемости в космическом полете. В кн.: Космическая биология и медицина. Т.4. М., 2001. с.145-164.
- 12.4. I.B. Goncharov, I.V.Kovachevich, S.L. Pool et al. In-flight medical incidents in the Mir-NASA program. Aviation, Space and Environmental Medicine. 2005, Vol. 76, No 7, Section 1, p. 692-696.
- 12.5. М.Р. Баррат. Система медицинской диагностики и лечения в полете. В кн. Космическая биология и медицина. Совместное российско-американское издание. Т. 4. с. 165-222. 2001.
- 12.6. А.И. Grigoriev, E.N. Svetailo, A.D Egorov. Manned interplanetary missions: prospective medical problems. Environmental Medicine. 1998. V. 42, № 2, с. 83-94.
- 12.7. Стажадзе Л.А., Гончаров И.Б., Неумывакин И.П. и соавт. Проблемы обезболивания, хирургической помощи и реанимации во время пилотируемых космических полетов. Космическая биология и авиакосмическая медицина. 1982. Т. 16 № 4, с.9-11.
- 12.8. M.R. Campbel. Surgical care in space. Texas Medicine. 1998. V.24, № 2, p.69-74.
- 12.9. McCaugic K.E. Aseptic technique in microgravity. Surg. Gynecol. Obstet. 1992. V. 175. № 5. P. 466-476.
- 12.10 В.В. Богомолов, А.Д.Егоров, И.Б.Гончаров и соавт. Некоторые клинические аспекты пилотируемого марсианского полета. Авиакосмическая и экологическая медицина. 2003. Т. 37, № 5, с.30-36.
- 12.11. О.Г.Газенко, А.И Григорьев, А.Д. Егоров От 108 минут до 438 суток и далее... Авиакосмическая и экологическая медицина. 2001, Т. 35, № 2, с.5-13.
- 12.12. А.И Григорьев, А.Д. Егоров, А.Н. Потапов. Некоторые медицинские проблемы пилотируемой марсианской экспедиции. Авиакосмическая и экологическая медицина, 2000. Т. 33, № 3, с. 6-12.
- 12.13. Григорьев А.И., Егоров А.Д Теория и практика медицинского контроля в длительных космических полетах. Авиакосмическая и экологическая медицина, 1997, Т. 30, № 1, с.14-2
- 12.14. Григорьев А.И., Егоров А.Д., Козловская И.Б., Шипов А.А. Вопросы диагностики и профилактики в марсианском полете. Авиакосмическая и экологическая медицина. 2002, Т. 37, № 2, с. 22-31.
- 12.15. И.Б. Козловская, В.И.Степанцов, А.Д. Егоров. Физические тренировки в длительных полетах. В кн.: Орбитальная станция «Мир». М., 2001. Т. 1. с. 393-414.
- 12.16. А.Р.Котовская А.Р., Шипов А.А., Виль-Вильямс И.Ф. Медико-биологические аспекты проблем создания искусственной силы тяжести. Слово, 1996.
- 12.17. А.И. Grigoriev, O.I. Orlov. Commentary: Telemedicine and Space Flight. Aviation. Space and Environmental Medicine. 2002. 73, p. 688-693.
- 12.18. А.И.Григорьев, О.И. Орлов, А.Н. Потапов. Концепция разработки системы телемедицинского обеспечения марсианской экспедиции. Авиакосмическая и экологическая медицина. 2005. Т.39, № 4, с.19–24.
- 12.19. N. Kanas. Psychiatric Issues Affecting Long Duration Space Missions. Aviat., Space and Environ. Med. - 1998. - Vol. 69. - N 12. - Pp. 1211-1216.
- 12.20. В.И.Мясников, С.И. Степанова, В.П.Сальницкий и соавт. Проблема психической астенизации в длительном космическом полете. Москва, «Слово», 2000. - 224 с.
- 12.21. Y.A. Clearwater, A.A. Harrison. Crew support for an initial Mars expedition. Journal of the British Interplanetary Society. - 1990. - Vol. 43. - N 11. - Pp. 513-518.
- 12.22. D. Nuxon, J. Kaplicky. Spacecraft Accomodation Strategies for Manned Mars Missions. Intersociety Conference of Environmental System. Williamsburg, Virginia, July 9-12 1990. Technical Paper Series, p. 1-6.
- 12.23. H. Ursin, B. Comet., C. Soulez-Lariviere. An attempt to determine ideal psychological profiles for crews of long term space missions. Adv. Space Res.- 1992. - Vol. 12. - N 1. - Pp. 301-314.
- 12.24. Human Factors in Long-Duration Spaceflight. Space Science Board National Academy of Sciences, National Research Council, National Academy of Sciences, Washington DC. 1972.
- 12.25. H.E. Filbert, D.J Kleier. Astronaut interdisciplinary and medical/dental training for manned Mars missions. The case for Mars III: Strategies for exploration. Technical: Proc. of the 3rd Case for Mars Conf., July 18-22, 1987, University of Colorado, Boulder, Colorado. San Diego, CA. 1989. Vol.75 (Sci. and Technol. Ser.), p.161-170.
- 12.26. А.А.Леонов, В.И Лебедев. Психологические проблемы межпланетного полета. Москва, Наука, 1975. 248 с.
- 12.27. О.П. Козеренко, А.Д Следь, Ю.А. Мирзаджанов. Психологическая поддержка экипажей. Орбитальная станция «Мир». Т. 1., 2001. - С. 365-378.

