

Министерство общего машиностроения СССР
Научно-производственное объединение
"Энергия"

ПИЛОТИРУЕМАЯ ЭКСПЕДИЦИЯ
НА МАРС

Генеральный конструктор
академик

 В.П. Глушко

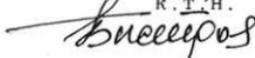
Главный конструктор
д.т.н. профессор

 Ю.П. Семенов

Заместитель главного конструктора
к.т.н.

 А.А. Нестеренко

Руководитель комплекса
к.т.н.

 П.И. Быстров

Начальник отдела
к.т.н.

 Л.А. Горшков

1987 г.

СОДЕРЖАНИЕ

| | стр. |
|---|------|
| Введение | 4 |
| 1. Марсианский экспедиционный комплекс (МЭК) | 6 |
| 1.1. Выбор состава марсианского экспедиционного комплекса | 6 |
| 1.2. Основные характеристики марсианского экспедиционного комплекса | 15 |
| 1.3. Схема полета | 15 |
| 1.3.1. Сборка марсианского комплекса на орбите около Земли | 15 |
| 1.3.2. Подъем на орбиту старта к Марсу | 20 |
| 1.3.3. Полет по траектории Земля-Марс | 23 |
| 1.3.4. Спуск на рабочую орбиту около Марса | 23 |
| 1.3.5. Операции на рабочей орбите около Марса | 24 |
| 1.3.6. Подъем на орбиту старта к Земле | 24 |
| 1.3.7. Полет по траектории Марс-Земля | 25 |
| 1.3.8. Торможение в атмосфере Земли и посадка | 25 |
| 1.4. Общая компоновка марсианского экспедиционного комплекса | 27 |
| 1.5. Экономическая оценка работ | 29 |
| 2. Марсианский орбитальный корабль (МОК) | 32 |
| 2.1. Назначение | 32 |
| 2.2. Особенности конструкции и компоновки | 32 |
| 2.3. Состав и массовая сводка | 36 |
| 2.4. Особенности систем | 39 |
| 2.4.1. Основные функции бортовой аппаратуры и оборудования | 39 |
| 2.4.2. Система централизованного контроля и управления | 40 |
| 2.4.3. Система управления движением | 41 |
| 2.4.4. Радиотехнические системы | 42 |
| 2.4.5. Система электропитания | 43 |
| 2.4.6. Система терморегулирования | 44 |

| | | |
|---------|---|----|
| 2.4.7. | Системы обеспечения жизнедеятельности. | 45 |
| 2.4.8. | Санитарно-гигиеническая система. | 47 |
| 2.4.9. | Система медицинского обеспечения | 48 |
| 2.4.10. | Средства выхода из гермоотсеков | 48 |
| 2.4.11. | Система обеспечения пожарной безопасности | 49 |
| 2.4.12. | Система противометеорной защиты | 50 |
| 3. | Марсианский посадочный корабль (МПК) | 52 |
| 3.1. | Назначение. | 52 |
| 3.2. | Особенности конструкции и компоновки. | 52 |
| 3.3. | Выбор аэродинамической формы. | 56 |
| 3.4. | Состав и массовая сводка. | 57 |
| 3.5. | Программа работы. | 61 |
| 4. | Корабль возвращения на Землю (КВЗ) | 65 |
| 4.1. | Назначение. | 65 |
| 4.2. | Основные особенности возвращаемого аппарата (ВА). | 65 |
| 4.3. | Особенности конструкции и теплозащиты | 72 |
| 4.4. | Состав и массовая сводка. | 76 |
| 4.5. | Основные особенности антенно-шлюзового отсека | 78 |
| 4.6. | Состав и массовая сводка антенно-шлюзового отсека | 79 |
| 5. | Ядерная электрореактивная двигательная установка (ЯЭРДУ) | 80 |
| 5.1. | Назначение. | 80 |
| 5.2. | Основные характеристики | 80 |
| 5.3. | Особенности конструкции и компоновки. | 81 |
| 5.4. | Состав и массовая сводка. | 84 |
| 5.5. | Состояние работ и основные проблемы создания ядерных электрореактивных двигательных установок. | 84 |
| 6. | Научные задачи экспедиции на Марс. | 87 |
| 7. | План работ | 89 |
| 8. | Вопросы международной кооперации | 92 |
| | Выводы. | 94 |
| | Приложение 1. | 98 |

ВВЕДЕНИЕ

Организация экспедиции на Марс является одним из ключевых этапов космонавтики. Первый межпланетный полет можно считать важным событием истории человечества, и к этим работам будет приковано внимание всей мировой общественности.

Сегодня, когда наша страна прилагает огромные усилия по переводу мирового промышленного и интеллектуального потенциала на мирные рельсы, международная программа полета представителей Земли на планету Солнечной системы может стать альтернативой программе "Звездных войн". Сам факт широкого оповещения мировой общественности о работах в Советском Союзе по программе полета человека на Марс будет иметь большой политический резонанс.

Полет экспедиции на Марс позволит выполнить программу научных исследований, которая в комплексе с исследованиями с помощью автоматических аппаратов позволит получить принципиально новые данные в области планетологии. Проведение астрофизических исследований с помощью научных инструментов, установленных в экспедиционном комплексе, является одной из важных задач экспедиции.

Успехи советской космической техники уже сегодня позволяют начать подготовку к организации марсианской экспедиции. В настоящее время на стадии летно-космических испытаний находится новая ракета-носитель высокой грузоподъемности "Энергия", которая может использоваться для выведения составных частей марсианского экспедиционного корабля, а также разрабатывается новая модификация этой ракеты-носителя "Вулкан". Успешно выполняется сборка на орбите сложных многоблочных комплексов. Накоплен опыт длительного полета человека в космическом пространстве и отработаны системы, обеспечивающие такой полет на орбитальных станциях "Салют" и "Мир". Получен опыт спуска в атмосфере Земли, в том числе со второй космической скоростью на аппарате "Зонд".

Главной проблемой организации экспедиции на Марс является создание высокоэффективных двигательных установок для межпланетных перелетов. Такой установкой является ядерная электро-реактивная установка. В настоящее время на этапе опытно-конструкторских работ находится ядерная электрореактивная установка изд.17Ф11 электрической мощностью 0,5 МВт. При физико-энергетическом институте Министерства среднего машиностроения создается экспериментальная база для отработки таких установок.

Опыт советской космической техники и имеющийся научно-производственный задел позволяют планировать экспедицию на Марс в период 2000-2005 годов, при этом, даже в случае широкого участия в этой программе развитых капиталистических стран, советская космонавтика сможет занимать в подготовке экспедиции на Марс ключевые позиции, используя 30-летний опыт решения принципиальных проблем пилотируемых полетов.

В настоящих материалах использовались результаты работ, проводимых ранее в НПО "Энергия" по проектам пилотируемых экспедиций на Марс (Аванпроект по ракетно-космическому комплексу Н1-М, 1969 г.; Технические предложения по ракетно-космическому комплексу "Вулкан", 1984 г.).

1. МАРСИАНСКИЙ ЭКСПЕДИЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС (МЭК)

1.1. Выбор состава

При выборе состава комплекса была принята схема, когда посадку на Марс выполняет не весь комплекс, а его часть - марсианский посадочный корабль. На орбите Марса остается основная часть комплекса, к которому и стыкуется возвращаемый блок посадочного корабля после окончания работ на поверхности Марса.

Из условия упрощения комплекса было принято также положение, что в процессе торможения у Земли при возвращении от Марса используется земная атмосфера, и экипаж возвращается на Землю в отдельном корабле с теплозащитой.

Таким образом, корабельная часть комплекса состоит из трех кораблей: марсианского орбитального корабля (МОК), здесь экипаж работает в течение всего времени экспедиции; марсианского посадочного корабля (МПК), в нем часть экипажа совершает посадку на Марс и возвращается на орбиту Марса; корабля возвращения на Землю (КВЗ), в нем экипаж спускается в атмосфере Земли при возвращении.

Характеристики корабельной части комплекса практически не зависят от схем построения экспедиции и типов двигательных установок, обеспечивающих транспортировку кораблей. Поэтому при рассмотрении возможных схем организации экспедиции параметры кораблей в первом приближении не варьировались.

Характеристики марсианского орбитального корабля определяются, в основном, общим временем экспедиции и числом членов экипажа. Задача МОК - обеспечить работоспособность и безопасность полета экипажа и управление системами комплекса.

Характеристики марсианского посадочного корабля определяются числом членов экипажа, совершающих посадку на поверхность Марса и взлет с поверхности на орбиту Марса.

Для доставки составных частей марсианского экспедиционного комплекса рассматривалось использование ракет-носителей "Энергия".

Использование ракет-носителей "Вулкан" позволит уменьшить количество стыкуемых на орбите блоков и увеличить высоту монтажной орбиты для упрощения решения проблем, связанных с безопасностью доставки на орбиту ядерных систем.

