



МИНИСТЕРСТВО

# МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ

В.В. УШАКОВ

## ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА И КОНСТРУИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Москва • 2003

619.22/046

49.52

УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

---

МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(государственный технический университет)

---

*В.В. Ушаков*

Основы  
устройства и конструирования  
космических летательных аппаратов

Учебное пособие

Утверждено  
на заседании редсовета  
23 января 2003 г.

Москва  
Издательство МАИ  
2003

*Тем. план 2003, поз. 33*

Ушаков Валерий Викторович

Основы устройства и конструирования  
космических летательных аппаратов

Редактор *М.С. Вишниценко*

Компьютерная верстка *А.А. Курмыгин*

---

Сдано в набор 3.04.03. Подписано в печать 9.07.03.  
Бум. газетная. Формат 60x84 1/16. Печать офсетная.  
Усл. печ. л. 4,18. Уч.-изд. л. 4,50. Тираж 200.  
Зак. 2487/1603. С. 59.

---

Издательство МАИ

«МАИ», Волоколамское ш., д.4, Москва, А-80, ГСП-3 125993

Типография Издательства МАИ

«МАИ», Волоколамское ш., д.4, Москва, А-80, ГСП-3 125993

*Ушаков В.В.* Основы устройства и конструирования космических летательных аппаратов: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2003. — 72 с.: ил.

Пособие содержит материалы, посвященные методологии проектных и конструкторских работ по созданию космических летательных аппаратов в целом, отдельных систем и агрегатов.

Рассмотрены традиционные и прогрессивные технологические приемы и материалы, используемые в практике конструирования. Приведены сведения по отдельным системам КЛА. В качестве базового КЛА рассматривается корабль «Союз» и его модификации.

Для студентов, изучающих дисциплину «Основы устройства и конструирования космических летательных аппаратов».

*Рецензенты:* кафедра прикладной и вычислительной математики МГТУ «МАМИ» (зав. каф. д-р техн. наук, проф. *Э.И. Григоров*); канд. техн. наук *А.М. Щербаков*

# 1. ПРОЕКТИРОВАНИЕ КЛА

## 1.1. Общие сведения о проектировании

Проектирование любого КЛА начинается после того, как определены основные задачи его полета.

Для *орбитальных станций* это: содержание планируемых исследований, объем исследовательских и экспериментальных работ.

Для *транспортных кораблей*: численность экипажа, состав выводимого оборудования, состав возвращаемого оборудования.

Знание задач полета позволяет сформулировать исходные данные для проектирования: состав служебных систем, состав научной аппаратуры, приближенные массовые и габаритные характеристики оборудования, энергопотребление, виды и объем передаваемой на землю информации, требования к условиям эксплуатации, к орбите, к точности ориентации, к составу экипажа, к длительности полета.

На основе анализа сформулированных выше исходных данных оценивают: суммарную массу, габариты КЛА, определяют тип ракеты-носителя для доставки КЛА на орбиту.

Таким образом получают общее представление о будущем КЛА. На этой основе анализируют: какие элементы конструкции и бортового оборудования могут быть заимствованы с других КЛА, какие разрабатывать заново; оценивают объем предполагаемых работ, их стоимость и продолжительность. При этом учитывают не только работы, связанные с созданием летного образца КЛА, но и все исследовательские работы на этапе проектирования и весь объем экспериментальной отработки на земле. Обычно для нового КЛА требуется изготавливать большое количество экспериментальных образцов приборов, агрегатов, элементов конструкций и стендовых экспериментальных установок.

Современный уровень наземной отработки предусматривает целую систему испытаний. Например, по агрегатам автоматки и регулирования пневмогидросистем (АПГС) разработан ОСТ 92-9337, где изложены основные принципы и этапы отработки АПГС:

1. Исследовательские испытания. Проводятся с целью выбора схемы клапана, конструкций его элементов.

2. Отработочные испытания. Проводятся с целью отработки конструкции агрегатов, техпроцесса, проверки работы в условиях, максимально приближенных к штатным. Отработочные испытания включают:

2.1. Конструкторские испытания (КИ) — проверка правильности выбора конструктивной схемы и обеспечения основных характеристик.

2.2. Доводочные испытания (ДИ) — подтверждение конструкции во всем диапазоне заданных в техническом задании (ТЗ) условий эксплуатации.

2.3. Чистовые испытания (ЧИ) — заключительный этап доводочных испытаний для подтверждения работоспособности по откорректированной конструкторской документации (КД). По положительным результатам клапан допускается на летное изделие.

3. Приемосдаточные испытания (ПСИ). Являются контрольными при изготовлении АПГС после завершения отработочных испытаний. ПСИ включают в себя:

3.1. Индивидуальные контрольные испытания (ИКИ). Проводятся на соответствие КД на 100% узлов и включают проверки герметичности, функционирования и опять герметичности.

3.2. Установочные испытания (УИ). Проводятся для подтверждения отработанности техпроцесса изготовления АПГС на данном предприятии или после длительного (более двух лет) перерыва.

3.3. Контрольно-выборочные испытания (КВИ). Проводятся при сдаче каждой партии представителю заказчика (ПЗ) на 4% узлов от партии, но не менее трех штук.

4. Периодические испытания. Проводятся не реже 1 раза в год на агрегатах любой партии. Допускается не проводить их, если требования к агрегату проверяются и подтверждаются при ПСИ.

5. Типовые испытания. Необходимость их проведения разработчик узла определяет по согласованию с ПЗ. Программу и методику разрабатывает предприятие-держатель калек и согласовывает с предприятием-изготовителем и ПЗ на этом предприятии.

Так выглядят основные этапы отработки агрегатов пневмогидросистем (АПГС).

Организация работ начинается с назначения головной (ведущей) организации по созданию КЛА, определяется состав других организаций, и разрабатывается единый план работ.

## 1.2. Этапы проектирования

Проектирование КЛА разбито на следующие этапы.

I. Технические предложения. Намечаются варианты построения КЛА и предварительно оцениваются его проектные параметры.

II. Эскизный проект. Содержит основные массовые и геометрические характеристики, компоновку, определяет тип носителя.

Проводится большой объем теоретических, экспериментальных и исследовательских работ для решения проблемных вопросов проектирования. Ведутся баллистические, прочностные и тепловые расчеты. Проводится сравнительный анализ различных конструктивных схем, конструктивных материалов и теплоизоляционных покрытий. Допускается вариантность решений по особо важным техническим вопросам. Специальные исследования посвящают: поиску принципов построения бортовых систем управления, обеспечению жизнедеятельности, проблемам электропитания, двигательных установок и т. д.

По результатам исследования создаются:

III. Технический проект. Окончательно формулирует назначение КЛА и основные характеристики. Основные характеристики включают: баллистическую схему полета, маневров, спуска; содержание программы полета — режим экипажа, основные полетные операции, исследования и эксперименты; детальное описание компоновочной схемы КЛА, его геометрические и массовые характеристики, компоновку приборов и оборудования; описание бортовых систем с указанием назначения системы, режима работы, алгоритма управления, приборный состав, точностные характеристики и т. д.; методы и средства сборки КЛА, заправки и транспортировки, подготовки к старту; описание стендовой базы, перечень макетов (заправочный, тепловой, динамический, комплексный и т. д.), количество опытных образцов для проведения экспериментальной отработки и подтверждения надежности; сведения о средствах подготовки космонавтов, средствах поиска и эвакуации экипажа и КЛА из района посадки.

IV. Техническое задание на бортовые системы, оборудование, арматуру, элементы конструкции.

V. Разработка конструкции и выпуск комплекта документации на специфицированную единицу.

VI. Программы отработочных испытаний, содержащие технические условия на изготовление, сборку и испытания.

VII. Эксплуатационная документация. Содержит требования к эксплуатации изготовленного (собранного и испытанного на заводе) из-

делия. Включает требование к транспортировке изделия, заправке, испытаниям и пуску.

VIII. Технологическая документация. Содержит подробные технологические процессы на сборку и испытания агрегатов и систем изделий.

Первые семь этапов выполняют подразделения КБ; восьмой — службы завода. Содержание понятий *эскизный* и *технический* проект подробно дано выше. Остановимся на разделе Техническое задание (ТЗ). Рассмотрим ТЗ на примере арматуры. ТЗ включает:

1. Основание для разработки (ТЗ на весь комплекс).

2. Назначение клапана: открытие, закрытие, поддержание режима работы пневмогидросистемы (ПГС) и т. д.

3. Технические требования:

а) *к конструкции*: к подстыковке и креплению на изделии; к массе и габаритам; к средствам контроля, в т. ч. телеметрии; к средствам измерения;

б) *к надежности*: к надежности после хранения, транспортирования, регламентных работ (не менее 0,999). Под надежностью понимается вероятность выполнения всех требований ТЗ с доверительной вероятностью более 0,9. Оценка надежности дается к моменту межведомственных испытаний (МВИ) изделия по результатам ДИ+ЧИ+испытания в составе систем.

4. Эксплуатационные требования: температура конструкции; давление окружающей среды; радиационное, электромагнитное, ионизирующее воздействия; время пребывания в натуральных условиях в течение одной работы; кратность использования изделия; требование к вибронагрузкам; требования к акустическим нагрузкам.

5. Требования к хранению и транспортированию: время и условия складского хранения; условия транспортирования.

6. Технические требования к клапану: рабочие тела; температура рабочего тела и конструкции; рабочее давление; диаметр проходного сечения; допускаемая негерметичность; требования к функционированию (для обратного клапана (ОК)  $\Delta p, p, G$ , негерметичность; для предохранительного клапана (ПК)  $p_{ок}, G$  негерметичность; для редуктора (Р)  $P_{max1}, P_{max2}, P_{max}, G$ , негерметичность; для других клапанов — свои специфические требования).

7. Требования к стандартизации и унификации.

8. Техничко-экономические показатели: стоимость, минимальный объем стоимости ремонтно-восстановительных работ.



9. Порядок разработки, испытаний и приемки, окончание работ определяются ОСТ 92-9337.