- 12.28. Б.С.Алякринский. Биологические ритмы и организация жизни человека в космосе. Серия «Проблемы космической биологии», Т. 46, Наука, 1983. 247 с.
- 12.29. С.И. Степанова. Актуальные проблемы космической биоритмологии. В кн. Проблемы космической биологии. Т. 23. М., «Наука», 1977. 311 с.
- 12.30. А.М.Алпатов, Ю.А.Евстратов, В.Б.Чернышев. Циркадианный период: новый гравитационно зависимый биологический параметр? Результаты исследования на биоспутниках. М., 1992. - С. 365-368.
- 12.31. Ch.A. Fuller. The effects of gravity on the circadian timing system. *Journal of gravitation physiology*, 1994. Vol. 1. № 1. с. P-1 -P-4.
- 12.32. В.П. Сальницкий, В.И. Мясников, А.С.Бобров и др.,1999. Интегральная оценка и прогноз профессиональной надежности космонавтов в полете. *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 1999. Т. 33. № 5. с.16.-22.
- 12.33. US plans for Moon and Mars. *Flight Int.* 1989. Vol. 136. № 4178, p. 28-29.
- 12.34. L. David. Mars Mission Technology Tested in Antarctic Tundra. *Space News*. 1992. Vol. 3. -№ 41, p. 23.
- 12.35. С.И. Степанова, В.И. Мясников, О.П. Козеренко и соавт. Полет на Марс: прогностический анализ сопутствующих психологических проблем. *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 2003. Т. 37. № 5. с. 46–50.
- 12.36. Предварительный проект пилотируемой экспедиции на Марс. Проект МНТЦ № 1172, 1999 г.
- 12.37. J.D.Rummel. Long-Term Life Support for Space Exploration. 20-th Intersociety Conference on Environmental Systems, Williamsburg, Virginia, July, 9-12, 1990. SAE Techn. Pap. Ser. 901277. p. 67-73.
- 12.38. D. Polsky. Regenerable life support systems for Moon, Mars. *Space News*. 1992- Vol. 2, № 7. p. 6.
- 12.39. О.Г.Газенко, А.И.Григорьев, Г.И.Мелешко, Е.Я.Шепелев. Обитаемость и биологические системы жизнеобеспечения. *Космическая биология и авиакосмическая медицина*.1990. Т. № 3. с.12-17.
- 12.40. J.I.Gitelson, V.Blum, A.I.Grigoriev et al. Biological-physical- chemical aspects of a human life support system for a lunar base. 45th Congress of the International Astronautical Federation October 9-14/ Jerusalem, Israel, IAF-IAA-94-G.4.153.
- 12.41. Г.И.Мелешко, Е.Я.Шепелев. Биологические системы жизнеобеспечения. *Космическая биология и медицина: Руководство по физиологии*. М.:1987. с.123-146.
- 12.42. В.Н.Сычев, М.А.Левинских, Е.Я.Шепелев, И.Г.Подольский. Биологические процессы регенерации среды обитания в системе жизнеобеспечения экипажа марсианской экспедиции. *Космическая биология и авиакосмическая медицина*. 2003. № 5. с. 64-70.
- 12.43. ГОСТ Р 50804-95 «Среда обитания космонавта в пилотируемом космическом аппарате». Изд-во «Стандарты», 1995.
- 12.44. В.Н. Сычев. Исследование влияния невесомости на биологические объекты – звенья замкнутых экологических систем жизнеобеспечения и создание технологий их культивирования. Автореф. докт. дисс. М.. 2000. 50 с.
- 12.45. Ю.А. Беркович, Н.М Кривобок, С.О. Смолянина, А.Н. Ерохин «Космические оранжереи: настоящее и будущее». «Слово», 2005.
- 12.46. N.M.Samsonov, L.S.Bobe A.I. Grigoriev et. al. The results of operation of Mir's life support systems. 51st International Astronautical Congress. 2-6-Oct 2000. Rio de Janeiro, Brazil, IAF/IAA-00-G.4.03.
- 12.47. Н.М.Назаров. Имобилизованные биокатализаторы в биотехнологических процессах. *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 2001. Т.35. № 5. С.3-10.
- 12.48. Ю.Е.Синяк, В.Б.Гайдадымов, Б.Г.Покровский. Получение и использование бездейтериевой воды в условиях длительных космических экспедиций. *Авиакосмическая и экологическая медицина*, Т 33, № 1, с. 56-59,1999.
- 12.49. Ю.Е. Синяк, М.А.Левинских, В.Б.Гайдадымов и др. Влияние воды с пониженным содержанием дейтерия на культивирование высших растений: *Arabidopsis thaliana* и *Brassica rapa*. Организм и окружающая среда: жизнеобеспечение и защита человека в экстремальных условиях. Мат. Российской конференции. М., 26-29 сентября 2000 г., Том 2, с. 90-92.
- 12.50. Ю.Е. Синяк, В.С. Турусов, А.И. Григорьев и др. Возможность использования бездейтериевой воды в марсианской экспедиции. *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 2003. Т.37, № 6, с.60 - 63.
- 12.51. В.С.Турусов, Ю.Е.Синяк, Е.Е.Антошина. Тормозящее действие воды с пониженным содержанием дейтерия на рост перевиваемых опухолей. *Российский терапевтический журнал*. 2003. Т. 1, № 1, с. 44.
- 12.52. Ю.Е.Синяк, Д.В.Раков, Б.С.Федоренко. Радиопротекторные свойства воды с измененным изотопным составом. Материалы научно-практической конференции Парадигма сучасної радіобіології, Киев - Чернобыль, 27 вересня-12 жовтня 2004 р., с. 97.
- 12.53. W.Bild, V. Nastasa, I.Haulica. Research concerning the radioprotective and immunostimulating effects of deuterium-depleted water. *Rom. J. Physiol.* 1999. V.36, 3-4. p. 205-218.