Рассмотрено пять опорных вариантов построения схемы организации экспедиции и состава комплекса (см. рис. 1 а, б, в). Эти варианты отличаются типом разгонных блоков, обеспечивающих полет по межпланетной траектории (ядерная электрореактивная, ядерная ракетная и жидкостная реактивная двигательные установки), по месту сборки комплекса на орбите около Земли или орбите около Марса и по количеству комплексов, стартующих к Марсу.

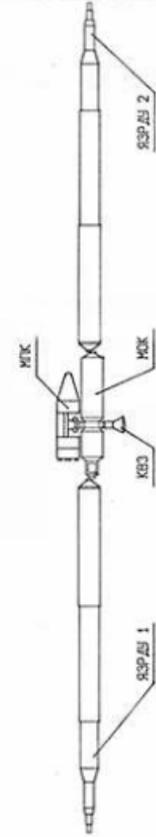
Первый вариант. Сборка всего комплекса производится на околоземной орбите, и к Марсу стартует единый комплекс, использующий в качестве разгонного блока две ядерные электрореактивные двигательные установки. В составе комплекса: марсианский орбитальный корабль с экипажем, марсианский посадочный корабль, корабль возвращения к Земле и две ядерные электрореактивные двигательные установки (ЯЭРДУ-1 и ЯЭРДУ-2), обеспечивающие полет комплекса по траекториям Земля-Марс-Земля.

Второй вариант. На орбите спутника Земли собирается два комплекса, которые по отдельности стартуют к Марсу и стыкуются вместе на орбите около Марса. Оба комплекса используют в качестве разгонного блока ядерные электрореактивные двигательные установки.

В составе первого комплекса: марсианский орбитальный корабль с экипажем, корабль возвращения к Земле и две

Состав марсианского экспедиционного комплекса

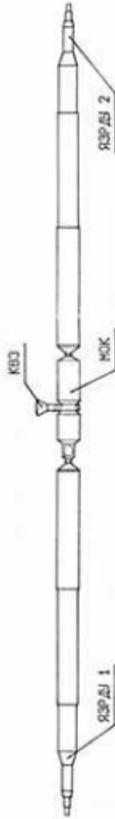
Вариант 1 Единый комплекс с ЯЗРДУ мощностью 7.5 МВт



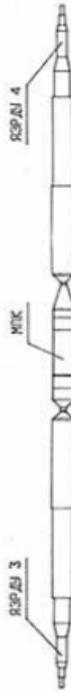
- 1 Общая начальная масса - 430т
- 2 Количество пусков ракеты-носителя "Энергия" - 5
- 3 Количество стыковок на орбите около Марса - 1 (с МКК)
- 4 Безопасность экипажа обеспечивается разбрызгиванием биологической усадки без стыковки комплексов на орбите около Марса
- 5 Необходимо решение проблемы создания ЯЗРДУ большой мощности

Вариант 2 Два комплекса с ЯЗРДУ мощностью 6 МВт

Орбитальный комплекс



Посадочный комплекс



- 1 Общая начальная масса - 500т
- 2 Количество пусков ракеты-носителя "Энергия" - 6
- 3 Количество стыковок на орбите около Марса - 2 (с МКК)
- 4 Безопасность экипажа обеспечивается разбрызгиванием биологической усадки без стыковки комплексов на орбите около Марса
- 5 Необходимо решение проблемы создания ЯЗРДУ большой мощности

Рис 1 а

ядерные электрореактивные двигательные установки (ЯЭРДУ-1 и ЯЭРДУ-2), обеспечивающие полет комплекса к Марсу и возвращение его к Земле.

В составе второго комплекса: марсианский посадочный комплекс и две ядерные электрореактивные двигательные установки (ЯЭРДУ-3 и ЯЭРДУ-4), обеспечивающие доставку марсианского посадочного комплекса на орбиту Марса.

Третий вариант. На орбите спутника Земли собирается три комплекса, которые по отдельности стартуют к Марсу и стыкуются поочередно на орбите спутника Марса. Все три комплекса используют в качестве разгонных блоков ядерные электрореактивные двигательные установки. Особенностью этого варианта является то, что эти установки имеют пониженную мощность (около 1 Мвт).

В составе первого комплекса: марсианский орбитальный корабль с экипажем, корабль возвращения к Земле, две ядерные электрореактивные двигательные установки (ЯЭРДУ-1 и ЯЭРДУ-2), обеспечивающие только полет на орбиту Марса.

В составе второго комплекса: марсианский посадочный корабль и две ядерные электрореактивные двигательные установки (ЯЭРДУ-3 и ЯЭРДУ-4), обеспечивающие полет марсианского посадочного корабля на орбиту Марса.

В составе третьего комплекса: две ядерные электрореактивные двигательные установки (ЯЭРДУ-5 и ЯЭРДУ-6), и дополнительный бак с рабочим телом. Эти установки обеспечивают свой полет на орбиту Марса и возвращение к Земле марсианского орбитального корабля с экипажем после стыковки с ядерными электрореактивными двигательными установками.

Четвертый вариант. На орбите спутника Земли собирается единый экспедиционный комплекс, включающий ядерные ракетные блоки с

Вариант 3 Три комплекса с ЯЗРДУ мощностью 1 МВт

Орбитальный комплекс с ЯЗРДУ вставки МОК к Марсу



Посадочный комплекс с ЯЗРДУ вставки МПК к Марсу

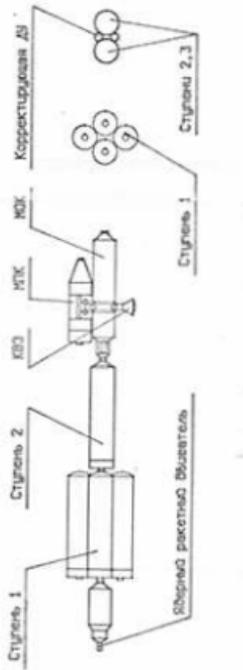


Энергетический комплекс с ЯЗРДУ вставки МОК от Марса



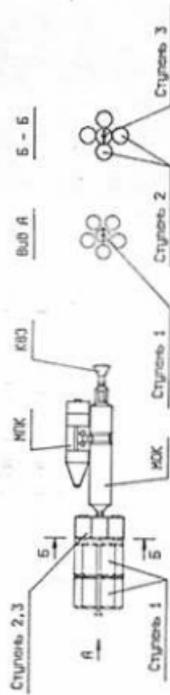
- 1 Общее начальная масса - 710 т
- 2 Количество парков ракет-носителей "Энергия" - 9
- 3 Количество стоек-бок на орбите около Марса - 4 (по 1 шт. с МПК, 2 с ЯЗРДУ)
- 4 Возможность экипажа обеспечивается разбрызгиванием выделенной установки при условии целевой стыковки на орбите около Марса
- 5 Используются ЯЗРДУ, принятые к опытно-конструкторской разработке

Вариант 4 Единый комплекс с ЯРДУ



- 1 Общ. полезная масса – 700т
- 2 Количество пустых ракет-носителей "Энергия" – 8
- 3 Количество ступеней на орбите около Марса – 1 (с МКК)
- 4 Безопасность экипажа обеспечена из-за отсутствия разрядов в ракетных блоках и энергосистемах
- 5 Необходимо решение проблем по хранению и проверке межблочных выкатных устройств

Вариант 5 Единый комплекс с ЖРДУ



- 1 Общ. полезная масса – 1700т
- 2 Количество пустых ракет-носителей "Энергия" – 20
- 3 Количество ступеней на орбите около Марса – 1 (с МКК)
- 4 Обеспечение безопасности экипажа обеспечено из-за отсутствия разрядов в ракетных блоках
- 5 Необходимо решение проблем хранения и проверки межблочных выкатных устройств

непосредственным преобразованием тепловой энергии в энергию газовой струи. Эти ракетные блоки используются для выхода комплекса на траекторию полета к Марсу, перехода на рабочую орбиту около Марса, выхода на траекторию возвращения комплекса к Земле и обеспечения условия входа корабля в плотные слои атмосферы Земли при посадке.

Пятый вариант. На орбите спутника Земли собирается единый экспедиционный комплекс с ракетными жидкостно-ракетными блоками, используемыми на всех участках траектории полета Земля-Марс-Земля.

При анализе вариантов рассматривались траектории полета к Марсу с использованием гравитационного поля Венеры для экономии рабочего тела. В вариантах с ЯРДЭУ использование гравитационного поля Венеры не учитывалось из-за относительно меньшего его влияния на выходные характеристики комплекса для упрощения схемы полета и расширения "окон" старта.

Анализ опорных вариантов показал, что основным достоинством первого варианта является сравнительная простота схемы полета: старт к Марсу производится в едином комплексе после его сборки на орбите около Земли и проверки готовности к полету.