## 2. КОНСТРУИРОВАНИЕ КЛА\*

### 2.1. Общие вопросы конструирования

*Конструирование* (лат. *constructio*) — построение; *конструкция* — состав и взаимное расположение частей какого-либо механизма, сооружения.

Процесс конструирования предусматривает: согласование ТЗ на конструкцию, создание конструкторской разработки, выпуск рабочих чертежей, выпуск программ испытаний, решение вопросов в производстве, участие в экспериментальной отработке, участие в летно-конструкторских испытаниях (ЛКИ) космических объектов.

Схема разделения труда представлена на рис. 1.

Остановимся подробнее на функциях конструктора. Это: создание конструкторской разработки, выпуск рабочих чертежей, решение вопросов в производстве при изготовлении первого образца и далее, наземная автономная отработка и комплексная отработка (отсеков, узлов, арматуры), ЛКИ.

Из схемы рис. 1 видно, что конструкторская специализация подразделяется на конструкторов: разработчиков корпусов, механических агрегатов и узлов, арматуры и приборов, компоновки, монтажа и т. д.

Схема построена на основании структуры и практики одного предприятия. При создании различных типов изделий практика других предприятий, обусловленная спецификой изделий, традициями предприятия или целой отрасли, структура организации работ могут быть иными. В современном промышленном производстве принята широкая кооперация. Например, при создании системы «Сатурн-Аполлон» в США были задействованы 20 тыс. фирм подрядчиков и субподрядчиков.

В России при создании комплекса «Энергия-Буран» на 1987 год было задействовано 1600 предприятий.

---

\* Глава написана в соавторстве с Е.И. Журавлевым.

## Проектные подразделения

Определение основных характеристик.
Компоновка изделия.
Определение состава агрегатов и систем.
Компоновка отсеков, агрегатов и систем.
Корректировка характеристик, состава, компоновки, массовых лимитов в ходе отработки.

### Виды работ

## Конструкторские подразделения

Разработка конструкции корпусов,
механических агрегатов и узлов,
приборов и арматуры,
конструкторской компоновки
Разработка конструкций монтажа приборов и оборудования.
Разработка общей и эксплуатационной документации.
Авторский надзор в производстве и испытаниях.

## Документация

### Конструкторская документация

Технические предложения.
Эскизный проект.
Технический проект.
Технические задания.
Технические условия.
Схемы.

Конструкторская (рабочая) документация – спецификации, чертежи, ведомости, расчеты.
Программы испытаний.
Инструкции по эксплуатации.
Технические описания.

Рис. 1 (начало)

**Технологические службы**

Технологическая обработка конструкторской документации.
Разработка директивной технологии.
технологии сборочно-монтажных операций.
Изготовление корпусов,
механизмов,
пневмогидроарматуры, приборов и оборудования.
узлов конструкций, деталей.
Разработка технологической оснастки, приспособлений.

**Опытное производство**

Изготовление деталей,
узлов конструкций.
Сборка агрегатов,
блоков изделий.
Применительно к испытаниям.
Изготовление оснастки и приспособлений.

**Испытательные службы**

Лабораторные испытания материалов и элементов конструкции.
Отработочные испытания (автономные).
Отработочные испытания на экспериментальных установках, макетах, моделях.
Летно-конструкторские испытания.

**Технологическая и конструкторская документация**

**Испытательная и эксплуатационная документация**

Директивная технология.

Карты техпроцессов.

КД на оснастку и приспособления.

Технологический паспорт на узел, агрегат.

Паспорт (формуляр) изделия.

Технические задания на испытательное оборудование.

Методика испытаний.

Отчет (акт) об испытаниях.

Рис. 1 (окончание)

## 2.2. Особенности конструкторской задачи

Существует много определений конструирования. Нам представляется наиболее отвечающим существу дела следующее: *техническое конструирование — это применение научных принципов, технической информации и воображения для построения машины или системы, выполняющей заданные функции с наибольшей эффективностью и экономичностью.*

Процессу решения конструкторской задачи свойственны следующие особенности.

1. Облик конструкции формируется идеализированно в воображении конструктора и плоском изображении на чертеже. Конструктор должен уметь пространственно представлять и видоизменять этот облик в своем воображении, стремясь добиться наилучшего решения поставленной задачи.

2. Из исходных данных почти никогда не следует однозначный облик конструкции. Конструкторская задача, как правило, может иметь много вариантов решения. Квалификация конструктора тем выше, чем увереннее выбирается из множества вариантов наиболее целесообразное решение.

3. Требования, предъявляемые к конструкции, всегда противоречивы. Например: требование гарантированной прочности и минимальной массы; требование минимальной стоимости и совершенной отработки того или иного агрегата.

Поэтому конструкторская задача всегда носит компромиссный характер. Хорошо иллюстрирует компромиссный характер конструкторской задачи диаграмма на рис. 2, хотя использованы в ней только три компонента: варианты конструктивных решений (область 1); технологические возможности производства (область 2); располагаемые конструкционные материалы (область 3).

Диаграмма характеризует взаимодействие некоторых вышеназванных компонентов при формировании конструкторского решения. Область приемлемых решений — заштрихованный треугольник (область 4).

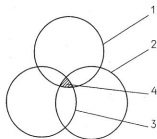


Рис. 2

### 2.3. Основы методологии конструирования

Работа конструктора начинается с получения исходных данных ТЗ, согласования ТЗ и заканчивается передачей уже отработанной конструкции в эксплуатацию. Из рис. 3, где представлена схема (алгоритм) процесса разработки конструкции, видны «жгуты» связей: оптимального варианта с результатами доводочных испытаний; КД с результатами испытаний первого образца и доводочных испытаний; результаты ЛКИ с КД и т. д.

Важно понимать, что создание работоспособной и оптимальной в весовом и габаритном отношении конструкции связано с многочисленными последовательными приближениями, возвращением к уже пройденному и новому поиску лучших конструктивных решений, требует участия конструктора на всех этапах создания и эксплуатации изделия.

Рассмотрим основные направления и средства, способствующие повышению качества и производительности конструкторского труда, снижению затрат на отработку конструкции.

#### 2.3.1. Унификация

Унификация — законодательный способ широкого использования типовых конструктивных решений в конструкторской практике.

Например, унификация крепежа обеспечивает: взаимозаменяемость, экономит инструмент, экономит мерители, сокращает сроки изготовления, повышает технологичность, снижает стоимость изделия.

Работа по унификации любого технического решения завершается созданием Стандарта. В зависимости от степени его распространения в промышленности действуют: стандарт предприятия (СТП), отраслевой стандарт (ОСТ), государственный российский стандарт (ГОСТ).

Существуют случаи более широкой унификации, например, Международная система измерений.

Конструктору полезно работать по принципу: выход за пределы известного, уже отработанного должен быть обоснован.

#### 2.3.2. Научно-техническая информация

Как видно из рис. 3, разобравшись с техническим заданием, конструктор приступает к поиску информации о подобных конструкциях или конструкциях подобного назначения. Обязательной частью такой информации является личный опыт конструктора (эрудиция, сведения, полученные при обсуждении вопросов у смежников, в НИИ, на конференциях и т. д.).

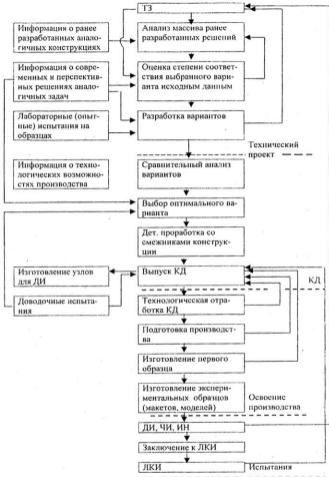


Рис. 3

Для оптимизации использования научно-технической информации (НТИ) целесообразно создание: библиотек конструкторских решений, справочников конструкторов-разработчиков КЛА, информационных проспектов со сведениями по технологиям, приборам, арматуре, материалам и т. д.

### 2.3.3. Автоматизация конструирования

Под автоматизацией конструирования АК понимается непосредственное использование ЭВМ в процессе конструирования.

Современная ЭВМ в сочетании с комплексом вспомогательных устройств, образующих автоматизированное рабочее место конструктора (АРМ), способна не только выдавать информацию в графическом и текстовом виде, выполнять расчеты, но и самостоятельно производить стандартные логические операции конструирования с помощью заложенных в ее память алгоритмов. ЭВМ с помощью графопостроителя вычерчивает на бумаге чертеж конструируемого узла. АК позволяет: значительно расширить возможность перебора вариантов конструктивных решений; оперативно обеспечить конструктора полным объемом располагаемой информации; непосредственно перед конструированием выполнить операции математического моделирования; освободить конструктора от «рутинной» операции поиска информации, стандартных расчетов, детализирования.

Обобщая все сказанное о работе конструктора, сделаем следующий вывод:

конструктор, разрабатывающий новую конструкцию, от подбора аналогов, накопления сведений в какой-то момент работы должен сделать шаг к формированию своей собственной конструкции, то есть творчество в работе конструктора-разработчика присутствует всегда.

### 2.3.4. Изобретательство в работе конструктора

Наличие в конструкции новых, ранее не применявшихся и неизвестных в мировой практике технических решений, является одним из объективных показателей ее технического уровня. Такие технические решения регистрируются как изобретения. Автору решения, признанного как изобретение, выдается патент. Совокупность признаков, определяющих новизну технического решения, составляет формулу изобретения.

В числе показателей технического уровня изделия или узла: *патентоспособность* — наличие в данной конструкции таких технических решений, которые позволяют их признать изобретениями; патентная

чистота — свобода от признаков, подпадающих под действие патентов государств, в которых данное изделие или узел могут использоваться.

### 3. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КЛА

#### 3.1. Назначение и классификация КЛА

КЛА разделяются на две большие группы — беспилотные и пилотируемые.

Различия касаются: наличия экипажа, состава систем, компоновки КЛА.

**Беспилотные КЛА** по назначению делятся на:

1. Исследовательские, предназначенные, например, для исследования радиационных поясов Земли, исследования фундаментальных проблем науки и техники («Электрон», Астрофизический модуль и др.).