- 12.54. Ю.И.Гришин. Роль витаминной оранжереи в стабилизации трофической функции экипажа марсианской экспедиции. // *Авиакосмическая и экологическая медицина*. – 1993. - т. 27 № 3, с.10-15.
- 12.55. J.I.Gitelson. Biological life-support systems for Mars mission. *Adv. Space Res.* 1992. Vol. 12. No. 5. pp. 167-92.
- 12.56. M.Kliss, A.G.Heyenga, A.Hoehn, L.S.Stodieck. Recent advances in technologies required for a «salad machine». *Adv. Space Res.* 2000.Vol. 26. No. 2. pp. 263-269.
- 12.57. А.А.Покровский, М.А.Самсонов (ред.). Справочник по диетологии. 1981. М. 312 с.5.
- 12.58. Е.Я.Шепелев. Биологические системы жизнеобеспечения. В кн.: «Основы космической биологии и медицины», - 1975, т. III. Совместное советско-американское издание, М., Наука, - с. 277-307.
- 12.59. И.И.Гительзон, Б.Г.Ковров, Г.М.Лисовский и др. Экспериментальные экологические системы, включающие человека. / В кн. «Проблемы космической биологии». -1975, М., Наука, - т. 28, -с. 312.
- 12.60. V.N. Sychev E.Ya.Shepelev, G.I. Meleshko et al. Main characteristics of biological components of developing life support system observed during the experiments aboard orbital complex MIR. // *Adv. Space Res.* 2001. Vol. 27, N 9, pp. 1529-1534.
- 12.61. М.А.Левинских. Онтогенез, репродукция и метаболизм высших растений в условиях космического полета. Автореф. докторской диссертации. М., 2002.
- 12.62. М.А.Левинских, В.Н.Сычев, Т.А.Дерендяева и др. Характеристика роста, развития и генетического статуса растений гороха при выращивании в космической оранжерее «Лада». *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 2005. т. 39. № 6. с. 38-43
- 12.63. М.А.Левинских, В.Н.Сычев, О.Б.Сигналова и соавт. Рост и развитие растений в ряду поколений в условиях космического полета в эксперименте «ОРАНЖЕРЕЯ-3». // *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 2001, т. 35, № 3, 43-48.
- 12.64. М.А.Левинских, В.Н.Сычев, Т.А.Дерендяева и соавт. Рост и развитие растений в ряду поколений в условиях космического полета в эксперименте «ОРАНЖЕРЕЯ-5». // *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 2001, т. 35, № 4, 45-50.
- 12.65. М.А.Левинских. Сравнение эффективности различных методов получения витаминной зелени в условиях космической станции. // *Авиакосмическая и экологическая медицина*. – 2002. - т. 36. - № 2. – с. 43-45.
- 12.66. Т.Н.Ivanova, P.T.Kostov, S.M.Sapunova, I.W.Dandalov. Sensors and methods for measurement in «Svet» space greenhouse. *Comptes rendus de l'Academie des Sciences. Bulgarie.* 1992, - Tome 45, - № 11.
- 12.67. Ю.Е.Синяк, В.Б.Гайдадымов, В.М.Скуратов и др. Водообеспечение экипажей. В кн. «Основы космической биологии и медицины», - 1994, т. Совместное российско- американское издание. Т.II. 1994. М., Наука, с.337-374.
- 12.68. Л.Д.Пайрсон, М.Р.Мак Джиннис, А.Н.Викторов. Микробиологическая обсемененность. *Космическая биология и медицина. Совместное российско-американское издание.*1994 М.: Наука, 1994. Т. 2. с.129-152.
- 12.69. N.D.Novikova Microbiological risks in extended space mission. 11th International Conference «Space Activity and Relevant Insurance Applications». Rome-March 15-16, 2001. Printed in Italy by Editoriale Ergon s.r.l. 2002. P. 245-253.
- 12.70. С.Н.Залогов, А.Н.Викторов, В.П.Горшков и др. К проблеме профилактики стафилококковой инфекции у людей в условиях космического полета. *Космическая биология и авиакосмическая медицина.*1981. №5. с.27-29.
- 12.71. А.Н.Викторов, Н.Д.Новикова, Е.А.Дешева и др. Результаты микробиологических исследований. Орбитальная станция «Мир». М. 2001. Т.1. с. 121 - 151.
- 12.72. N.D.Novikova Review of the Knowledge of Microbial Contamination of the Russian Manned Spacecraft // *Microbial Ecology.* 2004. V. 47. No. 2. P. 127-132.
- 12.73. Natalia Novikova, Patrick De Boever, Svetlana Poddubko, et al. Survey of the environmental biocontamination aboard the International Space Station. *Research in Microbiology.* 2006. 157. P.5-12.
- 12.74. В.В.Попов, Н.М.Назаров. Изоляция и удаление отходов. *Комическая биология и медицина. Совместное российско-американское издание.* Т.2. Гл.13. с. 374-389.
- 12.75. V.K.Ilyin., S.V.Kostrov, K.S.Lauriniavichius et al. Biodegradation of Disposed Means of Personal Hygiene. Abstracts of the ICES Congress, Rome, Italy, July 2005. 2005-01-3024.
- 12.76. V.K.Ilyin, I.A.Smiron, P.E.Soldatov et al. Microbial utilization of natural organic wastes. for potential application for space technique. Abstracts of 52nd IAC Congress. Toulouse, France, 2001. IAF/IAA-01-G.4.01.
- 12.77. V.K.Ilyin, I.N.Kornuchenkova, L.V.Starkova, .S.Lauriniavichius. Study of methanogenesis during bioutilization of plant residuals. *Acta Astronautica.* 2005, v. 56, p. 465-470.
78. W.N.Hess. *The Radiation Belt and Magnetosphere.* Blaisdell Publ. Co., Waltham, Mass., 1968.