Безопасность экипажа обеспечивается за счет того, что обе двигательные установки способны как доставить экипаж на орбиту Марса, так и вернуть его к Земле с любой точки межпланетной траектории, причем это обеспечивается и одной из двух независимых двигательных установок. В случае отказа одной из установок другая обеспечивает возвращение экипажа, в том числе - с орбиты около Марса, за счет увеличения длительности полета.

Однако, для реализации экспедиции необходимо решить проблему создания ядерной электрореактивной двигательной установки высокой мощности (7,5 МВт) с достаточно совершенными массовыми

характеристиками. Для реализации этого варианта требуется 5 пусков ракеты-носителя "Энергия".

Особенностью второго варианта является некоторое усложнение схемы полета: необходима стыковка на орбите спутника Марса. Однако, необходимость этой стыковки не связана с возвращением экипажа в случае возникновения каких-либо нештатных ситуаций, так как ядерные электрореактивные двигательные установки комплекса, в котором находится экипаж, обеспечивают полет по траектории Земля-Марс-Земля аналогично первому варианту. Достоинством варианта является наличие резервов во втором комплексе, которые позволяют увеличить оснащенность марсианского посадочного комплекса в направлении увеличения программы научных исследований и надежности. Для реализации этого варианта требуется 6 пусков ракеты-носителя "Энергия". В случае максимального использования возможности ядерных электрореактивных двигательных установок второго комплекса общее число пусков ракеты-носителя "Энергия" может быть увеличено до 8.

Третий вариант наиболее сложен с точки зрения операции на орбите спутника Марса. Главным его недостатком является необходимость стыковки комплекса, в котором экипаж направляется к Марсу, с комплексом, который обеспечивает его возвращение к Земле. Эта стыковка должна быть проведена на орбите спутника Марса. Главное достоинство этого варианта - использование ядерной электрореактивной установки изд. 17Ф11, находящейся на стадии опытно-конструкторской разработки. Для реализации этого варианта требуется 9 пусков ракеты-носителя "Энергия", без учета необходимого резервирования комплексов на случай нестыковки на орбите около Марса.

Особенностью четвертого варианта является большая начальная масса комплекса (по данным НИИТП - 700т на орбите около Земли; для сборки комплекса требуется минимум 8 пусков ракеты-носителя "Энергия"). Основными проблемами реализации этого варианта являются потребность в больших объемах полезного груза для

размещения водородных баков и обеспечения длительного хранения криогенного водорода в полете. Именно требуемые объемы полезного груза для размещения баков с водородом определяют необходимое число пусков ракет-носителей.

Главные достоинства этого варианта - более короткий срок экспедиции (660 суток) и малое время нахождения экипажа в радиационных поясах Земли. Состояние дел и проблематика этого варианта приведены в приложении 1.

Пятый вариант с жидкостно-ракетными блоками на низкокипящих компонентах (кислород-водород) представляет интерес аналогично четвертому. Однако, для его реализации требуется наибольшая начальная масса (не менее 1700 т), которая может быть собрана полностью на ОИСЗ в результате 20 пусков ракеты-носителя "Энергия". Это потребует значительного подготовительного периода и усложнения проблем, связанных с длительным хранением низкокипящих компонентов топлива.

На основании рассмотренных вариантов для дальнейшей проработки предлагается первый вариант. Этот вариант характеризуется достаточно простой схемой полета, приемлемым уровнем безопасности экипажа, так как даже при отказе одной из двух независимых двигательных установок обеспечивается возвращение экипажа. Этот вариант требует минимального количества запусков ракет-носителей "Энергия".

Необходима концентрация усилия на решении проблемы создания ядерных электрореактивных двигательных установок большой мощности (7,5 МВт).

Далее материалы приводятся только для выбранного варианта построения марсианского экспедиционного комплекса (см. вариант 1 рис. 1а).

1.2. Основные характеристики марсианского экспедиционного комплекса

| | |
|---|-------|
| 1. Количество членов экипажа экспедиции, чел. | 4 |
| 2. Количество членов экипажа, совершающих посадку на поверхность Марса, чел. | 2 |
| 3. Количество запусков ракеты-носителя "Энергия" для организации экспедиции | 5 |
| 4. Общая масса комплекса, стартующего к Марсу, т | 428 |
| 5. Масса марсианского орбитального корабля, т | 80 |
| 6. Масса марсианского посадочного корабля, т | 60 |
| 7. Масса корабля возвращения на Землю, т | 10 |
| 8. Масса конструкции ядерных электрореактивных двигательных установок, т | 45x2 |
| 9. Масса рабочего тела (лития) ядерных электрореактивных установок, т | 89x2 |
| 10. Длина марсианского экспедиционного комплекса, м | 200 |
| 11. Максимальный поперечный размер марсианского экспедиционного комплекса, м | 16 |
| 12. Суммарная электрическая мощность ядерных электрореактивных установок, МВт | 7,5x2 |
| 13. Общее время экспедиции, сут | 716 |
| 14. Время нахождения комплекса на орбите Марса, сут | 30 |
| 15. Время работы экипажа на поверхности Марса, сут | 7 |

1.3. Схема полета

1.3.1. Сборка марсианского комплекса на орбите около Земли (см. рис. 2а, 2б, 3 и 4)

Первым на орбиту спутника Земли выводится марсианский орбитальный корабль без экипажа. Высота монтажной орбиты 400 км.

Схема сборки марсианского экспедиционного комплекса

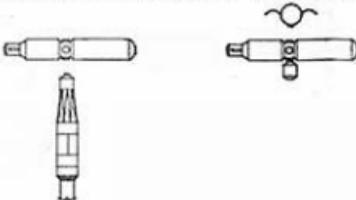
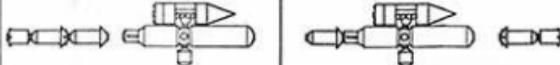
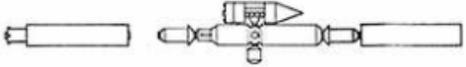
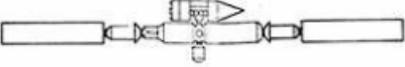
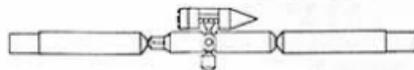
| Номер пуьска ракеты- носителя "Энергия" | Выведение и стыковка на орбите | Конфигурация комплекса на орбите |
|---|---|--|
| 1. | <p>Доставка марсианского орбитального корабля</p>  |  |
| 2. | <p>Доставка марсианского посадочного корабля и корабля возвращения на Землю</p>  | <p>Марсианский посадочный корабль</p>  <p>Корабль возвращения на Землю</p> |
| 3. | <p>Доставка дополнительных баков с топливом</p>  | <p>Дополнительные баки с топливом</p>  |

Рис. 2 а

| | | |
|----|--|--|
| 4. | <p>Доставка ядерной электрореактивной двигательной установки 1</p>  |  |
| 5. | <p>Доставка ядерной электрореактивной двигательной установки 2</p>  |  |

Сборка ядерных электрореактивных
двигательных установок с дополнительными баками



Марсианский экспедиционный комплекс в разобранном виде

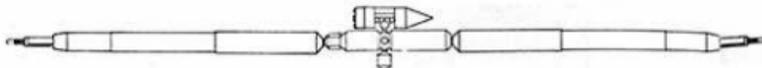
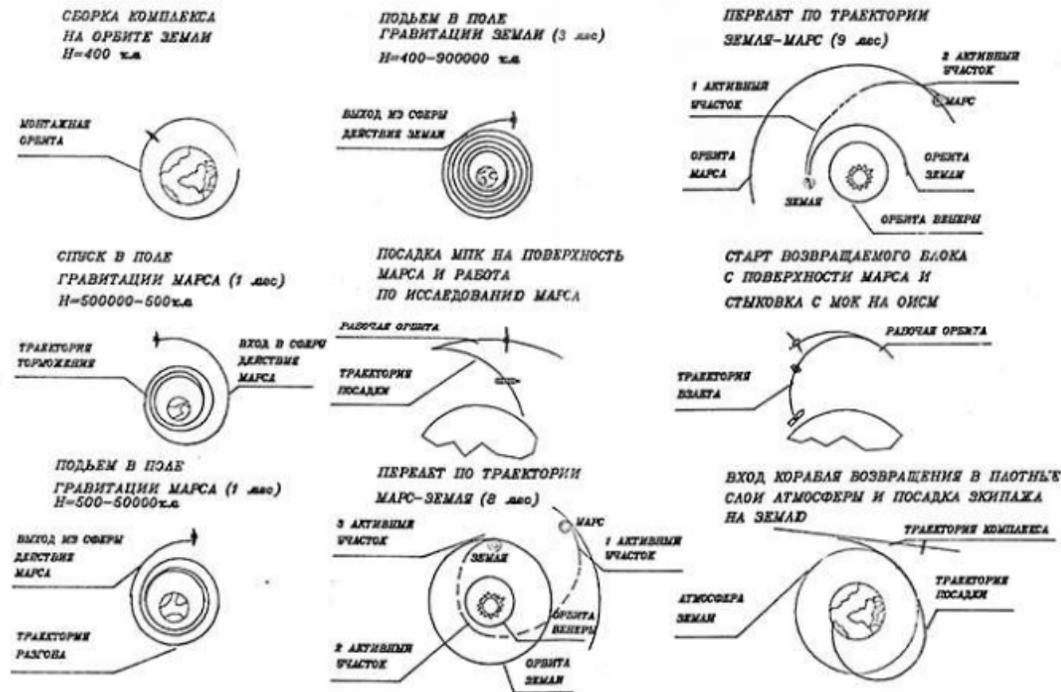