2. Спутники связи, предназначенные для обеспечения дальней внутрисоветской и международной связи: телевизионной, телеграфной, телефонной («Молния», «Экран», «Горизонт», «Радуга», «Ямал» и др.).

3. Метеорологические, навигационные, геодезические («Метеор» и др.).

4. Спутники-автоматы для исследования планет Солнечной системы («Луна», «Венера», «Марс», «Вега», «Венера-Галлея», «Зонд» и др.).

5. Грузовые, предназначенные для доставки на космические станции полезных грузов: топлива, продуктов жизнеобеспечения, приборов («Прогресс», «Прогресс-М»).

6. Спутники разведывательные («Зенит» и др.).

**Пилотируемые КЛА** по назначению делятся на:

1. Транспортные одноразовые («Восток», «Союз») и многоразовые («Буран», «Шаттл»).

2. Долговременные орбитальные станции («Салют», «Мир», «Скайлэб», «Спейслэб», Международная космическая станция).

3. Космические межпланетные аппараты («Аполлон»).

В связи с тем, что корабль «Союз» является базовым для отечественных кораблей «Прогресс», «Союз-Т» и других, изучение отечественных КЛА в настоящем курсе лекций в основном построено на базе КЛА «Союз» и его модификаций.

#### 3.2. Компоновочные особенности КЛА типа «Союз»

Как известно, первым кораблем с человеком на борту был КЛА «Восток», состоящий из двух отсеков (рис. 4): спускаемого аппарата (СА) (1) и приборноагрегатного отсека (ПАО) (2).



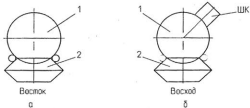


Рис. 4

Стартовая масса корабля «Восток» (рис. 4,а) составляла 4,75 т, длина 4,41 м, максимальный диаметр 2,43 м, объем обитаемого отсека 1,6 м<sup>3</sup>. Корабль «Восход» (рис. 4,б) явился модификацией корабля «Восток», имел шлюзовую камеру (ШК) для выхода в космос. Его стартовая масса составляла (5,5 т), длина 5,0 м; максимальный диаметр 2,34 м, объем обитаемого отсека 1,6 м<sup>3</sup>.

Начиная с КЛА «Восток», построение корабля осуществлялось по модульному принципу из специализированных отсеков. Для СА была принята сферическая форма, так что на участке спуска он двигался как метеорит по баллистической траектории. Если спускаемому аппарату придать аэродинамическое качество — подъемную силу, то можно не только снизить перегрузки при посадке, но и управлять спуском для посадки в заданном районе. Баллистический спуск создает перегрузку до 9 ед. Максимальная перегрузка при управляемом спуске не превышает 4–5 ед. Работы в этом направлении привели к созданию сегментальной формы переднего днища корабля «Союз». На нем устанавливается система управления спуском с реактивными двигателями малых тяг. Кроме того, при создании компоновочной схемы корабля «Союз» решалась проблема жилых отсеков: делать один

Рис. 5

«объемной» СА или принять схему с двумя отсеками: один будет спускаемым аппаратом минимального объема, другой — орбитальным (бытовым) отсеком.

Анализ показал, что с увеличением объема сверх 8—10 м<sup>3</sup> схемы с одним отсеком проигрывают, так как неминуемо растет масса из-за увеличения теплозащитного покрытия, повышения мощности двигательной установки возвращения и т. д. В результате была принята схема с двумя отсеками с суммарным объемом 11 м<sup>3</sup>, из которых свободный суммарный объем спускаемого аппарата и орбитального отсека составил 6,5 м<sup>3</sup>. Компоновка корабля «Союз» представлена на рис. 5. В ее состав входят: спускаемый аппарат 1, орбитальный отсек 2, стыковочный агрегат 3, переходный отсек 4, приборный отсек 5, агрегатный отсек 6, переходный люк 7, солнечная батарея 8, антенна 9.

Суммарная масса корабля «Союз» без головного обтекателя (ГО) и системы аварийного спасения составила 6,8 т. Масса орбитального отсека (ОО) составила 1,3 т; масса СА — 2,8 т. Суммарная масса приборного (ПОО) и агрегатного отсека (АО), именуемого приборно-агрегатным отсеком, составила 2,7 т. Проблемным вопросом была компоновка корабля «Союз».

Переходный люк 7 СА целесообразно размещать на затененной (при спуске) поверхности СА, что приводит к установке СА под орбитальным отсеком и, в свою очередь, затрудняет спасение экипажа при авариях ракеты-носителя на старте. Если расположить СА над ОО, то люк перехода попадает в зону лобовой, теплонапряженной поверхности СА.

Окончательно, с учетом готовности КЛА к работе сразу после отделения от РН, для исключения расположения люка в теплонапряженном месте была принята схема с верхним расположением орбитального отсека, хотя это привело к усложнению решений аварийного спасения экипажа, так как увеличились нагрузки для системы аварийного спасения.

### 3.3. Назначение КЛА «Союз» и его основные бортовые системы

КЛА «Союз» предназначен для доставки экипажей на орбитальные станции, спасения экипажей кораблей, терпящих бедствие, проведения научных исследований в околоземном пространстве.

Корабль может быть использован в длительных полетах (первоначально до 30 суток, а с 2001 г. — до 235 суток).

В процессе полета выполняются следующие операции: выведение и орбитальный полет, автоматическое сближение, автоматическое и руч-

ное причаливание, стыковка, переход экипажа из корабля в корабль, астроориентирование и астрокоррекция, управляемый спуск в атмосферу, совместная работа бортового и наземного радиокомплекса.

Для выполнения перечисленных операций корабль должен быть оснащен следующими системами.

### 1. Система ориентации и управления движением (СОУД).

Работает как в автономном режиме, так и в управляемом, оснащена приборами: гироскомплексом, датчиками ориентации, датчиками угловых скоростей, приборами-преобразователями, приборами визуального контроля ориентации.

Часть СОУД, размещенная в СА, обеспечивает движение на участке спуска с помощью шести реактивных двигателей ориентации системы исполнительных органов системы управления спуском (СИО СУС), в том числе: четыре двигателя по тангажу и рысканью с тягой 75 Н каждый; два двигателя по крену с номинальной тягой 150 Н. Все двигатели — перекисные (запас перекиси водорода -30 кг) с вытеснительной системой подачи из двух баков. На корабле «Союз-Т»-восемь двигателей, из них четыре по крену.

Рассмотрим работу СОУД на примере старта и выведения корабля «Союз» к станции «Салют». До пуска «Союза» станция «Салют» должна находиться на орбите высотой ~ 350 км. При совпадении плоскости орбиты станции с точкой старта корабля и сразу после прохождения станции корабль «Союз» запускается на орбиту с параметрами:

$H_{\max} = 270$  и  $H_{\min} = 200$  км в плоскости полета станции.

После выведения корабль отстает от станции на расстояние ~ 10000 км. Так как радиус от центра Земли до корабля меньше, чем до станции, то корабль «догоняет» станцию. Проводится до четырех коррекций орбиты. На расстоянии до 25 км от станции включается радиоаппаратура сближения и проводится взаимная ориентация. Включается счетно-решающее устройство, и оно определяет импульс тяги маршевого двигателя, включает и выключает двигатели ориентации. На расстоянии 200 м до станции корабль «Союз» переходит на режим причаливания.

2. Система реактивных двигателей ориентации и причаливания (ДО и ДПО). Предназначена для разворотов КЛА относительно центра масс вокруг трех осей и для обеспечения малых перемещений центра масс вдоль каждой из осей. В системе 14 двигателей (ДПО) с номинальной тягой по 100 Н и 8 двигателей ориентации (ДО) с номинальной тягой 10—15 Н, кроме этого в системе топливные баки с массой перекиси

водорода высокой концентрации (98%) 140 кг, трубопроводы и автоматика системы.

3. *Сближающе-корректирующая ДУ (СКДУ)*. Предназначена для изменения скорости КЛА в направлении его продольной оси при коррекции орбиты и торможении при сходе с орбиты. Состоит из основного однокамерного двигателя многократного запуска с номинальной тягой 4170 Н, дублирующего двухкамерного двигателя с номинальной тягой 4110 Н, четырех топливных баков, системы подачи и автоматике.

Основной и дублирующий двигатели работают на двухкомпонентном топливе: азотная кислота + гидразин. Запас топлива 0,5—0,9 т зависит от программы.

4. *Комплекс систем жизнеобеспечения*. Включает: комплекс скафандров, систему обеспечения газового состава (СОГС), систему атмосферы жилых отсеков, систему терморегулирования (СТР), систему питания и водообеспечения, ассенизационно-санитарное устройство, средства гигиенического и медицинского обеспечения. В жилых отсеках КЛА с помощью регенерационных агрегатов поддерживается привычная человеку кислородно-азотная атмосфера с давлением 760 мм рт.ст. с возможным увеличением процентного содержания кислорода по объему до 40% и понижением давления до 520 мм рт. ст. Скафандры используются на участках выведения, стыковки и спуска, а также при разгерметизации КЛА.

5. *Система электропитания*. Обеспечивает аппаратуру КЛА постоянным током с напряжением 27 В. В систему входят: основная химическая батарея, резервная батарея, статические преобразователи тока, счетчики ампер-часов, коммутационные щитки. Емкости основной батареи достаточно для полета до стыковки и последующего автономного полета до спуска. Для увеличения времени автономного полета на КЛА «Союз» устанавливаются солнечные батареи площадью до 14 м<sup>2</sup>. На СА установлена автономная батарея, которая обеспечивает электропитанием его системы на участке спуска и после приземления.

6. *Система радиосвязи КЛА*. Включает: командную радиолинию, систему радиотелефонной и радиотелеграфной связи, радиотелеметрии, телевидения и радиотехнической системы сближения. Командная радиолиния обеспечивает связь с Землей, траекторные измерения. Системы радиотелефонной и радиотелеграфной связи обеспечивают внутренние переговоры экипажа, связь с Землей и между КЛА на орбите. Телевизионная система предназначена для контроля за процессом причаливания и стыковки и для проведения телерепортажей из обита-

емых отсеков КЛА. Радиотехническая система сближения предназначена для автоматического сближения и стыковки КЛА и станции с взаимным поиском, обнаружением и последующими измерениями углового положения и угловой скорости.