- 12.79. А.И. Дорман, А.И. Мирошниченко. Солнечные космические лучи. М. Наука, 1968.
- 12.80. А.И. Мирошниченко, В.М. Петров. Динамика радиационных условий в космосе. М., Энергоатомиздат, 1985.
- 12.81. V.E. Dudkin, Yu.V Potapov. Doses from Galactic Cosmic Ray Particles under spacecraft shielding. Nucl. Tracks Radiat. Meas. V.20, No. 1, pp 33-39 (1992).
- 12.82. С.В. Авакян, А.И. Вдовин, В.Ф. Пустарнаков. Ионизирующие и проникающие излучения в околоземном космическом пространстве. Справочник. Санкт-Петербург. Гидрометеиздат. 1994, 501 с
- 12.83. А.И. Дорман. Экспериментальные и теоретические основы астрофизики космических лучей. М., Наука. 1975. 462 с.
- 12.84. Ограничение облучения космонавтов при околоземных космических полетах, (ООКОКП-2004). Методические указания МУ 2.6.1. 44-03-2004, Минздрав, 2004.
- 12.85. Radiation Protection, ICRP publication № 60, Pergamon Press, Oxford, New York, Frankfurt, adopted in November 1990.
- 12.86. Большой энциклопедический словарь русского языка, Изд. БСЭ, 1976.
- 12.87. В.А.Сакович, В.Ф.Семенов. Радиационная безопасность при пилотируемом полете на Марс. Концепция. Атомная энергия. Т.99, Вып.4, Октябрь 2005, с. 301-310.
- 12.88. Recommendations of the ICRP. Publication 26. Annals of the ICRP No. 3. Pergamon, New- York, 1977.
- 12.89. R.J. Vaernes., V.M. Baranov., Y.P.Demin, V.A. Stepanov. Main Report on HUBES/ NUTEC Report 10-95.– ISBN 82-7280-385-2. 1995.
- 12.90. R.J. Vaernes. NUTEC Report 16-03(ISBN 82-7280). Bergen, Norway. 5/01.1993.
- 12.91. Модельный эксперимент с длительной изоляцией: проблемы и достижения. В.М.Баранов (ред.) М., «Слово», 2001.
- 12.92. A.I.Grigoriev, V.M.Baranov, I.V.Kovachevich, M.V.Baranov. Biomedical aspects of simulated missions to Mars. 3rd European Congress Achievements in space medicine into health practice and industry, Berlin, Sept. 28-30, 2005, p. 283-285. Copris & M. Ltd, Moscow, Russia.

Глава 13.

Концепция космической транспортной системы

13.1. Назначение

Назначением космической транспортной системы (КТС) является обеспечение эффективной транспортировки:

- грузов по маршруту «Земля–околоземная орбита»;
- грузов по маршруту «Околоземная орбита–орбита назначения» и обратно;
- экипажей по маршруту «Земля–околоземная орбита» и обратно;
- экипажей по маршруту «Околоземная орбита–орбита назначения» и обратно.

К околоземным орбитам относятся:

- опорная околоземная орбита высотой $h = 200$ км, наклонением $i = 51,6^\circ$;
- монтажная околоземная орбита высотой 450 км, наклонением $i = 51,6^\circ$, на которой производится сборка межпланетного корабля из модулей, и, в случае необходимости, дозаправка или заправка модулей расходуемыми компонентами.

Под орбитой назначения имеется в виду:

- средневысотная околоземная орбита с высотой от $h_3 = 1 \cdot 10^3$ км до $h_3 = 36 \cdot 10^3$ км (геостационарная орбита);
- высотная околоземная орбита с высотой от $h_3 = 36 \cdot 10^3$ км до $h_3 = 500 \cdot 10^3$ км;
- околослунная орбита с высотой над Луной от $h_L = 15$ км до $h_L = 8 \cdot 10^3$ км;
- околосолнечная орбита с высотой от $h_M = 300$ км до $h_M = 20 \cdot 10^3$ км;
- переходные орбиты, по которым совершается перелет с околоземной орбиты на околосолнечные или околослунные орбиты.

Под эффективностью транспортировки понимается поэтапное снижение удельных финансовых затрат на транспортировку грузов и людей с одновременным повышением безопасности транспортных операций, включая экологическую безопасность. В табл. 13.1 представлены удельные затраты на транспортировку по маршруту «Земля – опорная орбита», которые использует Международная Астрокосмическая Федерация в своих работах [13.1].

Табл. 13.1 Удельные затраты на транспортировку по маршруту «Земля – опорная орбита», по состоянию на 1995 год

Наименование ракеты-носителя	Страна	Стоимость выведения, млн. дол. США	Масса полезного груза на опорной орбите, тонны	Удельная стоимость, дол. США/кг
1. «Союз»	Россия	12 – 15	7,0	2600
2. «Зенит»		35 – 45	13,7	2900
3. «Протон»		50 – 70	21,0	2900
4. «Дельта-II»	США	45 – 50	5,0	9300
5. «Атлас-II»		95 – 100	8,6	11600
6. «Титан-IV»		180	17,7	10200
7. «Спейс-Шаттл»		270	24,4	11000
8. «Ариан-44»	Европа	90 – 110	9,6	10400
9. «Ариан-5»		120	18,0	6700
10. «Н-2»	Япония	150 – 190	10,5	16200
11. «Большой поход-2Е»	Китай	40 – 50	8,8	5100
12. «Большой поход-2В»		60 – 70	13,6	4800

13.2. Основные требования

В соответствии с назначением КТС, изложенным выше, к ней предъявляются следующие основные требования.

- КТС должна включать в свой состав:
 - существующие или находящиеся в разработке одноразовые ракеты-носители грузоподъемностью на опорной орбите от 8 до 35 – 40 тонн, см. рис. 13.1;
 - частично-много разовую ракету-носитель грузоподъемностью на опорной орбите 35 – 40 тонн;
 - многоразовые ракеты-носители с поэтапным наращиванием грузоподъемности от 8 до 35 тонн (в перспективе);
 - многоразовые солнечные буксиры, обеспечивающие межорбитальные полеты, с поэтапным увеличением массы полезного груза от 8 до 120 тонн; в перспективе рассматриваются многоразовые ядерные буксиры.
- Модули полезного груза и модули для экипажа на стартовой наземной позиции должны иметь размерность по массе: 8, 15, 22, 35–40 тонн.
- Модули полезного груза и модули для экипажа в транспортном состоянии должны иметь размеры, обеспечивающие расположение их под обтекателем с габаритами:
 - длина 11,4 м, диаметр 4,1 м;
 - длина 15,5 м, диаметр 4,1 м;
 - длина 22,0 м, диаметр 6,5 м.