Рис. 2 б

ПРОГРАММА ЭКСПЕДИЦИИ НА МАРС



ТРАЕКТОРИЯ ДЛЯ ЭКСПЕДИЦИИ С ЯДЕРНОЙ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

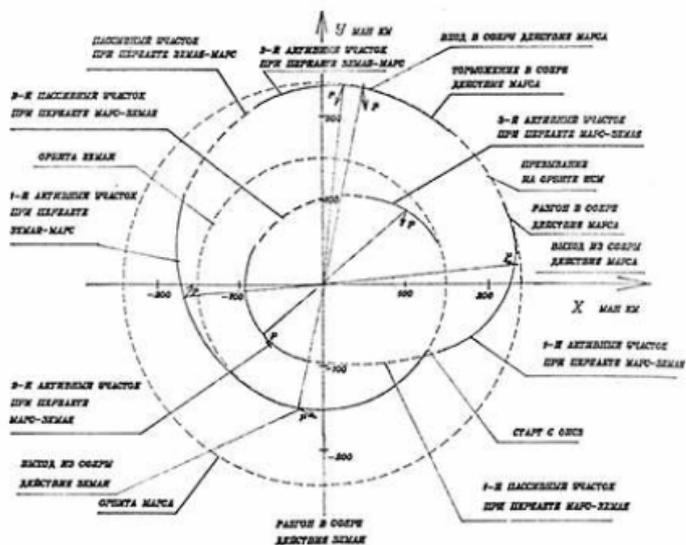


РИС 4

Затем выводятся одним пуском ракеты-носителя марсианский посадочный корабль и корабль возвращения на Землю. С помощью навесного отсека стыковки выполняется поочередная стыковка марсианского посадочного корабля и корабля возвращения на Землю к боковым стыковочным агрегатам марсианского орбитального корабля.

Следующим запуском выводятся два бака с рабочим телом. Эти баки с помощью навесных отсеков стыковки соединяются с торцами марсианского орбитального корабля. Они являются дополнительными баками ядерной электрореактивной двигательной установки. Одним запуском ракеты-носителя невозможно вывести и двигательную установку и все рабочее тело, необходимое для экспедиции.

Следующими двумя пусками ракеты-носителя выводятся две двигательные установки ЯЭРДУ-1 и ЯЭРДУ-2. Они также с помощью навесных отсеков стыкуются с торцевыми стыковочными агрегатами, установленными на баках с рабочим телом.

После окончания сборки на межпланетный экспедиционный комплекс доставляется экипаж. Экипаж может доставляться любым находящимся в эксплуатации пилотируемым кораблем ("Союз-ТМ", орбитальный корабль "Буран", "Заря" и т.д.).

После этого производится раздвижение радиаторов ЯЭРДУ с помощью тросовых систем, при этом радиаторы двигательных установок занимают рабочее положение. В этой операции экипаж при необходимости может принимать непосредственное участие.

Общий вид МЭК и составы выводимых блоков приведены на рис. 5, 6.

1.3.2. Подъем на орбиту старта к Марсу

После проверки функционирования всех систем марсианского экспедиционного комплекса производится его подъем с опорной орбиты на орбиту старта к Марсу.

В течение около 3 месяцев работают двигатели обеих двигательных установок.

Общий вид марсианского экспедиционного комплекса



Основные характеристики

| | | | |
|---|--------|--|-----------|
| Начальная масса комплекса | 428 т | Электрическая мощность ядерной электрореактивной выживательной установки | 7,5 МВт•2 |
| в том числе : | | Количество членов экипажа экспедиции | 4 чел. |
| Марсианский орбитальный корабль | 80 т | Количество членов экипажа, совершивших посадку на поверхность Марса | 2 чел. |
| Марсианский посадочный корабль | 60 т | Общая продолжительность экспедиции | 716 суток |
| Корабль возвращения на Землю | 10 т | Время нахождения комплекса на орбите Марса | 30 суток |
| Ядерная электрореактивная выживательная установка | 45 т•2 | Время нахождения экипажа на поверхности Марса | 7 суток |
| Масса топлива | 178 т | | |
| Количество запусков ракеты-носителя "Энергия" | 5 | | |

Компоновка составных частей комплекса



в головном блоке



Тяга направлена перпендикулярно местной вертикали и лежит в плоскости орбиты в направлении разгона. При этом МЭК движется по раскручивающейся спирали вокруг Земли.

Особенностью этого участка полета является то, что в течение первого месяца комплекс движется в зоне радиоактивных поясов, и для обеспечения безопасности экипажа ему необходимо основное время проводить в радиационном убежище; экипаж может проводить работы во всех помещениях марсианского экспедиционного комплекса, но время этих работ строго ограничено для того, чтобы интегральная доза радиации была в пределах допустимой.

1.3.3. Полет по траектории Земля-Марс

Последняя часть "моторного" участка обеспечивает приращение скорости для выхода на расчетную траекторию Земля-Марс. При этом марсианский экспедиционный комплекс ориентируется таким образом, чтобы вектор тяги занимал определенное положение относительно Солнца и плоскости орбиты Земли.

На гелиоцентрической орбите перелета Земля-Марс предусматривается коррекция этой орбиты с использованием ЯЭРДУ. Расчет траектории и параметров коррекции производится наземными средствами и средствами автономной навигации марсианского экспедиционного комплекса. Время этого участка около 9 мес.

В районе Марса включаются двигатели ЯЭРДУ для обеспечения перехода на гелиоцентрическую орбиту, близкую к орбите Марса, и для выхода на орбиту спутника Марса.

1.3.4. Спуск на рабочую орбиту около Марса

Для спуска на рабочую орбиту около Марса двигатели ЯЭРДУ включаются на торможение. Направление тяги перпендикулярно местной вертикали в плоскости орбиты около Марса. Траектория спуска - свертывающаяся спираль. Время этого участка около 1 мес.

1.3.5. Операции на рабочей орбите около Марса

На рабочей орбите проводится проверка готовности марсианского посадочного корабля (МПК) к спуску на поверхность Марса, после чего экипаж МПК (2 человека) занимает свои места, производится отделение МПК и его посадка на поверхность. В составе МПК имеется взлетная ракета для возвращения на марсианский орбитальный корабль.

В процессе посадки могут быть использованы средства наведения на особо интересный район, оставленные на поверхности при выполнении программы исследования Марса автоматическими аппаратами.

Экипаж проводит исследовательские работы на поверхности Марса в течение 7 суток. При необходимости могут быть использованы средства передвижения, доставленные на поверхность по программе исследования автоматическими аппаратами.

После окончания работ на поверхности Марса экипаж марсианского посадочного корабля на взлетной ракете стартует с поверхности Марса и стыкуется с марсианским орбитальным кораблем (МОК).

Экипаж переходит в МОК, а кабина взлетной ракеты вместе с последней ступенью ракеты отделяется от МОК, и марсианский экспедиционный комплекс готовится к старту к Земле.

1.3.6. Подъем на орбиту старта к Земле

Подъем на орбиту старта к Земле выполняется аналогично операции подъема орбиты у Земли. Тяга двигателя ЯЭРДУ направлена перпендикулярно местной вертикали и на разгон в плоскости орбиты. Траектория - раскручивающаяся спираль. Время разгона около месяца.

1.3.7. Полет по траектории Марс-Земля

Последняя часть "моторного" участка обеспечивает приращение скорости, выводящее марсианский экспедиционный комплекс на гелиоцентрическую орбиту перелета к Земле.

Предусматривается коррекция орбиты для обеспечения заданного коридора и заданной скорости входа корабля возвращения на Землю в плотные слои атмосферы. После отделения КВЗ производится коррекция с помощью ЯЭРДУ, обеспечивающая прохождение марсианского экспедиционного комплекса мимо Земли (гарантирующая незахват реакторов атмосферой после отделения корабля возвращения на Землю). Время полета около 8 месяцев.

1.3.8. Торможение в атмосфере Земли и посадка

Вход возвращаемого аппарата производится со скоростью 13.5 км/сек. При торможении в атмосфере используется двухкратный вход в атмосферу (с одним отражением от верхних слоев атмосферы). Спуск в атмосфере производится с управляемым аэродинамическим качеством.

Спуск аналогичен спуску возвращаемого аппарата корабля "Зонд", отработанного в 1967 году на траектории полета от Луны.