7. *Система стыковки.* Состоит из стыковочного агрегата андрогинного типа и приборов автоматики стыковки, задающей необходимые режимы при стыковке. Стыковочный агрегат установлен в верхней части орбитального отсека и имеет люк диаметром 800 мм.

8. *Система приземления СА.* Обеспечивает посадку вместе с экипажем. Включает: основную и запасную парашютные системы; четыре твердотопливных двигателя мягкой посадки на корпусе СА, срабатывающих по команде высотомера; амортизационные кресла и автоматику системы.

9. *Система управления бортовыми комплексами (СУБК).* Аппаратура и оборудование состоит из коммутационно-логических приборов, размещенных во всех отсеках КЛА.

10. *Система аварийного спасения (САС).* Предназначена для спасения экипажа в случае аварии ракеты-носителя на старте и участке выведения. Построена по принципу использования как специальных средств (ДУ, автоматика), так и штатных систем КЛА.

11. *Система тепловой защиты.* Предназначена для защиты экипажа, приборов и оборудования от теплового воздействия на различных участках космического полета.

Для выведения КЛА «Союз» на орбиту используется трехступенчатая РН «Союз» (рис. 6). Первая ступень 1 состоит из четырех боковых ракетных блоков

диаметром 2,68 м каждый, оснащенных четырехкамерным двигателем РД107 каждый; вторая ступень 2 — центральный блок с четырехкамер-

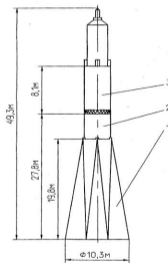


Рис. 6

ным двигателем РД108; третья ступень 3 оснащена одним четырехкамерным двигателем тягой 295 кН. Стартовая масса ракеты 310 т.

Двигатели 1-й и 2-й ступеней запускаются одновременно и создают тягу 4180 кН. Суммарная продолжительность активного участка составляет 9 мин.

#### 3.4. Характеристика отсеков КЛА «Союз»

*Орбитальный отсек*. Предназначен для проведения научных экспериментов, отдыха экипажа, перехода из корабля в корабль. Конструктивно — это две полусферы, соединенные цилиндрической вставкой. На верхней полусфере — посадочный шпангоут с агрегатом стыковки и внутренним люком 800 мм. Отсек имеет два обзорных иллюминатора с кварцевыми стеклами. В нижней части отсека — люк для перехода из СА в ОО. В плоскости III — люк для посадки экипажа на старте. В отсеке расположен пульт управления, приборы и оборудование. Снаружи отсека установлена телекамера внешнего обзора, антенны аппаратуры сближения. ОО соединен с СА с помощью шести пирозамков и шести пироболтов. Отделение СА от ОО происходит с помощью пружинных толкателей.

*Спускаемый аппарат*. Предназначен для размещения экипажа на участке выведения, управления в полете, при спуске и посадке. Снаружи корпус СА покрыт теплозащитой ( в т.ч. на лобовом теплозащитном экране нанесено покрытие из абляционного материала), а внутри — теплоизоляция с декоративной обшивкой. В верхней части — люк-лаз. В СА размещены: пульт космонавтов, органы управления КЛА, приборы и оборудование основных и вспомогательных систем, контейнеры для возвращаемой аппаратуры, резервный запас питания для экипажа. Нижней лобовой частью СА устанавливается на раму переходного отсека и крепится на ней с помощью трех пирозузов — на трех бобышках рамы, на трех других бобышках — пружинные толкатели.

*Переходной отсек* — стержневая ферма, предназначена для соединения СА с приборным отсеком. В ПхО устанавливаются двигатели ДО и ДПО, топливный бак и шар-баллоны с сжатым азотом. Снаружи ПхО размещены малый радиатор-излучатель системы терморегулирования, отрывные разъемы связи корабля с наземной кабель-мачтой; верхние узлы крепления солнечных батарей и ряд другого оборудования. На нем установлено 10 двигателей (из 14) причаливания и ориентации (ДПО).

*Приборный отсек* — герметичный низкий цилиндр со сферическими днищами, в котором размещены: приборы системы ориентации и управления движением, системы управления бортовым комплексом, сис-

темы радиосвязи с Землей, программно-временное устройство, блоки телеметрии, приборы и блоки системы энергоснабжения. На нижнем днище отсека — все основные теплообменные гидроагрегаты СТР.

**Агрегатный отсек.** Выполнен в виде цилиндрической оболочки, переходящей в коническую. Снаружи расположены: большой радиатор-излучатель системы терморегулирования (СТР), четыре двигателя (из 14) причаливания и ориентации (ДПО), нижние узлы крепления солнечной батареи, восемь двигателей ориентации (ДО); установлены антенны радиосвязи и радиотелеметрии, ионные датчики системы ориентации. Внутри размещена СКДУ. На конической части отсека с внутренней стороны размещена плата с отрывными разъемами связи бортовой кабельной сети (БКС) и фидерных устройств корабля с последней ступенью РН.

**Солнечные батареи** — два крыла из трех створок (панелей) каждое. На концевых створках размещены антенны радиосвязи и телеметрии УКВ и КВ-диапазона.

Для обеспечения теплового режима все отсеки корабля покрыты экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ).

При выведении корабля на орбиту на участке полета в плотных слоях он закрыт головным обтекателем (ГО), на котором сверху крепится твердотопливная ДУ системы аварийного спасения (САС).

### 3.5. Некоторые особенности КЛА «Союз-Т»

Первый беспилотный «Союз-Т» был запущен 16.12.1979 года.

Первый пилотируемый — 5.06.1980 года со стыковкой со станцией «Салют-6».

Основные габариты, масса, РН сохранились прежними, как у «Союза».

Бортовые системы имеют следующие особенности: система управления построена на базе БЦВК (отсутствуют гироскопы и гиросплатформы); режимы сближения обеспечиваются на основе расчетов с помощью БЦВК траекторий относительного движения и оптимальных маневров; система автоматики контролирует динамические операции, расход топлива, состояние ряда приборов и агрегатов с использованием бортовых устройств ввода и отображения информации, включая дисплей; СКДУ с маршевым двигателем тягой 3150 кН в кардановом подвесе объединена по питанию с системой ДПО — появилась объединенная двигательная установка (ОДУ); ОДУ имеет 14 двигателей причаливания и ориентации с  $T_{\text{ном}} = 140 \text{ Н}$  каждый и 12 двигателей с  $T_{\text{ном}} = 25 \text{ Н}$ . Усовершенствованы и другие системы корабля.

## 4. КОНСТРУИРОВАНИЕ КОРПУСОВ КЛА

### 4.1. Назначение и требования, предъявляемые к корпусам КЛА

Основной конструкцией КЛА, воспринимающей все виды нагрузок — тягу двигателя, аэродинамические воздействия на активном участке полета и при входе в атмосферу планеты, ударные нагрузки при стыковках и разделениях, при приземлении и приводнении, инерционные нагрузки от закрепленного оборудования и т. д. — является **КОРПУС**.

Корпус служит необходимым конструктивным элементом сохранения среды обитания, исключает или ограничивает утечку воздуха из аппарата, предотвращает проникновение извне, защищает от нагрева и охлаждения и т. д.

Корпус составляет существенную часть общей массы КЛА, наиболее дорогой и трудоемкой в изготовлении.

Отсюда — то большое значение оптимального конструирования корпуса, которое необходимо для обеспечения эффективности всего разрабатываемого КЛА.

Корпусные конструкции могут быть выполнены в следующих вариантах: в виде неподкрепленной оболочки, имеющей усиления только по местам стыковки со смежными конструкциями; в виде оболочки, подкрепленной силовым набором (т. е. каркасом); в виде стержневой конструкции-фермы, т. е. в виде каркаса, лишенной оболочки.

Выбор типа конструкции производится из соображений минимальной массы для действующей на конструкцию комбинации нагрузок и других эксплуатационных требований.

Основными можно считать следующие требования к конструкции корпуса:

1) обеспечение необходимой прочности и жесткости во всех расчетных случаях нагружения в сочетании с жестким ограничением массы. Руководствуясь требованием такого сочетания, конструктор иногда сознательно допускает наличие в конструкции местных остаточных деформаций, например, местную потерю устойчивости обшивки, если она не влияет на сохранение работоспособности аппарата;

2) наличие габаритов и формы, удовлетворяющих зонам и объемам полезной нагрузки. При этом минимум массы требует минимальной поверхности и оборудование должно компоноваться с максимально возможной плотностью;

3) обеспечение конструктивной увязки и условий сборки со смежными отсеками и агрегатами;



4) обеспечение возможности закрепления оборудования внутри и снаружи;

5) обеспечение доступа внутри отсека к оборудованию с целью монтажа, проверки, ремонта или замены;

6) удовлетворение заданным условиям по сохранению среды внутри отсека (влаги, пыли, вентиляция, возможность выравнивания давлений и т. д.).

#### 4.2. Основные силовые элементы корпуса

В начале разработки прорабатывается конструктивно-силовая схема корпуса, под которой понимается система элементов, учитываемых при расчете корпуса на прочность.

К основным силовым элементам относятся: обшивка; элементы поперечного набора — шпангоуты; элементы продольного набора — лонжероны и стрингеры.

*Обшивка* образует форму отсека. Как самостоятельный силовой элемент наиболее эффективно работает на растяжение от внутреннего давления и на сдвиговые воздействия.

Элементы поперечного и продольного силового наборов представлены на рис. 7.

*Стрингеры* — продольные элементы подкрепления обшивки. Воспринимают осевые нагрузки и изгибающие моменты, действующие на корпус. При сжимающих нагрузках, благодаря развитой форме поперечного сечения (в, д, е), стрингеры существенно повышают критические напряжения как местной, так и общей потери устойчивости.

При использовании стрингеров для закрепления оборудования стремятся распределить нагрузку на большее количество стрингеров, чтобы избежать большой неравномерности в распределении нагрузки по контуру отсека.

В качестве стрингеров применяются прессованные или гнутые из листа профили, в основном унифицированные.