Ракета-носитель		«Союз-2»	«Русь-М»	«Протон-М»	«Ангара-А5»
					
Разгонный блок		«Фрегат»	«Ястреб»	«Бриз-М»	КРБ
Стартовая масса, т		230	400	700	775
Масса полезного груза, тонн	$H_p=200\text{км}$, $i=51,6^\circ$,	8,25	15	22,0	25,5
	ГПО ($V=1500\text{ м/с}$),	1,8	4,5	6,0	8,1
	траектория к Луне,	2,1	4,6	5,8	7,7
	траектория к Марсу.	1,5	4,0	4,3	6,2
Длина/диаметр ГО, м		11,43/4,11	15,56/4,14	15,25/4,35	19,65/5,1
Начало пусков, год		2006	2012	2001	2009

Рис. 13.1 Средства выведения ближайшего периода (2006–2015 гг.)

- Переход от одноразовых ракет-носителей к многоразовым должен осуществляться эволюционно на основе базового изделия.
- Частота запусков частично-много разовой и многоразовой ракеты-носителя должна быть около 24 пусков в год; длительность подготовки к повторному пуску не более 2 недель.

- Удельная стоимость выведения полезного груза на опорную орбиту:
 - при частично-многоразовой системе – не более 2000 дол. США /кг;
 - при многоразовой системе – не более 1000 дол. США /кг.
- Экологическое воздействие при запуске ракет-носителей по мере их эволюционного развития должно поэтапно снижаться.

13.3. Облик и характеристики одноразовых ракет-носителей семейства «Ангара»

В работе [13.2] и табл. 13.2 представлены основные характеристики ракет-носителей семейства «Ангара», находящихся в процессе создания.

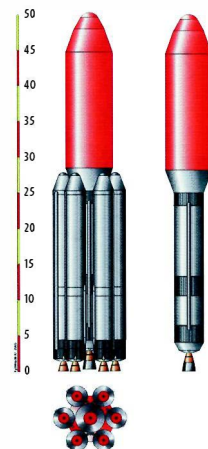


Рис. 13.2 Ракета-носитель «Ангара-7»

Табл. 13.2 Основные характеристики ракет-носителей семейства «Ангара»

Характеристики	Модификация				
	«Ангара-1»	«Ангара-2»	«Ангара-3»	«Ангара-5»	«Ангара-5/КРБ»
Масса полезного груза на опорной орбите, тонн	2,00	3,70	14,60	24,5	28,5
Стартовая масса, тонн	149,5	171,5	480,0	773	790
Количество ступеней ракеты-носителя	2	2	3	3	3
Количество унифицированных блоков в составе первой ступени	1	1	2	4	4

Для целей пилотируемой экспедиции на Марс рассмотренное семейство ракет-носителей «Ангара» было расширено с включением модификации «Ангара-7», основные характеристики которой представлены в табл. 13.3.

Табл. 13.3 Основные характеристики ракеты-носителя «Ангара-7»

Характеристики	«Ангара-7»	«Ангара-7/КРБ»
Масса полезного груза на опорной орбите, тонн	35	41
Стартовая масса, тонн	1122	1181
Количество ступеней ракеты-носителя	2	3
Количество унифицированных блоков в составе первой ступени	6	6
Габариты головного обтекателя:		
– длина, м	22	26
– диаметр, м	6,5	6,5

Облик ракеты-носителя «Ангара-7» представлен на рис. 13.2.

13.4. Облик и характеристика частично-многоразовой ракеты-носителя «РН-35»

Учитывая, что в стоимости ракеты-носителя около 50 % приходится на стоимость первой ступени, целесообразно на пути создания многоразовой ракеты-носителя выделить этап с многоразовой только первой ступенью, а вторая ступень одноразовая. Целесообразность этого этапа вызвана тем об-

стоятельством, что в этом случае значительно упрощается создание многоразовой тепловой защиты на первой ступени. Основные характеристики такой ракеты-носителя, получившей обозначение «РН-35», представлены ниже.

Облик частично-многоразовой ракеты-носителя «РН-35» представлен на рис. 13.3.

При выполнении второй ступени как многоразовой величина доставляемой массы полезного груза составит 12 – 14 тонн.

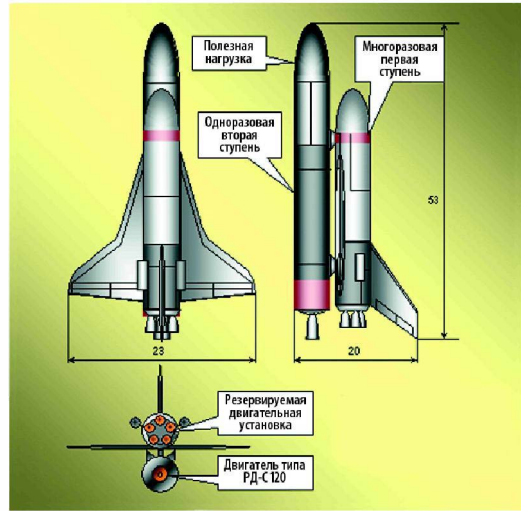


Рис. 13.3 Частично-многоразовая ракета-носитель «РН-35». Принципиальная схема

- *Стартовая масса* 935 т
- *Масса полезного груза на монтажной орбите*..... 35 т
- *Количество ступеней* 2
- *Компоненты топлива:*
 - *многоразовая первая ступень* $O_2 + CH_4$
 - *одноразовая вторая ступень* $O_2 + H_2$
- *Тип, количество ЖРД:*
 - *на многоразовой крылатой ступени* 6 штук
 - *на второй ступени* 1 штука
- *Стартовая тяговооруженность* 1,35
- *Ограничения по:*
 - *продольной перегрузке* < 3,5
 - *скоростному напору* < 3500 кг/м²
- *Габариты грузового отсека (D × L)* 6,5 × 22 м
- *Надежность (прогнозируемая)* 0,9995
- *Характеристика многоразовой ступени:*
 - *кратность использования ступени* 100
 - *режим работы маршевого ЖРД* 84 % от номинала
 - *скорость разделения I и II ступеней* 2,5 км/сек
 - *аэродинамическое качество на дозвуковых скоростях* 6
 - *аэродинамическое качество на сверхзвуковых скоростях* 2

13.5. Облик и характеристики многоразового солнечного буксира «МСБ-1»

Характеристики частично-многоразовой и многоразовой системы выведения на опорную орбиту должны быть согласованы с характеристиками многоразового межорбитального буксира. В табл. 13.4 представлены результаты оценок характеристик многоразового солнечного буксира на основе технологий, разрабатываемых для пилотируемой экспедиции на Марс.