После посадки экипаж остается внутри возвращаемого аппарата до эвакуации аппарата и временной изоляции его в карантинном сооружении.

Основные результаты баллистических расчетов (полетные характеристики)

| | |
|---|-----|
| 1. Начальная масса, т | 428 |
| в том числе: | |
| 1.1. Марсианский орбитальный корабль, т | 80 |
| 1.2. Марсианский посадочный корабль, т | 60 |
| 1.3. Корабль возвращения на Землю, т | 10 |

| | | |
|------|---|--------|
| 1.4. | Ядерная электрореактивная двигательная установка, т | 45x2 |
| 1.5. | Топливные отсеки, т | 10 |
| 1.6. | Топливо, т | 178 |
| | в том числе: | |
| | - разгон у Земли, т | 38 |
| | - 1-й активный участок Земля-Марс, т | 23 |
| | - 2-й активный участок Земля-Марс, т | 33 |
| | - торможение у Марса, т | 15 |
| | - маневрирование на орбите Марса, т | 2 |
| | - разгон у Марса, т | 11 |
| | - 1-й активный участок Марс-Земля, т | 41 |
| | - 2-й активный участок Марс-Земля, т | 11 |
| | - 3-й активный участок Марс-Земля, т | 4 |
| 2. | Характеристики ядерной электрореактивной двигательной установки | |
| 2.1. | Электрическая мощность, МВт | 7,5x2 |
| 2.2. | Реактивная мощность, МВт | 5,25x2 |
| 2.3. | Тяга, кГ | 15,6x2 |
| 2.4. | Удельный импульс, сек | 7000 |
| 2.5. | КПД движителя | 0,7 |
| 2.6. | Расход топлива, т/сут | 0,385 |
| 2.7. | Время работы, сут | 458 |
| 2.8. | Количество двигательных установок | 2 |
| 2.9. | Удельный вес, кг/кВт эл. | 6,0 |
| 3. | Длительность экспедиции, сут | 716 |
| | в том числе: | |
| 3.1. | Разгон у Земли, сут | 100 |
| 3.1. | Перелет Земля-Марс, сут | 270 |
| | в том числе: | |
| | - 1-й активный участок, сут | 60 |
| | - пассивный участок, сут | 123 |
| | - 2-й активный участок, сут | 87 |

| | | |
|------|---|-------|
| 3.3. | Торможение у Марса, сут | 38 |
| 3.4. | Пребывание на рабочей орбите Марса, сут | 30 |
| 3.5. | Разгон у Марса, сут | 28 |
| 3.6. | Перелет Марс-Земля, сут | 250 |
| | в том числе: | |
| | - 1-я активный участок, сут | 107 |
| | - 1-я пассивный участок, сут | 56 |
| | - 2-я активный участок, сут | 28 |
| | - 2-я пассивный участок, сут | 49 |
| | - 3-я активный участок, сут | 10 |
| 4. | Характеристическая скорость, м/сек | 41430 |
| | в том числе: | |
| 4.1. | Разгон у Земли, м/сек | 6390 |
| 4.2. | 1-я активный участок Земля-Марс, м/сек | 4180 |
| 4.3. | 2-я активный участок Земля-Марс, м/сек | 6470 |
| 4.4. | Торможение у Марса, м/сек | 3150 |
| 4.5. | Маневрирование на орбите спутника Марса, м/сек | 500 |
| 4.6. | Разгон у Марса, м/сек | 3000 |
| 4.7. | 1-я активный участок Марс-Земля, м/сек | 12520 |
| 4.8. | 2-я активный участок Марс-Земля, м/сек | 3790 |
| 4.9. | 3-я активный участок Марс-Земля, м/сек | 1430 |

1.4. Общая компоновка марсианского экспедиционного комплекса

Выбранная схема построения марсианского экспедиционного комплекса включает в себя следующий состав комплекса:

- марсианский орбитальный корабль;
- марсианский посадочный корабль;
- корабль возвращения на Землю;

- ядерные электрореактивные двигательные установки.

Для обеспечения выхода из нештатных ситуаций, включая отказ ядерных электрореактивных двигательных установок, предусматриваются две одинаковые ЯЭРДУ, работающие одновременно.

В случае отказа одной из них на любом участке полета вторая должна обеспечить решение задачи по возвращению марсианского орбитального корабля на Землю, в том числе - отстыковку марсианского посадочного корабля, даже если отказ произошел до выхода на рабочую орбиту около Марса.

Эти соображения во многом определяют общую компоновку марсианского экспедиционного комплекса.

На комплексе требуется защита экипажа от радиации реакторов. Для того, чтобы масса этой защиты была минимальной, используется теневая защита в минимально допустимом телесном угле.

Для обеспечения этого условия компоновка комплекса должна быть по возможности вытянутой с расположением двух ЯЭРДУ по противоположным торцам марсианского орбитального корабля.

Размещение марсианского посадочного корабля выбирается таким образом, чтобы его отстыковка не нарушала целостности конструкции остальной части комплекса. Поэтому размещение МОК и МПК по схеме "тандем" неприемлемо, так как им не обеспечивается возвращение комплекса к Земле при отказе одного ЯЭРДУ с отделением марсианского посадочного корабля.

Отделение корабля возвращения на Землю также не должно нарушать целостности остальной части комплекса, так как желательно предусмотреть возможность коррекции траектории марсианского экспедиционного комплекса после отделения КВЗ для гарантированного увода комплекса с ЯЭРДУ от "захвата" земной атмосферой.

Изложенные соображения определяют общую компоновку МЭК, приведенную на рис. 5.

Два блока ЯЭРДУ устанавливаются по обоим торцам марсианского орбитального корабля. Марсианский посадочный корабль и корабль возвращения на Землю пристыкованы к боковым стыковочным агрегатам, причем, расположение МПК выбрано таким образом, чтобы поперечный размер экспедиционного комплекса был минимален. Именно при этом условии будет минимальной площадь "теневого" радиационной защиты.

Таким образом, схема МЭК является компромиссным результатом учета основных требований к общей компоновке марсианского экспедиционного комплекса.

1.5. Экономическая оценка работ

Оценка общей стоимости по составным частям марсианского экспедиционного комплекса проведена с учетом максимального использования задела по комплексу "Мир-2", накопленного при его разработке и развертывании. Результаты оценки приведены в таблице.

| Наименование работ | Стоимость разработки, млн. руб. | Стоимость изготовления, млн. руб. | Примечания |
|--|---------------------------------|-----------------------------------|--------------------------------------|
| 1 | 2 | 3 | 4 |
| 1. Разработка и изготовление марсианского орбитального корабля | 500 | 200 | Аналог - центральный блок "Мир-2" |
| 2. Разработка и изготовление марсианского посадочного корабля | 1500 | 200 | Разрабатывается вновь |
| 3. Разработка и изготовление корабля возвращения на Землю | 200 | 50 | Аналог - многоцелевой корабль "Заря" |

| 1 | 2 | 3 | 4 |
|--|------|----------------------------------|---|
| 4. Разработка и изготовление ядерной электро-реактивной двигательной установки | 1000 | 400 (комплект из 2-х изделий) | Аналог - ЯЭРДУ 17Ф11 |
| 5. Развертывание и сборка комплекса | - | 400 | 5 пусков ракет-носителей "Энергия", эксплуатация "Мир-2" в течение 1 года |
| 6. Эксплуатация и дооснащение наземного комплекса управления | 200 | 250 | В течение 3 лет |
| Итого: | 3400 | 1500 | |
| Всего, включая развертывание и сборку 2-х комплексов - 3000 и резерв - 1600 | | 8000 | |

Без использования комплекса "Мир-2" затраты на проведение экспедиции возрастут на 5,0 млрд руб., в том числе:

- разработка марсианского орбитального корабля на 1 млрд руб.;
- разработка ядерной электрореактивной двигательной установки на 1 млрд руб.;
- дооснащение и эксплуатация наземного комплекса управления на 0,5 млрд руб.;
- дооснащение производственной и экспериментальной базы на 1,5 млрд руб.

- развертывание и сборка (с учетом разработки средств сборки) на 1 млрд руб.

Представленные оценки получены в предположении использования тех же мощностей производственной и экспериментальной базы, тех же технических решений и элементной базы, что и при создании ОСЭЦ "Мир-2" и не учитывают ряд работ, связанных со спецификой межпланетных перелетов, объем которых может составить 4 млрд руб. (включая разработку научной аппаратуры, средств обеспечения экспедиции и др.).

Таким образом, стоимость осуществления Марсианской пилотируемой экспедиции с использованием задела по комплексу "Мир-2" составит примерно 12 млрд руб.