Для увеличения несущей способности корпуса и обеспечения минимума массы конструкции применяют профили закрытого сечения (е).

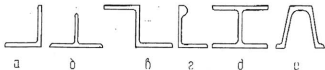
Кроме того, в большинстве случаев целесообразно выбирать профили, включающие в работу более широкую полосу обшивки, например за счет двухрядного крепления (б) или по двум разнесенным полкам (е).

*Лонжероны* — мощные продольные элементы силового набора, воспринимают все виды нагрузок большой интенсивности. Общие требования сходны со стрингерами, но есть отличие: так как лонжерон работает автономно, то его связь с обшивкой не столь значительна. Конструктивно лонжерон сложнее стрингера. Для повышения его несущей

## Стрингеры

Открытые

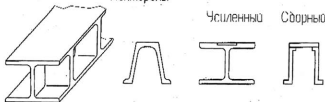
Закрытые



## Лонжероны

Усиленные

Сборные



## Шпангоуты

Промежуточные

Нормальный



Усиленные (сборные)

Торцевой



Рис. 7

способности часто делают перегородки, накладки, поэтому при изготовлении реже пользуются унифицированными профилями. Лонжероны оригинальной конструкции изготавливают штамповкой, точным литьем, механической обработкой.

*Шпангоуты* в конструкциях КЛА бывают, как правило, замкнутые — кольцевые.

По назначению шпангоуты делятся на торцевые (стыковочные) и промежуточные (рядовые), подкрепляющие обшивку на участке между торцевыми шпангоутами и обеспечивающие сохранение формы поперечного сечения отсека.

В корпусах, работающих на сжатие и изгиб, промежуточные шпангоуты позволяют повысить общие критические напряжения потери устойчивости за счет уменьшения длины участка между опорами.

В корпусах, работающих на кручение, промежуточные шпангоуты, подкрепляя обшивку, препятствуют образованию складок обшивки за счет того, что исключают возможность радиального перемещения участков обшивки.

По конструктивному исполнению различают нормальные и усиленные шпангоуты. Первые — промежуточные — изготавливают из листового материала штамповкой, вторые — сборные — для восприятия сил, приходящих от навесных блоков, модулей, агрегатов.

#### 4.3. Виды корпусных конструкций и способы их изготовления

В зависимости от включения тех или иных элементов силового набора существует следующее корпусное деление конструкций.

1) *Монокот.* В классическом понимании — это конструкция, содержащая только оболочку. Даже когда обшивка подкреплена стрингерным набором малого сечения и часто расположенным, который легко «размазать», ее можно рассматривать как работающую самостоятельно, правда, при этом увеличивается приведенная толщина обшивки.

Монокотковые корпуса применяют, когда продольные сжимающие нагрузки невелики и имеет место избыточное давление.

2) *Стрингерная конструкция.* Состоит из тонкой обшивки, подкрепленной стрингерами и шпангоутами. Несущая способность такой конструкции выше, чем неподкрепленной, но достигается это меньшим увеличением массы, чем если добиваться увеличения несущей способности увеличением толщины обшивки.

3) *Лонжеронная (балочная) конструкция.* В ней сжимающие и изгибающие нагрузки воспринимаются мощными продольными балками — лонжеронами, а обшивка прежде всего работает на сдвиг.

Основные конструктивные решения корпуса определяются способом соединения обшивки с силовым набором. Практическое применение имеют клепка и сварка.

Клепка — хорошо отработанный технологический процесс. Позволяет соединить между собой тонкостенные детали из любых металлических и некоторых неметаллических материалов. Имеет следующие недостатки:

- 1) проигрывает в массе из-за необходимости соединений внахлест;
- 2) передача усилия осуществляется не по всему сечению, а через отдельные заклепки;
- 3) отверстия являются концентраторами напряжения, что неблагоприятно для конструкций, работающих на выносливость;
- 4) неприменима для создания герметичных отсеков;
- 5) не всегда обеспечен двухсторонний доступ при клепке;
- 6) вредный способ производства.

Преимущества клепки: этот способ соединения экономически выгоден, кроме того, он широко применяется для соединения деталей из алюминиевых сплавов, которые плохо свариваются.

При конструировании заклепочных соединений необходимо соблюдать правила:

- 1) заклепка в соединении должна работать на срез;
- 2) расположение заклепок должно быть упорядоченным для равномерного распределения усилия: расстояние между заклепками  $3-5 d$  заклепки; расстояние между рядами  $3 d$  заклепки; расстояние от края  $2,5 d$  заклепки;
- 3) материал заклепок должен быть однороден склепанному материалу, но более прочным, например для склепывания листов из АМГ-6 заклепки должны быть из Д18;
- 4) необходимо предусматривать совместную обработку отверстий в склепываемых деталях;
- 5) замыкающая головка в пакете из разных материалов должна располагаться со стороны элемента большей прочности.

Сварка имеет следующие преимущества:

- 1) обеспечивает наилучшую передачу нагрузок;
- 2) обеспечивает высокую герметичность корпусов;
- 3) обеспечивает получение конструкций минимальной массы;
- 4) отличается высокой прочностью — до 90% от прочности основного материала.

Недостатки сварных соединений:

- 1) невозможность сваривать все конструкционные материалы;

2) зависимость качества сварных соединений от режимов сварки;

3) сложность объективного контроля качества сварного соединения и потребность в специальном оборудовании для него.

Из известных типов сварных соединений в конструкциях корпусов КЛА наиболее применимы сварки встык и точечная.

Сварка встык — для соединения панелей и обечаек обшивки между собой и с элементами силового набора.

Сварка точечная — для приварки к обечайкам элементов силового набора.

Значительно реже применяется сварка внахлест — в основном для приварки малоответственных кронштейнов.

При конструировании соединений с точечной сваркой надо иметь в виду, что хуже всего они работают на вырыв сварных точек. Поэтому у корпусов с внутренним силовым набором, работающих на внутреннее избыточное давление, жесткость обшивки и силового набора должны быть соизмеримы, чтобы обеспечить совместность деформации обшивки и набора под действием внутреннего давления.

Продольный и поперечный силовые наборы работают наиболее эффективно, если расположены по разные стороны от обшивки. В этом случае они не ослабляются в местах сочленения. При расположении с внутренней стороны обшивки (что чаще всего требуется из соображений требований аэродинамики) шпангоуты обычно прерывают стрингеры (из соображения устойчивости). Стрингеры опираются на шпангоуты с помощью накладных уголков и косынок.

#### 4.4. Конструкция корпуса спускаемого аппарата

Разработка конструкции корпуса начинается с создания теоретического чертежа, в котором с помощью размеров с допусками закладываются жесткие требования на конфигурацию и обводы будущего корпуса. Для корпуса СА КЛА «Союз» из соображений аэродинамики и управления на участке спуска была выбрана сегментально-коническая форма.

Основные требования, повлиявшие на выбор силовой схемы корпуса СА, следующие: на участке спуска корпус должен строго сохранять обводы; обеспечивать расчетные случаи системы аварийного спасения, приземление с отказом ДУ мягкой посадки; ввод парашютной системы и др.

Эти требования обусловили создание сварного корпуса в виде герметичной оболочки-колокола, состоящей из сферической, конической и цилиндрической частей и сферической оболочки днища (рис. 8).

Оболочка имеет толщину 2 мм, подкреплена мощными лонжеронами, шпангоутами, стрингерами. Материал оболочки и силового набора — АМГ-6.

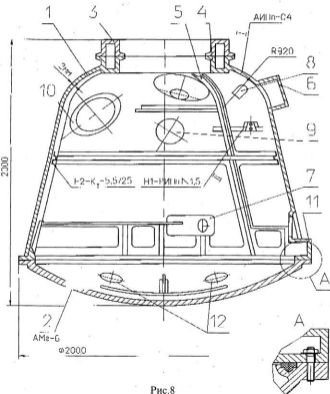


Рис. 8

Оболочка имеет большое количество вырезов под люки, иллюминаторы, двигатели и т. д., которые с целью сохранения жесткости надежно окантованы. Обшивка и силовой набор свариваются угловыми, точечными и стыковочными швами. Все сварные швы подвергаются рентгеноконтролю либо прямо, либо через образцы-свидетели.

Оболочка 1 колокола подкреплена лонжеронами 5 коробчатого переменного сечения и промежуточными шпангоутами, также коробчатого сечения.

Верхняя часть колокола завершается системой из двух мощных шпангоутов: нижнего 4, выполненного из АМГ-6, и верхнего 3 — из ВТ-14. Эта зона — стык с БО характеризуется действием больших поперечных сосредоточенных сил в случае срабатывания системы аварийного спасения.

Из соображений технологичности монтажа оборудования внутри СА днище 2 и колокол имеют герметичное разъемное соединение (см. вид А). Оболочка днища 2 из АМГ-6 подкреплена силовым набором в виде лучевых химически фрезерованных стрингеров. К днищу крепится приборная рама с оборудованием различных систем и кресла. Днище должно быть оптимальным по жесткости, так как «мягкое» днище приведет к большим деформациям при посадке, а «жесткое» создаст высокий уровень перегрузок в креслах. Для увеличения энергии деформации, поглощающей удар при посадке, на наружную часть днища наносят соты, которые могут стать и отличными теплоизоляторами. Фланцы 6, 7 и 8 обеспечивают установку двигателей, управляющих полетом СА на участке спуска по тангажу, крену и рысканью соответственно. Фланец 9 необходим для установки иллюминатора, большой фланец 10 служит для установки парашютного контейнера внутри СА и отделяемой крышки парашютной системы снаружи СА. Фланец 11 сварен в корпус для установки гермоплаты, обеспечивающей электрические и пневмогидравлические связи СА с другими отсеками корабля, фланцы 12 — для установки ДУ мягкой посадки.

#### 4.5. Прогрессивные способы конструктивно-технологических решений создания корпусов

К таковым можно отнести создание сильно нагруженных корпусов из монолитных панелей, применяемых с целью уменьшения количества соединений, улучшения совместимости восприятия нагрузок обшивкой и подкрепляющим набором и, следовательно, сокращения массы конструкции. В монолитных панелях обшивка и подкрепляющие ее ребра жесткости представляют собой единое целое (рис. 9).