Табл. 13.4 Оценка характеристик многоразового солнечного буксира «МСБ-1»

Характеристика буксира	$I_{sp} = 1000 \text{ с}$		$I_{sp} = 2000 \text{ с}$	$I_{sp} = 4000 \text{ с}$		
	$N_{эл} = 0,5 \text{ МВт}$	$N_{эл} = 1 \text{ МВт}$	$N_{эл} = 1 \text{ МВт}$	$N_{эл} = 1 \text{ МВт}$	$N_{эл} = 4 \text{ МВт}$	$N_{эл} = 6 \text{ МВт}^*$
Масса полезного груза на маршруте «Околоземная – окололунная – околоземная орбита», тонны	10,2	5,2	23	38,8	8,8	31
Длительность полета «туда», месяцев	1,15	0,57	2,3	9,2	1,25	1,28
Длительность полета «обратно», месяцев	0,80	0,40	1,6	6,4	1,0	1,0
Масса рабочего тела для полета «туда», тонн	35,7	35,7	21,0	11,2	11,2	16,8
Масса рабочего тела для полета «обратно», тонн	17,5	17,5	14,8	9,4	9,4	14
Суммарная масса рабочего тела, тонн.	53,2	53,2	35,8	20,6	20,6	30,9

* При $N_{эл} = 6 \text{ МВт}$ стартовая масса «МСБ-1» 105 тонн, т.е. схема выведения на околоземную орбиту трехступовая, а также $\gamma_{су} = 7 \text{ кг/кВт. эл}$

При оценках было принято:

- необходимый набор характеристической скорости для перелета «Околоземная орбита – окололунная орбита» $\Delta V_x = 7 \text{ км/с}$;
- стартовая масса «МСБ-1» на околоземной орбите высотой 450 км, $i = 51,6^\circ$, $M_0 = 70 \text{ тонн}$, т.е. используется двухступовая схема выведения на околоземную орбиту, когда грузоподъемность ракеты-носителя равна 35 тонн; для варианта $N_{эл} = 6 \text{ МВт}$ используется трехступовая схема выведения;
- солнечные батареи с мощностью в диапазоне от 0,5 до 6 МВт используют одни и те же тонкопленочные фотоэлементы на основе аморфного кремния с КПД 10 %;
- солнечная энергодвигательная установка в диапазоне мощности 0,5–4 МВт имеет удельную массу 10 кг/кВт. эл, из которых 5 кг/кВт. эл. приходится на фотоэлементы, блоки преобразователя напряжения, несущую ферму, электроракетные двигатели; остальные 5 кг/кВт. эл.

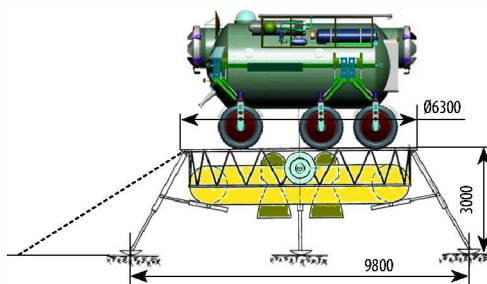


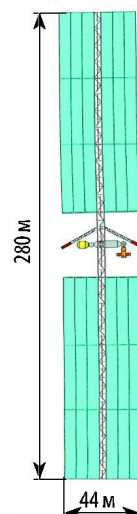
Рис. 13.4 Многоразовая лунная взлетно-посадочная платформа «ВПП-7»:

полная масса с грузом на окололунной орбите – $M_0 = 23 \text{ т}$;
 посадочная масса на Луну с грузом – $M_n = 13,3 \text{ т}$;
 масса полезного груза на Луне – $M_g = 7 \text{ т}$;
 «сухая» масса платформы (без полезного груза) – $M_{п} = 3,6 \text{ т}$

$N_{эл} = 1 \text{ МВт}$
 $M_0 = 70 \text{ т}$
 $M_{п} = 23 \text{ т}$
 Мр.т. = 35 т
 $t_{з-л} = 2 \text{ мес.}$
 $t_{л-з} = 1 \text{ мес.}$
 $I_{sp} = 2000 \text{ сек}$

Возможный первый полет в 2013 году

Рис. 13.5 Многоразовый солнечный буксир «МСБ-1» для Лунной базы



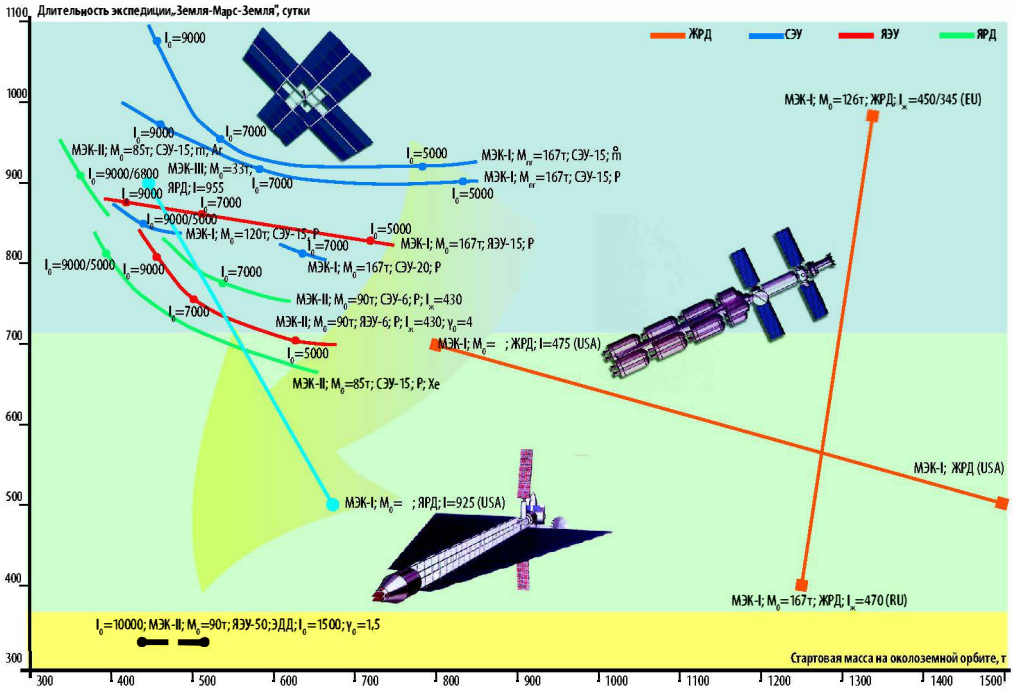


Рис. 13.6 Эффективность межорбитальных буксиров различных типов и различной мощности