2. МАРСИАНСКИЙ ОРБИТАЛЬНЫЙ КОРАБЛЬ (МОК)

2.1. Назначение

Марсианский орбитальный корабль - центральная часть экспедиционного комплекса. В нем живет и работает экипаж в течение всей экспедиции. Здесь расположена вся основная аппаратура управления комплексом: радиокomплекс, система управления движением, система измерения, система терморегулирования, система распределения электропитания и управления аппаратурой и др.

На корабле установлены средства обеспечения жизнедеятельности экипажа: обеспечение газового состава, водообеспечения, пища, средства физической нагрузки, медицинская аппаратура и т.д.

2.2. Особенности конструкции и компоновки

При выборе конструкции и компоновки были приняты следующие основные принципы построения комплекса:

1. Секционирование отсеков для обеспечения безопасности экипажа и проведения работ по восстановлению герметичности, в случае необходимости.
2. В жилом объеме предусматриваются индивидуальные каюты для каждого члена экипажа, общий салон, зоны отдыха и работы.
3. Для обеспечения заданной радиационной безопасности при расположении индивидуальных кают и радиационного убежища предусматривается в максимальной степени использовать экранирующее свойство приборных зон корабля.
4. Для обеспечения ремонтно-профилактических работ все основное оборудование по возможности размещается внутри гермоотсека.

5. Обеспечивается доступ к приборам и агрегатам экипажа для обеспечения ремонта и замены отдельных блоков.
6. Компоновка гермоотсеков выполнена таким образом, чтобы был обеспечен, при необходимости, доступ к внутренней стороне оболочки для ее ремонта при разгерметизации.
7. Обеспечивается возможность перехода экипажа в марсианский посадочный корабль и корабль возвращения на Землю на любом этапе полета, в том числе для проведения профилактических работ.
8. Наружная поверхность гермоотсеков имеет экраны для обеспечения противометеорной защиты.
9. Для обеспечения возможности выхода космонавтов в открытого космос предусмотрена шлюзовая камера.

Конструкция марсианского посадочного корабля представляет собой цилиндр диаметром 4,1 м, разделенный на 3 отсека: жилой, шлюзовой и рабочий (см. рис. 7).

Корпус гермоотсеков выполнен из алюминиевого сплава, на внутренней его поверхности размещены трубопроводы термостатирования корпуса. Для обеспечения ремонтпригодности корпуса прорабатывается возможность (в отличие от существующей технологии) размещения трубопроводов на наружной поверхности гермоотсека.

Каждый из гермоотсеков корабля отделен друг от друга сферическими днищами, в которых предусмотрен люк с крышкой для секционирования отсеков.

Жилой отсек и рабочий отсек вместе с шлюзовым отсеком разделены двумя сферическими днищами. Поэтому некоторые виды испытаний, в частности, проверку герметичности, эти отсеки могут проходить автономно.

Размещение основного приборного оборудования в рабочем отсеке позволяет сократить длину кабельной сети.

Общая компоновка марсианского орбитального корабля

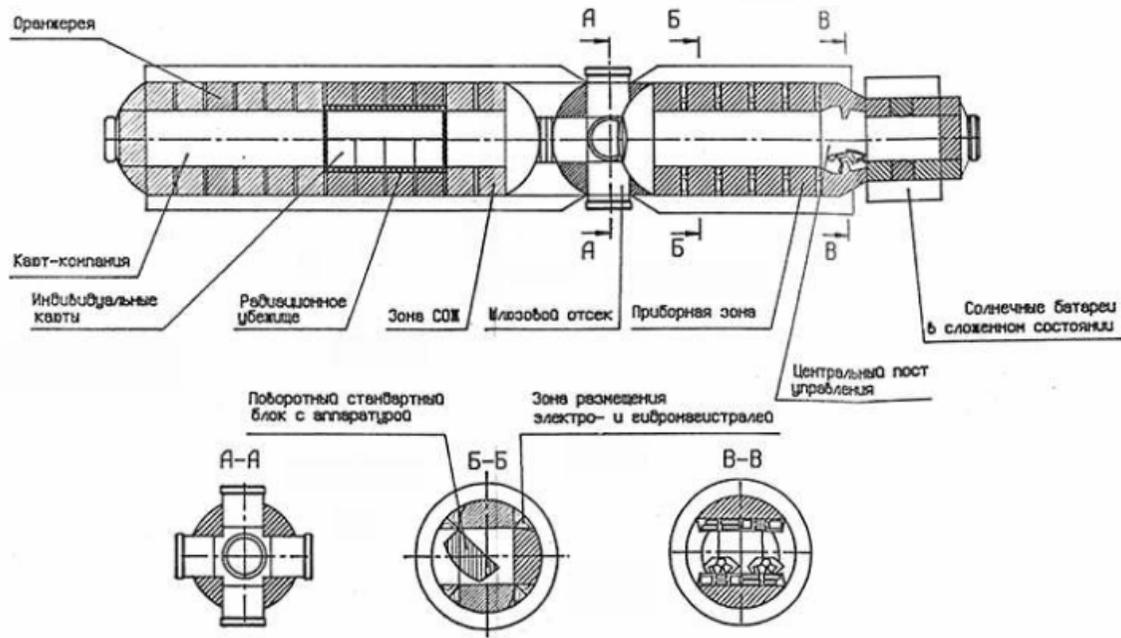


Рис. 7

Для обеспечения доступа к оболочке гермоотсека предусматривается посекционный отвод приборных рам. Этот отвод может использоваться для улучшения доступа к приборному оборудованию.

В жилом отсеке расположены индивидуальные каюты, радиационное убежище и служебная аппаратура, используемая также для дополнительной радиационной защиты экипажа с целью снижения интегральных доз облучения. Радиационное убежище в качестве материала защиты использует воду, которая после прохождения радиационных поясов может частично использоваться в системах обеспечения жизнедеятельности.

Радиационная безопасность экипажа при возникновении вспышек на Солнце обеспечивается нахождением экипажа в радиационном убежище и после полного расхода воды. В этом случае в качестве защиты используются брикеты с отходами. Общая объем приборного отсека 180 куб.м. Объем жилой зоны 60 куб.м. (каюты, радиационное убежище, ремонтная зона, дежурный пост управления).

В жилом отсеке размещаются также хранилища ЗИП, СОЖ, витаминная оранжерея для обеспечения витаминами экипажа в длительном полете. Здесь же установлены средства приготовления пищи, видеоаппаратура досуга, библиотека.

В шлюзовом отсеке расположены средства контроля герметичности и шлюзования.

Для обеспечения действия экипажа в нештатных ситуациях предусматриваются скафандры. Они расположены в рабочем и приборном отсеках (по 2 скафандра в каждом отсеке).

Аналогичным образом в обоих отсеках расположены средства первой необходимости, система ассенизации, пища, вода, система электролиза воды, утилизации углекислого газа, посты управления системами.

Внешняя часть оболочки закрыта противометеорными экранами и радиаторами системы терморегулирования, выполняющими также функцию противометеорных экранов.

На внешней части марсианского орбитального корабля размещены складывающиеся солнечные батареи для обеспечения корабля электропитанием до включения реакторов ЯЭРДУ на этапе сборки всего комплекса, являющиеся также аварийной системой энергоснабжения в полете; антенны радиосвязи с Землей и марсианским посадочным кораблем (при работе экипажа на поверхности Марса); датчиковая аппаратура ориентации и навигации.

В рабочем отсеке размещено основное приборное оборудование, центральная пост управления, посты управления системами и необходимые элементы системы обеспечения жизнедеятельности экипажа.

2.3. Состав и массовая сводка, кг

| | |
|---|------|
| 1. Экипаж | 320 |
| 2. Система централизованного контроля и управления | 3200 |
| - система сбора информации | 800 |
| - ЭВМ и модули обмена | 450 |
| - пульты управления | 300 |
| - силовая коммутация | 1200 |
| - информационные средства | 450 |
| 3. Система управления движением | 1160 |
| - аппаратура ориентации | 250 |
| - аппаратура навигации | 250 |
| - аппаратура ручного управления | 210 |
| - аппаратура сближения | 150 |
| - аппаратура управления двигателями | 300 |
| 4. Радиотехнические системы | 1000 |
| - аппаратура радиосистем | 300 |
| - аппаратура управления остроуправленными антеннами | 100 |

| | |
|---|-------|
| - телевизионная система | 200 |
| - антенно-фидерные устройства | 500 |
| 5. Система обеспечения жизнедеятельности | 27790 |
| - пища | 5500 |
| - аварийные запасы пищи | 1000 |
| - холодильники | 1100 |
| - оборудования приготовления пищи | 100 |
| - аппаратура очистки атмосферы от углекислоты | 560 |
| - блоки очистки атмосферы от микропримесей | 100 |
| - оборудование электролиза воды | 1260 |
| - система регенерации воды из конденсата | 970 |
| - система регенерации сангигиенической воды | 830 |
| - система регенерации воды из урины | 1850 |
| - запасы воды | 7800 |
| - аварийные запасы кислорода | 880 |
| - запасы воздуха | 750 |
| - воздухопроводы, система вентиляции | 400 |
| - душ, умывальное устройство | 530 |
| - одежда, средства личной гигиены, стиральная машина | 1600 |
| - моющие средства | 120 |
| - скафандры | 590 |
| - система заправки скафандров | 120 |
| - медицинская аппаратура, тренажные средства | 630 |
| - дозиметрическая и газоаналитическая аппаратура | 100 |
| - витаминная оранжерея | 500 |
| - система шлюзования | 500 |
| 6. Система терморегулирования | 3130 |
| - теплообменники, агрегаты, гидроблоки | 670 |
| - блоки управления | 260 |
| - теплоизоляция | 400 |
| - арматура, трубопроводы, теплоноситель | 900 |
| - радиаторы | 900 |