Шпангоутная панель

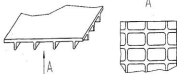


Рис.9

эти технологические процессы слишком дороги для малых серий, какими являются КЛА.

Однако даже баки блоков А ракеты «Энергия» с внутренним давлением 1 МПа изготовлены из таких панелей вафельного типа (с равномерным расположением перекрещивающихся под прямым углом утолщений).

Использование таких конструкций оправдано в условиях воздействия на конструкцию внутреннего давления в условиях космического вакуума или температурного воздействия, когда наблюдается возрастание деформаций за счет ползучести при постоянно действующих растягивающих напряжениях.

Имеющая здесь место релаксация напряжений требует более толстой эквивалентной толщины оболочки, что легко достигается применением именно вафельной клетки.

Из таких панелей был изготовлен корпус станций «Салют» и «Мир», где толщина оболочки 2 мм, габариты вафельной клетки 70x70 мм.

Панели соединяются между собой сваркой встык. Там, где необходимо крепить оборудование или внутренний силовой каркас, материал из клеток не выбирается.

При создании негерметичных корпусов применяют гофрированные обшивки, обладающие хорошими массовыми характеристиками и хорошо работающими на сжатие и изгиб (за счет большего момента инерции относительно средней линии обшивки).

Гофрированные обшивки технологичнее монолитных панелей, так как изготавливаются из плоского листа путем гибки или штамповки. Их недостатки — плохая работа на сдвиг в направлении, перпендикулярном гофрам, сложность соединения с торцевыми шпангоутами.

Чаще всего такие панели изготавливаются из толстых плит методом химического фрезерования, электрохимической или механической обработки, т. е. имеют низкий коэффициент использования металла (КИМ).

При изготовлении монолитных панелей применяются также горячая штамповка, прессование, литье, однако



Трехслойные обшивки с заполнителем эффективны в конструкциях корпусов, к которым предъявляются требования прочности на сжатие и жесткости (сохранение формы под нагрузкой). Обеспечивается это тем, что сравнительно тонкие несущие слои из высокопрочного материала, разделенные существенно более толстым заполнителем (с низкой плотностью), образуют систему с большим моментом инерции, чем однослойная обшивка такой же массы.

В качестве заполнителей часто применяют пенопласт, а наиболее широко — соты из металлической фольги, стекло и органические пластики.

#### 4.6. Применение композиционных материалов

Новые возможности изготовления легких, прочных и жестких конструкций открывает применение композиционных материалов (КМ). При этом эффект снижения массы достигает 40% от традиционных металлических материалов.

Привлекательность композиционных материалов иллюстрирует табл. 1.

Таблица 1

Прочностные свойства	КМ в направлении армирования	Al, АМГ-6	Сталь 12Х18Н10Т
1. Плотность, г/см <sup>3</sup>	1,4	2,8	7,8
2. Предел прочности на растяжение $\sigma_R$ , МПа	550	320	550
3. Предел прочности на сжатие $\sigma_D$ , МПа	400	160	200
4. Предел прочности на изгиб $\sigma_M$ , МПа	600	350	600
5. Предел прочности на сдвиг $\tau$ , МПа	250	175	440
6. Модуль Юнга E, МПа	150000	$7 \cdot 10^6$	$2 \cdot 10^7$
7. Коэффициент Пуассона, $\mu$	0,27	0,31	0,3

Прочностные свойства зависят от направления укладки волокон при армировании.

Материал рекомендован для длительной работы при температуре  $+200\text{ }^{\circ}\text{C}$  и кратковременно (3–5 ч) до  $+300\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Композитными конструкциями, называют такие, которые содержат конструктивные элементы из материалов, например из металлов, но в основном из композиционных материалов.

Одной из основных особенностей композитов является анизотропия свойств (равнопрочность во всех направлениях).

Поскольку материал, его структура создаются в процессе формирования конкретного изделия, то конструктор имеет возможность управлять свойствами материала, добиваясь нужной жесткости или прочности в направлении основных эксплуатационных нагрузок.

В качестве композиционных материалов получили распространение стекло-, угле и боропластики, в которых в качестве наполнителей используются стеклянные, угольные и борные волокна, а в качестве связующего вещества — эпоксидные и другие смолы.

Например, для получения стрингера толщиной 3 мм нужной формы берут ленту толщиной 0,13—0,16 мм и укладывают — в 20 слоев (табл. 2) по схеме:

$\pm\varphi = 45^{\circ}$  к нулевому направлению. Направление 3 под углом  $\varphi = 90^{\circ}$  к нулевому направлению (рис. 10).



Рис.10

Такой порядок укладки объясняется тем, что стрингер в большей степени нагружен вдоль оси, но также воспринимает и поперечные нагрузки.

Композитный полуфабрикат, уже имеющий форму изделия и необходимые закладные элементы, отверждается в автоклаве или термопечи под давлением.

Таблица 2

Направление укладки	Порядок укладки по слоям
0	1,3,5,8,12,16,20
1	2, 9, 13, 17
2	4, 7, 11, 15, 19
3	6, 10, 14, 18

Наиболее перспективным композитом является боралюминий (алюминиевая матрица, армированная волокнами бора), он отличается наибольшей удельной прочностью и жесткостью и доступен сварке.

Область применения композиционных материалов: силовые каркасы солнечных батарей, ферменные несущие конструкции, силовые конструкции антенн.

Основные свойства однонаправленных углепластиков приведены в табл.3 (по данным РКК «Энергия» им. С.П.Королева)

Основные факторы, отрицательно влияющие на структуру КМ: ультрафиолетовое излучение, наличие атомарного кислорода.

Защита от теплового воздействия (по зарубежным данным) —алюминий толщиной 0,15 мм с последующим покрытием окисью кремния ( $\text{SiO}_2$ ), однако по длительности воздействия условий космического полета на защищенные КМ данных нет.

Марка, температура, °С	Предел прочности $\sigma_{\text{в}}$ , МПа		Модуль Юнга E, МПа	Теплостойкость, °С	Плотность, г/см <sup>3</sup>
	растяж.	сжатие.			
КМУ-4 20 150	700	700	$14 \cdot 10^4$	150	1,4
	650	500	$13,5 \cdot 10^4$	150	1,4
КМУ-7Л 20 150	970	750	$21,5 \cdot 10^4$	150	1,55
	870	650	$19,5 \cdot 10^4$	150	1,55
КМУ-7М 20	1700	1380	$14,5 \cdot 10^4$	150	1,55
КМУ-9 20 100	1500	1200	$14 \cdot 10^4$	120	1,52
	1300	950	$13,5 \cdot 10^4$	120	1,52

## 5. ГЕРМЕТИЗАЦИЯ

Герметичные конструкции в составе КЛА в основном предназначены для:

1) сохранения в отсеках среды, необходимой для существования экипажа (корпуса жилых отсеков, приборные отсеки, шлюзовые отсеки и т.д.);

2) хранения и передачи рабочих жидкостей и газов (баки, баллоны, трубопроводы, арматура).

Наиболее высокие требования к надежности герметизации предъявляются к герметизации обитаемых отсеков.

Так, для СА, имеющего более 150 уплотняемых отверстий диаметром от 30 до 2000 мм, допустимая утечка при испытании в барокамере  $\leq 5$  л·мм рт.ст./с.

Для количественной оценки утечек при конструкторских испытаниях, определяемых изменением давления в замкнутом объеме за известный промежуток времени, пользуются формулой

$$Q = \frac{V \cdot \Delta p}{\Delta t},$$

где  $Q$  - натекание или утечка ( $\text{м}^3 \cdot \text{Па}/\text{с}$ ; л·мм рт.ст./с);

$V$  - объем системы или агрегата (л);

$\Delta p$  - изменение давления (Па; мм рт.ст.);

$\Delta t$  - время испытания (с).

Герметичность корпусов обеспечивается газонепроницаемостью металлической оболочки, которая в полуфабрикатах подвергается специальным видам входного контроля — рентгеновскому и ультразвуковому.

Для герметичного соединения трубопроводов используется сварка; для соединения стальных трубопроводов с алюминиевыми корпусами или баками применяются биметаллические переходники (рис.11).

Материалом переходника является, как правило, алюминиевый сплав АД-1.

Герметизация разъемных соединений КЛА осуществляется в основном с помощью уплотняемых прокладок из различных марок резины и других эластомеров.

Достаточное герметизирующее давление на уплотняемых поверхностях создается при сжатии прокладки до 30-50% от свободного состояния.

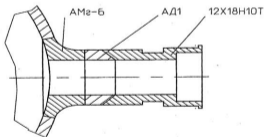


Рис.11

Выбор марки материала резиновых уплотнений зависит от среды,  $\Delta p$  срока эксплуатации и т.д. Одним из определяющих факторов выбора марки резины является температурный режим. В практике широкое

применение нашли следующие марки резин для уплотнений на воздухе и в вакууме:

от 0 до +50 °С — ИРП 2037;

от минус 60 до +200 °С 51—1433;

от минус 40 до +50 °С — ИРП 1289;

от минус 70 до +200 °С — 51—1567.

Уплотнения резиновыми кольцами наиболее распространены, они работают в условиях длительного воздействия вакуума.

Рассмотрим уплотнение кольца по валу (рис.12).

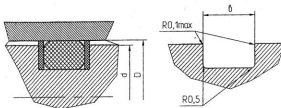


Рис.12

При конструировании предварительный выбор размеров канавки и резинового кольца определяются по зависимости

$$V_{\text{кан}} = (1,02 + 1,07) V_{\text{к}},$$

где  $V_{\text{кан}}$  — объем канавки,  $V_{\text{к}}$  — объем кольца.

Уплотнения резиновыми кольцами в подвижных и неподвижных соединениях агрегатов автоматики выбираются в соответствии с рекомендациями рис. 13. Обозначение основных размеров показаны на чертеже.