включают систему ориентации и стабилизации, систему управления и связи, резерв по массе на неучтенные элементы; при $N_{эл} = 6$ МВт удельная масса энергодвигательной установки равна 7 кг/кВт.эл. из-за уменьшения доли второй составляющей;

- полный КПД электроракетных двигателей 65% и блоки двигателей имеют возможность поворачиваться на угол $\pm 180^\circ$;
- относительная масса баков рабочего тела для электроракетных двигателей принята равной $a_6 = 0,03$ с учетом использования перспективных технологий.

Сопоставление данных таблицы 13.4 показывает, что оптимальной размерностью многофазового солнечного буксира «МСБ-1» является электрическая мощность 1 МВт. При этом для транспорта «Земля – Луна – Земля» имеем:

- если значение удельного импульса тяги электроракетных двигателей будет $I_{sp} = 1000$ с, то буксир может транспортировать людей за приемлемое время: «туда» – 0,57 месяца, «обратно» – 0,40 месяца;
- если значение удельного импульса тяги электроракетных двигателей будет $I_{sp} = 2000$ с, то буксир сможет обеспечить транспортировку грузов на окололунную орбиту массой 23 тонны «туда» и «обратно» за приемлемое время: «туда» – 2,3 месяца, «обратно» – 1,6 месяца;
- если значение удельного импульса электроракетных двигателей будет $I_{sp,c} = 4000$ с, то буксир способен транспортировать «туда» и «обратно» груз массой около 38 тонн, но за время порядка 15 месяцев; такая пот-




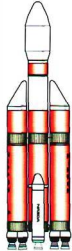

Наименование РН	Delta 4H (США)	Atlas 5 Heavy (США)	Ariane-5 2010 (ЕКА)	H-II/F/222 (Япония)	CZ-5-5.0 (Китай)
Облик РН					
Год первого пуска	2004	2002	2010	После 2005	После 2008
Стартовая масса, т	729,7	953,0	790	520	800
Длина, м	70,71	65,34	51,51 / 58,67	54,60	55,0
Характеристика ступеней: наименование, состав ДУ (топливо)	2 СВС RS-68 (O ₂ + H ₂) 1 ст. – СВС RS-68 (O ₂ + H ₂) 2 ст. RL10B-2-1 (O ₂ + H ₂)	2 ССВ 2 × РД-180 (O ₂ + керосин) 1 ст. – ССВ 2 × РД-180 (O ₂ + керосин) Centaur D-3B RL10A-4-2 (O ₂ + H ₂)	2 ТТУ MPS-2 (НТРВ) 1 ст. Vulcain-2 (O ₂ + H ₂) 2 ст. Vinci (O ₂ + H ₂)	2 ЖУ + 2 ТТУ 2 × LF-7A (O ₂ + H ₂), SRB-A (НТРВ) 1 ст. LE-7A (O ₂ + H ₂) 2 ст. LE-5B (O ₂ + H ₂)	4 ЖУ 2 × YF-120t (O ₂ + керосин) 1 ст. 2 × YF-50t (O ₂ + H ₂) 2 ст. YF-75 (O ₂ + H ₂)
Масса ПГ (на орбите), т	21,9 (407 км, 28,7°)	25,0 (185 км, 28,5°)	21,0 (300 км, 51,6°)	20,0 (300 км, 30,4°)	23,0 (200 км, 52°)
Обтекатель ПГ					
длина, м	19,10 / 22,40	2,40	12,73 / 17,00	12,00 / 14,00	–
диаметр, м	5,08	5,40	5,40	4,07 / 5,10	5,20
масса, м	3,52	5,09	1,97 / 2,68	1,40 / 1,80	–

Рис. 13.7 Зарубежные ракеты-носители

ребность может возникнуть при создании на окололунной и околоземной орбитах заправочных станций, использующих рабочие тела, добываемых из лунных материалов.

Освоение на Луне производства кислорода и метана позволит создать многоазовую взлетно-посадочную платформу для Луны с массой поставляемого на Луну полезного груза около 7 тонн, при начальной массе платформы на окололунной орбите 23 тонны, рис. 13.4. Облик «МСБ-1» представлен на рис. 13.5.

На рис. 13.6 представлена сравнительная эффективность в координатах «длительность экспедиции на Марс – стартовая масса» межорбитальных буксиров разных типов и разной мощности, обеспечивающих перелет по маршруту «Земля-Марс-Земля» и использующих:

- солнечную энергию (СЭУ);
- ядерную энергию (ЯЭУ и ЯРД);
- химическую энергию (ЖРД).

13.6. Зарубежные космические транспортные системы

На рис. 13.7 представлены облик и характеристики разрабатываемых за рубежом ракет-носителей.

Рис. 13.8 дает представление о предложенной в США транспортной системе для создания Лунной базы, опирающейся на создание двух ракет-носителей, одна из которых имеет грузоподъемность 25 тонн и предназначена для транспортировки людей, а другая имеет грузоподъемность 125 тонн и предназначена для транспортировки грузов. Обе ракеты используют двигатели, широко используемые в программе «Спейс-Шаттл».