| | |
|--|-------|
| 7. Система освещения | 130 |
| 8. Система электропитания | 3600 |
| - солнечные батареи | 2000 |
| - приводы, блоки управления, преобразователи | 900 |
| - буферная батарея | 700 |
| 9. Противометеорная защита | 1100 |
| - конструкция экрана, камеры обнаружения пробоя | 900 |
| - контрольно-измерительная аппаратура | 200 |
| 10. Научная аппаратура | 2300 |
| - планетный длиннофокусный фотоаппарат | 600 |
| - телескопы | 800 |
| - научное оборудование (спектрометрическая аппаратура и др.) | 900 |
| 11. Система исполнительных органов | 4700 |
| - арматура, баки | 700 |
| - топливо | 2000 |
| - гиродины | 2000 |
| 12. Ремонтно-испытательное оборудование | 910 |
| 13. Бортовая кабельная сеть | 8000 |
| 14. Конструкция | 17700 |
| - гермоотсеки | 15200 |
| - рамы, интерьер | 2100 |
| - иллюминаторы | 400 |
| - наружные элементы конструкции | 1100 |
| - конструкция радиационного убежища | 700 |
| - элементы общей сборки | 2800 |
| 15. Резерв | 4600 |
| Общая масса корабля | 80000 |

2.4. Особенности систем

2.4.1. Основные функции бортовой аппаратуры и оборудования

В соответствии с назначением корабля и особенностями его работы бортовая аппаратура и оборудование обеспечивают следующие функции:

- ориентацию и управление движением корабля на всех участках полета, включая участки работы ЯЭРДУ;
- автономную (в том числе без участия Земли) навигацию;
- информационную и командную связь борт корабля - Земля, связь между отдельными частями корабля, в том числе и отделяемыми, в частности, марсианским посадочным комплексом;
- возможность управления с Земли (до посадки экипажа - основной режим работы, после посадки экипажа - резервня);
- выявление неисправностей отдельных приборов, агрегатов, систем, их проверку, ремонт и профилактическое обслуживание;
- электропитание бортовой аппаратуры и оборудования;
- поддержание теплового режима внутри герметичных отсеков корабля, элементов конструкции и оборудования, расположенных на внешних поверхностях корабля;
- обеспечение жизнедеятельности, медицинское обслуживание, поддержание нормальной работоспособности экипажа корабля;
- противометеорную защиту корабля;
- поддержание давления в гермоотсеках;
- выход членов экипажа в открытый космос для осмотра и проведения профилактических и ремонтных работ;
- противопожарную защиту;

- обеспечение радиационной безопасности;
- обеспечение экипажа технической информацией;
- обеспечение отдыха экипажа.

Следует отметить, что выполнение всех этих функций обеспечивается в течение 2...3 лет, на большом удалении от Земли. В связи с этим, ко всем системам предъявляются требования высокой надежности и ремонтнопригодности аппаратуры.

2.4.2. Система централизованного контроля и управления

В связи с большим объемом информационно-логических и вычислительных операций, требующихся для контроля и управления системами, а также в связи с большим объемом расчетных работ, проводимых экипажем, предусматривается система централизованного контроля и управления бортовыми системами.

Основными функциями системы являются:

- сбор, обработка и анализ информации от бортовых систем;
- управление бортовыми системами;
- выдача информации о работе бортовых систем экипажу;
- выдача информации о работе бортовых систем для передачи на Землю;
- решение навигационных задач и определение программы коррекции орбиты МЭК;
- выполнение тестовых проверок и испытание систем, отдельных подсистем, блоков;

В состав системы централизованного контроля и управления входят:

- бортовой вычислительный комплекс;
- аппаратура сбора информации;

- внешние накопители информации;
- пульты управления;
- силовая коммутационная аппаратура;
- библиотека с информацией справочного и развлекательного характера.

Управление всеми системами экипаж осуществляет с центрального поста управления. Предусматриваются отдельные пульты управления в шлюзовом отсеке, в каютах экипажа, в радиационном убежище с ограниченным объемом средств управления.

2.4.3. Система управления движением

Система предназначена для решения следующих задач:

- выполнение длительной постоянной ориентации марсианского экспедиционного комплекса в орбитальной системе координат около Земли и Марса на участках разгона и торможения около планет;
- выполнение ориентации всего комплекса в инерциальной системе координат на перелетных траекториях между Землей и Марсом, при проведении коррекции траектории;
- выполнение одноосной ориентации на Солнце на пассивных участках полета;
- управление ориентацией остронаправленных антенн в сеансах связи;
- обеспечение ориентации в процессе сближения марсианского посадочного корабля с марсианским экспедиционным комплексом;
- выполнение ориентации в орбитальной и инерциальной системах координат около Марса для проведения навигационных измерений и научных исследований;
- расчет корректирующих импульсов по данным средств автономной навигации;

- управление работой двигателей и ЯЭРДУ.

При сборке марсианского экспедиционного комплекса на околоземной орбите используется система навесных отсеков соответствующих блоков.

В состав системы входят датчиковая аппаратура ориентации и навигации, вычислительные средства с модулями обмена. В качестве исполнительных органов используются двигатели ЯЭРДУ и ЖРД.

2.4.4. Радиотехнические системы

Радиотехнические системы решают следующие задачи:

- обеспечение телефонной и фототелевизионной связи между Землей и марсианским экспедиционным комплексом на всех участках полета;
- получение с Земли на борт кодовой информации управления системами;
- передача телеметрической информации с борта на Землю о состоянии систем и медицинских параметров членов экипажа;
- обеспечение радиоконтроля траектории комплекса на всех участках полета для обеспечения необходимой коррекции траектории с Земли;
- обеспечение внутренней телефонной связи между отсеками, а также между космонавтами в скафандрах;
- обеспечение телефонной связи между марсианским орбитальным кораблем и марсианским посадочным кораблем;
- обмен кодовой информацией между МПК и МОК;
- получение на МОК телеметрической информации с МПК о состоянии систем и медицинских параметрах членов экипажа;
- ретрансляция телеметрической информации и медицинских параметров членов экипажа МПК на Землю.

Для выполнения поставленных задач в составе МОК имеются следующие средства:

- радиосистема в сантиметровом и дециметровом диапазонах, предназначенная для связи между комплексом и Землей, работающая через остронаправленные антенны и антенные решетки;
- радиосистема в дециметровом и сантиметровом диапазонах для всех видов связи между МПК и МОК на участке полета по орбите около Марса;
- радиосистема в метровом диапазоне для связи между кораблем и вышедшими в космос членами экипажа;
- система внутренней телефонной и телевизионной связи для связи между членами экипажа, находящимися в разных отсеках экспедиционного комплекса.

Прорабатывается возможность организации лазерной связи между МОК и Землей.

2.4.5. Система электропитания

Система электропитания корабля обеспечивает питание электрическим током бортовых систем в течение всего полета.

Источниками электропитания на корабле являются два независимо работающих блока ядерных реакторов с термоэмиссионными преобразователями. Каждый из блоков имеет два независимых ядерных реактора, включающих несколько модулей реакторов.

Электроэнергия от реакторов поступает в марсианский орбитальный корабль напряжением 120 В.

В системе электропитания предусматривается преобразование этого напряжения, в результате чего на борту имеется три сети электропитания. Сеть постоянного тока напряжением 120 Вольт (для мощных потребителей постоянного тока); переменного тока напряжением 120 В (для мощных потребителей переменного тока);

постоянного тока напряжением 27 В (для питания электроники и других потребителей сравнительно небольшой мощности).

Такое построение системы позволяет снизить массу бортовой кабельной сети.

В составе системы имеется также резервный источник электроэнергии - солнечная батарея.

2.4.6. Система терморегулирования

Система терморегулирования марсианского орбитального корабля предназначена для решения следующих задач:

- обеспечение температурного режима и заданной влажности в обитаемых отсеках;
- термостатирование элементов конструкции корабля;
- термостатирование контейнеров с пищей.

Для отвода тепла в космическое пространство применяется активная система терморегулирования: гидравлический контур, который сбрасывает излишки тепла через наружный радиатор с тепловыми трубами.

Для максимальной изоляции корабля от окружающего пространства внешняя оболочка его закрывается экранно-вакуумной изоляцией.