Допустимое максимальное обжатие для подвижных соединений

$$a_{\max} = \frac{d^{+\Delta 1} - (D_H - D_B) / 2}{d^{+\Delta 1}} \cdot 100\% \leq 25\%$$

Минимальное обжатие  $d$  для обеспечения герметичности

$$a_{\min} = \frac{d_{-0.1} - (D_H^{+\Delta 2} - D_{B-0.1}) / 2}{d_{-0.1}} \cdot 100\% \geq 15\%$$

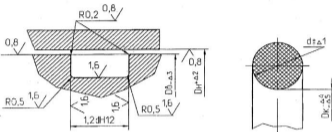


Рис.13

Допуски на изготовление кольца:  $\Delta 4 = 0,5\% D_K$ ;  $\Delta 5 = 3\% D_K$ . Оба допуски — со знаком минус из-за усадки после прессования кольца.

Таким образом, для подвижных соединений рекомендовано обжатие  $\Delta$  (или натяг)  $15\% \leq \Delta \leq 25\%$ .

Для неподвижных соединений рекомендовано  $20\% \leq \Delta \leq 35\%$ .

## 6. ОСНОВНЫЕ БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ КЛА

В главе 3 «Общие сведения о КЛА» в разд.3.3 названы следующие 11 основных систем КЛА «Союз»:

1. Система ориентации и управления движением.
2. Система реактивных двигателей ориентации причаливания.
3. Сближающе-корректирующая ДУ.
4. Комплекс систем жизнеобеспечения.
5. Система электропитания.

6. Система радиосвязи КЛА.
7. Система стыковки.
8. Система приземления СА.
9. Система управления бортовым комплексом.
10. Система аварийного спасения.
11. Система тепловой защиты.

В настоящем курсе лекций рассматривается ограниченный круг бортовых систем: со 2 по 5 и 11 из приведенного выше перечня.

### 6.1. Системы реактивных двигателей ориентации, причаливания, сближения и коррекции

Системы реактивных двигателей ориентации (ДО), причаливания (ДПО), сближения и коррекции (СКДУ) управляются системой ориентации и управления движением (СОУД).

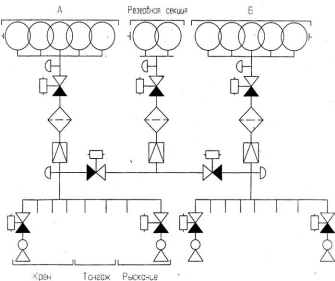


Рис.14



Основными исходными данными для разработки названных систем двигательных установок являются: длительность эксплуатации системы (на орбите), надежность, максимально допустимая масса, суммарный импульс, величина тяги двигателей, количество и частота включений, максимальная и минимальная продолжительность работы.

На первых пилотируемых КЛА («Восток», «Восход») требовалось выполнение ориентации с небольшим суммарным расходом энергии. Наиболее выгодной оказалась система двигателей, работающая на сжатом газе (рис. 14). Исполнительными органами в системе являлись электроклапаны с соплами. Система имела два одинаковых комплекта исполнительных органов (А и Б), которые работали одновременно. При этом каждый в отдельности полностью обеспечивал управление угловыми движениями корабля, но с меньшими ускорениями. В состав одного комплекта входило четыре электроклапана управления движением по крену, два клапана по тангажу, два по рысканию. Для каждого комплекта — свой автономный запас газа (азот).

На случай потери герметичности обеих секций баллонов или при другом отказе, приводящем к невозможности использования этих секций, на борту имелся аварийный запас газа — резервная секция. Для контроля герметичности системы и расходов газа были установлены датчики давления и температуры баллона и коллектора.

Специальное автоматическое устройство контролировало соответствие сигнала от СУД величине давления на входе в сопло. В случае несоответствия неисправный клапан исключался из работы.

Недостатком работы системы на сжатом газе является низкая экономичность, связанная с малой скоростью истечения — 600 м/с.

При больших энергозатратах на управление движением используются системы на жидком топливе (рис. 15). На корабле «Союз» установлена система РД, работающих на однокомпонентном топливе высококонцентрированной перекиси водорода. РД этой системы имеют в своем составе реакторы с катализатором, в которых перекись разлагается на воду и кислород с выделением большого количества тепла (рис. 16). Газ в реакторе разогревается, повышается его давление, поэтому скорость истечения достигает 1600 м/с. В состав системы входят: один комплект — 14 двигателей повышенной тяги (ДПО) (100 Н каждый) и восемь двигателей малой тяги (ДО) (10-15 Н). ДО используются для ориентации КЛА, ДПО, кроме ориентации, для стабилизации корабля при работе маршевого двигателя и для управления причаливанием.

Расход перекиси в этой системе контролируется косвенными методами.

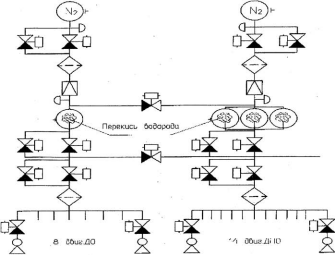


Рис.15

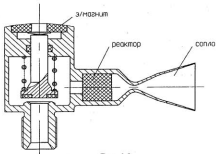


Рис.16

1-й метод. По температуре и давлению в баллонах определяется количество газа, которое перетекало из баллонов в топливные баки, затем по температуре и давлению в баках определяется объем газа и соответственно объем и масса топлива.

2 метод. Вычисляется время работы каждого двигателя, и на основании этих данных определяется расход топлива.

Из сравнения схем на рис. 14 и 15 видно, что последняя сложнее: здесь более сложные топливные баки, появились электрогидроклапаны, реакторы.

Но в связи с тем, что скорость истечения почти в три раза выше, масса этой системы увеличивается с ростом энергозапасов медленнее, чем масса системы на сжатом газе, и существует граница (а), после которой жидкостная система становится более выгодной (рис. 17).

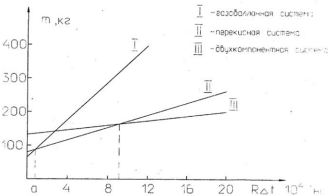


Рис.17

По этой же причине системы с двухкомпонентным топливом при больших энергозатратах еще выгоднее, чем однокомпонентные. Такая система применена в сближающе-корректирующей двигательной установке (СКДУ) корабля «Союз» и выполняет роль маршевого двигателя (рис. 18).

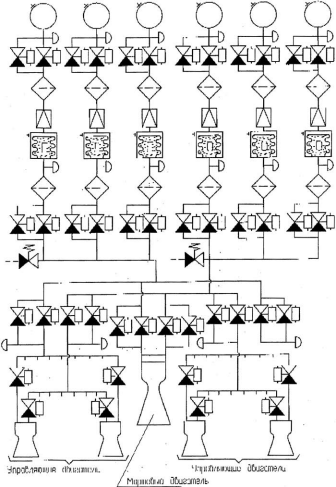


Рис.18

Система имеет два комплекта топливных баков. Для каждого комплекта имеются свои коллекторы и комплекты пусковых клапанов, подающих топливо в камеры сгорания. Заданное соотношение компонентов обеспечивается проходными сечениями клапанов.

Расходы топлива могут контролироваться как по давлению и температуре в баллонах, так и с помощью датчиков, измеряющих высоту сильфонов.

Для выяснения, какая из трех систем для конкретного КЛА наиболее выгодна в массовом отношении, следует произвести сравнение масс разных по устройству систем, обладающих одинаковыми запасами энергии, тягой двигателей и надежностью.

Под *надежностью* системы понимают не только вероятность безотказного формирования двигателями импульса тяги, но и вероятность безотказного функционирования элементов системы и надежность защиты от разгерметизации в линиях наддува и подачи компонентов.

В целях надежности в системах дублируются баллоны с газом, топливные баки, арматура и сами управляющие двигатели.

Для защиты системы от нерасчетного повышения давления применяются предохранительные клапаны. Негерметичность трубопроводов устраняют с помощью закрытия ЭПК или ЭГК соответствующего участка схемы.

Массовые характеристики, представленные на рис. 17, по мере совершенствования конструкции меняются, и графики опускаются вниз.

Но не только масса определяет выбор системы. Важны и такие факторы, как перспективность системы, сложность наземных средств заправки, обеспечение теплового режима в полете, время хранения в заправленном состоянии, удобство монтажа и замены агрегатов, удобство подключения к заправочным и испытательным средствам и др.

## 6.2. Комплекс систем жизнеобеспечения

В комплекс систем жизнеобеспечения (СЖО) входят:

1. СПГС — система подачи газовой смеси.
2. СОГС — система обеспечения газового состава.
3. СВО — система водообеспечения.
4. СОП — система обеспечения питания.
5. Средства санитарно-гигиенического обеспечения.
6. Скафандры.

Состав СЖО определяется задачами, решаемыми КЛА, и обеспечением максимальной безопасности экипажа при минимальной массе СЖО.

В наиболее раздельно рассмотрены принципы построения систем, обеспечивающих массообмен человека с окружающей средой в космическом корабле.

Наиболее благоприятной средой обитания является земная атмосфера, имеющая давление 760 мм рт.ст. и состоящая по объему из: 78% азота, 21% — кислорода, 1% — аргона, 0,01% — прочих газов.

В земной атмосфере присутствует  $CO_2$  от 0,02 до 0,4% и водяные пары от 0 до 4%.

1. СПГС. Пневмосхема системы подачи газовой смеси корабля «Союз» представлена на рис. 19.

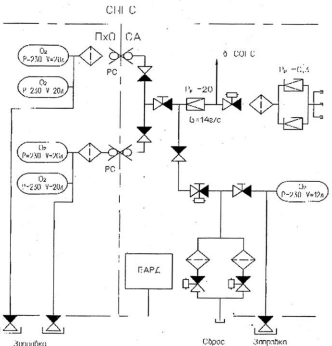


Рис.19

СПГС подает в корабль только кислород, азот корабли «везут» с Земли.

Газоанализатор содержания кислорода в атмосфере станции измеряет парциальные давления кислорода и при парциальном давлении 160 мм рт.ст. включает, а при 180 мм рт.ст. — выключает подачу кислорода.

В случае вымывания азота из атмосферы станции корабли «Прогресс» доставляют азот с Земли и добавляют до парциального давления азота 600 мм рт.ст., что составляет 78% по объему. Этот процесс называется *десатурацией*.