Первые ступени ракет-носителей, имеющие твердотопливные двигатели, выключаются на высоте 50–60 км и по инерции поднимаются еще на 300 км, а затем возвращаются к Земле. Согласно результатам исследований, проведенных в США [13.3], твердотопливные двигатели после выключения представляют одни из основных источников загрязнения космоса обломками размерами от миллиметров до нескольких сантиметров. На рис. 13.9 представлен прогноз засорения космоса на ближайшие 100 лет с учетом:

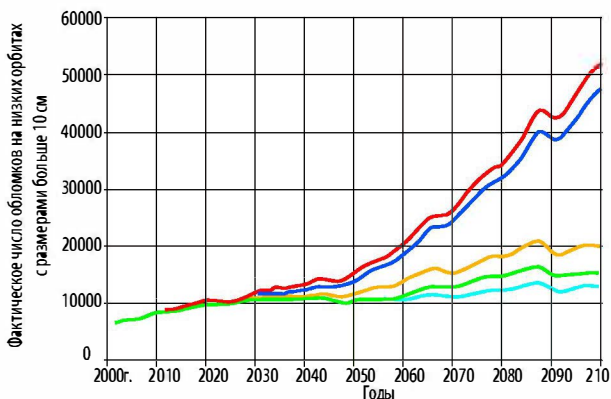
- недопущения в ближайшие 10 лет взрывных событий на борту космических аппаратов;
- принятия дополнительных мер в течение 50 лет по удалению с рабочих орбит отработавших свой ресурс космических аппаратов;
- те же меры, но принимаются в течение 25 лет;
- те же меры, но принимаются в течение 10 лет;



Рис. 13.8 Предложения NASA по РН для Лунной программы

Рис. 13.9 Прогноз засорения космоса фрагментами космических аппаратов и кораблей

- Нормальное изменение численности обломков из-за столкновений;
- Изменение численности обломков при исключении взрывных событий на борту космического аппарата после ближайших 10 лет;
- Изменение численности обломков при удалении в течение 50 лет отработавших ресурс КА с рабочих орбит и при исключении взрывных событий на борту;
- Изменение численности обломков при удалении в течение 25 лет отработавших ресурс КА с рабочих орбит и при исключении взрывных событий на борту;
- Изменение численности обломков при удалении в течение 10 лет отработавших ресурс КА с рабочих орбит и при исключении взрывных событий на борту.



13.7. Выводы

- *Существующие одноразовые ракеты-носители грузоподъемностью около 20 тонн смогут найти применение как в Марсианских так и Лунных программах.*
- *Лучших показателей по сокращению числа выводимых на опорную орбиту модулей, необходимых для сборки межпланетных кораблей, можно получить, если создать ракеты-носители грузоподъемностью 35–40 тонн в одноразовом исполнении, затем в частично-многоразовом исполнении, на основе которых планируется создать полностью многоразовые ракеты-носители грузоподъемностью 12–14 тонн.*
- *Основной интерес представляет многоразовая транспортная космическая система, которая должна включать кроме многоразовых ракет-носителей еще многоразовые межорбитальные буксиры и многоразовые взлетно-посадочные модули (платформы). Составляющие такой транспортной системы должны быть взаимно согласованы.*

13.8. Список использованной литературы

13.1. «Preparing for a 21st Century Programme of Integrated, Lunar and Martian Exploration and Development». International Academy of Astronautics, 5th Cosmic Study, July, 2000.

13.2. «Пилотируемая экспедиция на Марс». Том 2. Энергодвигательный комплекс пилотируемой экспедиции на Марс. Книга 6. Предварительный облик и характеристики транспортно-технического комплекса (Комплекс № 6) ГК НПЦ им. Н.В. Хруничева, 2005 г.

13.3. Nicholas L. Johnson. «Orbital Debris Research in the U.S.» Proceeding of the 4th European Conference on Space Debris/ 18-20 Ap. 2005. Germany, ESA, SP-587.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Полет человека на Марс является одним из ближайших этапов развития земной цивилизации. Исследование Солнечной системы – естественный процесс познания мира.
2. В последние десятилетия с помощью беспилотных межпланетных аппаратов сделан важный шаг по изучению Марса:
 - доказано наличие значительных запасов воды на планете, что является принципиальным моментом с точки зрения освоения Марса;
 - проведено картографирование поверхности Марса;
 - исследована атмосфера Марса, в составе которой, в частности, обнаружено значимое содержание метана, происхождение которого неизвестно.Все эти результаты говорят о возможности существования жизни на Марсе и позволяют перейти к подготовке пилотируемого полета на Марс.
3. Участие человека в процессе исследования Марса не только позволит более эффективно и углубленно проводить изучение Марса, но и создать реальные предпосылки для начала освоения этой планеты, которая является наиболее перспективной из всех других планет для обживания человеком. Обнаружение воды и метана открывает возможности использования местных ресурсов для освоения Марса.
4. Россия уже прошла большой путь в подготовке полета человека на Марс: на российских долговременных орбитальных станциях проведены длительные полеты человека и отработан ряд систем и агрегатов будущего межпланетного экспедиционного комплекса.
5. Перспективы освоения Солнечной системы связаны с использованием космических ядерных энергоустановок. Разработки по пилотируемой экспедиции на Марс показали высокую эффективность таких установок, так как они не связаны с получением энергии от Солнца.
6. Технические средства, разрабатываемые для пилотируемой экспедиции на Марс, являются, во многом, универсальными для освоения Луны и ближайших планет, а также для решения энергетических проблем Земли.

ПИЛОТИРУЕМАЯ ЭКСПЕДИЦИЯ НА МАРС

Текст изложен в авторской редакции
Компьютерная верстка *В. Н. Шемелин*

Подписано в печать 20.06.2006. Бумага мелованная. Формат 70×100 ¹/₁₆
Гарнитура Warnock.
Печать офсетная. Усл.- печ. л. 26,0. Уч.- изд. л. 23. Тираж 1000 экз. Заказ № 1019

Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского
125438, Москва, Онежская ул., 8

Типография ООО «Витапресс Графикс»
г.Королев Московской области, ул. Пионерская, 2
Тел. (495) 516-09-09, 513-14-43, 513-14-46
E-mail: vitapressgraf@mtu-net.ru