С целью исключения перепадов температуры на конструкции гермоотсека организуется соответствующий обдув оболочки газом.

Отдельные агрегаты и приборы, требующие поддержания на них узкого диапазона температур, устанавливаются на термостатируемых жидкостных панелях.

Для обеспечения температурного режима при больших внешних теплопритоках (например, на участках траектории вблизи Солнца с расстоянием от него менее 100 млн. км.) с целью сброса тепла на более высоких температурных уровнях в систему включаются холодильные установки.

Управление работой системы терморегулирования осуществляется автоматически с участием системы централизованного контроля и управления.

2.4.7. Система обеспечения жизнедеятельности

Система предназначена для решения следующих задач:

- поддержание необходимого газового, микробиологического состава атмосферы, а также ее заданного давления;
- снабжение экипажа необходимым количеством питьевой и санитарно-гигиенической воды;
- снабжение экипажа необходимым количеством пищи заданного состава и калорийности, витаминами и минеральными солями.

Система обеспечивает экипаж, состоящий из 4-х человек, воздухом, водой и пищей в течении 900 суток с учетом следующих норм потребления:

- кислорода - 0,96 кг/чел.сут;
- питьевой воды - 2,5 кг/чел.сут;
- пищи - 1,75 кг/чел.сут.

Основной принцип построения системы - замкнутый по кислороду и воде плюс наличие запасов пищи.

Кислород получается из электролитического разложения воды с последующей утилизацией выдыхаемого углекислого газа через реакцию Сабатье с выбросом за борт метана.

Для компенсации расхода воды на дыхание используется регенерация воды из урины.

Регенерация сангигиенической воды позволяет ее использование практически без ограничения. Потери компенсируются водой регенерируемой из урины.

Регенерация воды из конденсата частично компенсирует расход питьевой воды; оставшая часть питьевой воды расходуется из запасов (0,9 кг/чел.сут) с учетом того, что 0,5 кг/чел.сут находится в пище.

Такая структура использования воды основана на статистических нормах потребления и выделения воды.

Возможны отклонения от этих норм, которые могут привести к некоторому перераспределению использования воды. Может быть случай получения такого количества воды из урины, которое является избыточным для получения кислорода. В этом случае возможно использование части этой воды для питья, т.к. эта вода по своим свойствам не отличается от воды, полученной регенерацией из конденсата.

В состав системы входят:

- система электролитического получения кислорода из воды;
- система очистки атмосферы от углекислого газа;
- система утилизации углекислого газа с получением воды и выбросом метана (система переработки углекислоты);
- система регенерации воды из урины;
- система регенерации воды из конденсата;
- система регенерации санитарно-гигиенической воды;
- система очистки атмосферы от вредных примесей;
- запасы продуктов питания;
- витаминная оранжерея, обеспечивающая экипаж основными витаминами и определенными пищевыми добавками;
- аварийные системы с запасами кислорода.

Рассмотренное построение системы позволяет хранить на борту основные жизненно важные компоненты потребления человека (кислород и вода) в виде запасов воды, что позволяет обеспечить минимальные условия для сохранения жизни экипажа за счет

дополнительных запасов воды в течение нескольких лет (1,3 тонны воды в год).

Эти дополнительные запасы могут быть использованы в качестве экранирующего вещества радиационного убежища (в процессе полета может быть предусмотрена замена контейнеров с водой на брикетированные твердые отходы жизнедеятельности).

Естественно, при этом необходима надежная работа систем электролиза воды и удаления из урины и конденсата солей и микрофлоры.

2.4.8. Санитарно-гигиеническая система

Санитарно-гигиеническая система предназначена для обеспечения следующих задач:

- принятие водных процедур (уход за чистотой лица, рук и тела);
- уход за полостью рта, бритье и т.д.;
- стирка и глажение одежды;
- уборка помещений;
- сбор продуктов жизнедеятельности;
- брикетирование и удаление твердых отходов жизнедеятельности и бытовых отходов;

В состав системы входят:

- ассенизационные устройства;
- душ, умывальное устройство, моющие средства;
- стиральная машина, устройства для сушки и глажения одежды, устройство для чистки одежды;
- пылесос и оборудование для чистки внутренних помещений;
- устройства для измельчения, сушки, обработки и брикетирования твердых отходов с удалением их за борт.

2.4.9. Система медицинского обеспечения

Система медицинского обеспечения предназначена для контроля состояния здоровья экипажа и оказания ему медицинской помощи.

В состав системы входят:

- оборудование непрерывного и периодического медицинского контроля (кардиографы, лабораторное оборудование и т.д.);
- оборудование для оказания первой помощи: терапевтической, хирургической, зубоврачебной и др. (инструменты, медикаменты, перевязочный материал и т.д.);
- средства для поддержания нормального состояния сердечно-сосудистой системы и мышечного тонуса с помощью физической нагрузки (велозергометры, бегущие дорожки, нагрузочные костюмы, вакуумные емкости, эспандеры и т.д.).

2.4.10 Средства выхода из гермоотсеков

Средства выхода из гермоотсеков предназначены для обеспечения автономного пребывания членов экипажа вне гермокорпуса корабля или в разгерметизированном отсеке.

К задачам, решаемым с помощью средств выхода, относятся:

- проведение необходимых работ (поиск места течи, ремонт оболочки) в случае, если скорость падения давления превышает 10 мм/мин;
- проведение ремонтных работ вне корабля.

В состав средств выхода входят:

- 4 скафандра, расположенных попарно в каждом отсеке;
- оборудование для подготовки выхода в космос (средства управления, фиксации при одевании, сушки после выхода и т.д.);
- оборудование для заправки и проверки скафандров;
- средства автономного передвижения в открытом пространстве космонавтов в скафандрах.

2.4.11 Система обеспечения пожарной безопасности

Система обеспечения пожарной безопасности предназначена для своевременного предупреждения экипажа о возникновении пожарной ситуации во всех отсеках и обеспечения принятия мер по ликвидации очагов возгорания.

В состав системы входят:

- датчиковая аппаратура;
- система обработки информации с датчиковой аппаратуры с передачей этой информации в систему централизованного контроля и управления для оповещения экипажа;
- переносные средства ликвидации очагов возгорания.

Датчиковая аппаратура, построенная на принципах измерения прозрачности газа, анализа состава газа, локального повышения температуры, является средством получения информации о наличии пожарной ситуации.

Переносные средства ликвидации очагов возгорания размещены в каждом отсеке в зависимости от пожароопасности соответствующей зоны.

Одной из основных мер по уменьшению пожароопасности является соответствующий выбор конструкционных материалов, не поддерживающих процесс горения при нормальном составе атмосферы.

2.4.12 Система противометеорной защиты

Система противометеорной защиты предназначена для обнаружения возможных мест пробоя гермокорпуса метеорными частицами и мест течи гермокорпуса, вызванной другими причинами.

Размер участка с местом течи, определяемого системой, должен быть порядка 1...4 кв.м.

При сравнительно большом опыте разработки, изготовления и испытания гермокорпусов космических аппаратов, одной из основных причин разгерметизации может явиться пробой гермокорпуса метеорными частицами. Дополнительной задачей, возлагаемой на систему метеорной защиты, является задача по уменьшению вероятности пробоя гермокорпуса метеорными частицами.

Система противометеорной защиты должна оповестить экипаж о том, в какой зоне оболочки гермоотсека произошло соударение с метеорной частицей, разгерметизировавшее корпус, чтобы экипаж за минимальное время мог изолировать отсек от остальных отсеков, перевести аппаратуру отсека в режим, соответствующий разгерметизации, и приступить к заделке места образовавшейся течи.

Для обеспечения проведения работ с помощью быстрой временной заделки с использованием простых средств (включая самоклеющиеся ленты на текстильной основе) внутренняя поверхность отсека должна быть гладкой, с хорошей степенью обработки поверхности (для справки: даже при сверхмаловероятном случае, когда отверстие имеет сечение около 100 кв.мм, экипаж имеет время для заделки отверстия без использования скафандра около 10 минут; при этом будет снижено давление в отсеке с 1 ата до 0,7 ата).

Обеспечение функций, возложенных на систему противометеорной защиты, выполняется следующими элементами системы:

- чувствительными элементами, регистрирующими факт и место соударения с метеорной частицей, факт и место утечки газа;

- электронные блоки обработки результатов регистрации и передачи данных в систему централизованного контроля и управления для оповещения экипажа;
- защитный противометеорный экран, уменьшающий вероятность пробоя гермокорпуса метеорными частицами; на части корабля функцию противометеорного экрана выполняет конструкция радиатора системы терморегулирования.

В качестве чувствительных элементов для обнаружения места соударения с метеорными частицами предполагается использование пьезодатчиков, установленных на защитном противометеорном экране, и герметичные секции с давлением 0,05...0,1 ата, установленные по всей наружной поверхности гермокорпуса.