*Парциальное давление* — давление компонента идеальной газовой смеси, которое он оказывал бы, если бы один занимал весь объем.

Первый закон Дальтона: «Давление смеси газов, химически не взаимодействующих друг с другом, равно сумме их парциальных давлений».

В КЛА «Восток», «Восход», «Союз», станциях «Салют», «Мир» и МКС использована азотно-кислородная атмосфера при  $p = 600\text{--}940$  мм рт.ст. и содержании  $O_2$  до 40%.

Количество потребляемого кислорода зависит от энергозатрат. Принимают среднесуточные затраты 23800 ккал, для чего требуется 800 г кислорода.

В дискомфортных и экстремальных условиях возможно увеличение потребляемой воды и кислорода и, соответственно, увеличение выделяемого углекислого газа  $CO_2$  и влаги в виде пота, выдыхаемого пара.

Тренированный человек может находиться в среде, отличающейся от земной по давлению и составу. Однако при этом общее давление должно быть не менее 190 мм рт.ст., а парциальное давление  $O_2$  — не менее 120 мм рт.ст., т. е. содержание  $O_2$  должно составлять не менее 2/3 общего состава.

В течение двух недель тренированный человек может находиться в чисто кислородной среде при давлении 190—260 мм рт.ст., хотя пребывание в чисто кислородной атмосфере при давлении свыше 450 мм рт.ст. более одних суток (по американским нормам — свыше 4 часов) может вызвать патологические изменения в легких (очень активны окислительные процессы). Такая способность человека реализована при создании скафандра с внутренним давлением 190—260 мм рт.ст., что позволяет при меньших давлениях снизить массу скафандра и уменьшить необходимые физические усилия при движении в нем.

Резкий переход от давления в отсеках, равного 760 мм рт.ст., к давлению 190—260 мм рт.ст., необходимому для работы в скафандре,

может вызвать декомпрессионные расстройства, что может приводить к потере сознания из-за увеличения объема свободных газов в полостях тела и перехода азота, растворенного в тканях тела человека, в газообразное состояние и разрушения кровеносных сосудов.

По этой причине реализован постепенный перевод организма человека с нормального к пониженному давлению атмосферы среды обитания.

2. СОГС. Кислород для дыхания может поступать как из баллонов, так и регенерироваться из продуктов жизнедеятельности и другими способами.

Способы получения кислорода в КЛА представлены в табл. 4.

Таблица 4

Способ получения кислорода	Козф. массы констр. $a_k = m_k / m_o$
Из баллонов с газообразным кислородом, $P_0 = 23$ МПа	1,5-2,5
Из хранилищ с жидким криогенным кислородом ( $190$ °С)	0,5
В результате химической реакции перекисных и надперекисных соединений Na, K, Li с парами $H_2O$	1,0
В результате разложения $H_2O$ и воздействия катализатора	0,2
В результате электролиза воды	<0,2
На основе реакции Боша	<0,2

В таблице:  $m_k$  — масса конструкций;  $m_o$  — масса заправленного или полученного кислорода.

Одновременно с получением кислорода для дыхания необходимо заботиться об очистке атмосферы от углекислого газа и вредных микропримесей, выделяемых человеком, аппаратурой, органическими материалами.

Рассмотрим способы получения кислорода подробнее.

1. Из стальных баллонов с давлением  $p = 23,0$  МПа (рис. 19).
2. Из криогенной установки (рис. 20).



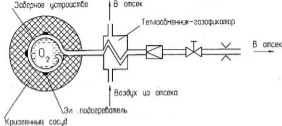
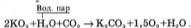


Рис. 20

Установка эффективна при малой численности экипажа в кратковременных полетах.

3. На российских КЛА задача снабжения  $O_2$  решается одновременно с удалением из воздуха  $CO_2$ . Для этой цели используется надперекись калия  $KO_2$ :



При этом удаляется 72%  $CO_2$ , оставшуюся часть удаляют, пропуская воздух через поглотители, состоящие из гидрокиси лития:



Всего один космонавт в сутки выделяет 1,15 кг  $CO_2$ .

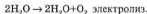
Такой способ получения  $O_2$  и удаления  $CO_2$  не экономичен (высокое значение  $a_2$ ), так как требует запасов кислородсодержащих веществ, поглотительных патронов, их периодического обновления.

4. Разложение перекиси водорода высокой концентрации при пропускании через катализатор:



Полученная вода пригодна для питья.

5. Электролиз воды также позволяет получить кислород для дыхания:



На 1 кг воды теоретически требуется 4,38 кВт. ч электроэнергии. Этот метод перспективен для КЛА с мощными энергетическими установками.

6. Кислород может быть получен разложением  $\text{CO}_2$  на кислород и углерод:

Катализатор + нагрев  $700^\circ\text{C}$

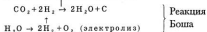


Схема получения кислорода в регенерационной установке на основе реакции Боша показана на рис. 21.

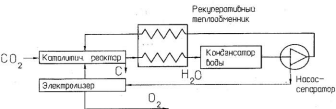


Рис.21

3. СВО. Вода составляет 65—75% массы веществ, поглощаемых человеком в процессе массообмена с окружающей средой.

Рассмотрим подробнее источники получения воды на борту КЛА.

1. Запасы воды, взятые в полет в емкостях, потребляются по схеме рис. 22. Таким образом снабжены водой корабли «Союз», «СоюзТ».

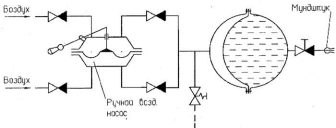


Рис. 22

2. В длительных полетах целесообразно получать воду регенерацией из продуктов жизнедеятельности космонавтов.

Во влаге, выделенной с дыханием и через кожу, содержится около 45% воды. На рис. 23 приведена схема регенерации воды на станциях «Мир» и МКС из атмосферного конденсата и урины.

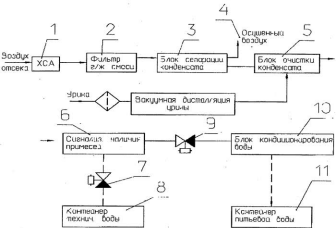


Рис.23

Система работает следующим образом.

Сбор влаги осуществляется несколькими холодильно-сушильными агрегатами 1, из них влага вместе с воздухом попадает в фильтр 2, где очищается от механических частиц с помощью фильтровой ткани+полипропиленовое волокно, а от химических примесей — с помощью специально обработанного угля.

После очистки газожидкостная смесь поступает в блок сепарации 3, где конденсат отделяется от воздуха и формируется команда на подачу конденсата к средствам регенерации воды. Блок сепарации имеет подвижный поршень, создающий постоянное разрежение, благодаря которому влага отделяется от смеси и собирается в жидкостной полости. По заполнении ее шток нажимает на концевой контакт, и включается на-

сос откачки конденсата из блока сепарации в блок очистки от вредных примесей 5, а осушенный воздух возвращается в атмосферу жилого отсека.

Блок очистки 5 состоит из нескольких последовательно установленных очистных колонок с шихтой для удаления определенного вида примесей. Сигнализатор наличия примесей 6 по изменению электрической проводимости (больше проводимость) дает команду электроклапану 7 на подачу воды на технические нужды в контейнер технической воды 8, или пропускает ее открытием электроклапана 9 в блок кондиционирования 10, где вода насыщается необходимыми солями, консервируется ионами серебра и поступает в контейнер 11.

И все же остальные 55% воды надо доставлять с Земли.

Значительно полнее удастся решить проблему путем восстановления воды из урины.

Схема регенерации аналогична представленной на рис. 23, но после фильтрации урину подвергают вакуумной дистилляции, когда при температуре 30—40 °С испаряется влага и не разлагается урина. Полученный после конденсации дистиллят практически не содержит аммиака и других примесей.

После дополнительной очистки фильтрами и стерилизации получают пригодную для питья воду.

3. Задача водообеспечения может быть решена путем побочного выделения воды при химических реакциях в электрохимических генераторах (ЭХГ) соединения кислорода с водородом в результате работы топливных элементов («Аполлон»). Полученная смесь перед употреблением охлаждалась и сепарировалась.

4. СОП. Экипаж питается продуктами, запасенными на борту КЛА и доставляемыми транспортными кораблями.

Пища должна иметь не только определенную калорийность (2800—3100 ккал), но и содержать в необходимом соотношении все вещества: белки, жиры, углеводы в соотношении 1:1:4, минеральные вещества, витамины.

Пища хранится: в тубах — пюре и соки (до 0,5 года); в консервированном виде (до 0,5 года); свежие продукты — в целлофан-полиэтиленовой пленке (до 10 суток); натуральные продукты в замороженном виде (при  $t^{\circ}$  до -20 °С); сублиматы — высушенные в замороженном виде продукты (до 1 года).

Перед приемом сублимированных продуктов пакет заполняется водой, после чего пища приобретает натуральный вкус и запах.

Суточный рацион из обычных продуктов составляет 2000-2500 г, из обезвоженных — 600 г.

При наличии установки, регенерирующей воду, обезвоженные продукты, доставляемые на КЛА, дают выигрыш в массе запасов.

В будущем для длительных космических полетов на большие расстояния будут использоваться биотехнические системы (БТС) с участием биологических организмов по созданию замкнутого круговорота веществ с восстановлением кислорода, воды, пищи.

Современные БТС составляют не высшие растения, а одноклеточные водоросли (хлореллы, сине-зеленые), биомасса которых содержит 50% белков, 30% жиров, 20% углеводов.

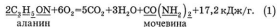
Однако методов переработки биомасс для приготовления из них пищи до сих пор не существует.

Возможность усвоения организмом человека пищевых веществ, вырабатываемых хлореллой, пока ограничена — не более 20—50 г в сутки на человека.

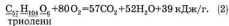
Рассмотрим массообмен человека с окружающей средой.

Основные биохимические реакции организма — это окисление пищевых веществ кислородом с выделением энергии. Рассмотрим реакции окисления белков (аланин) (1), жиров (триолеин) (2), углеводов (глюкоза) (3).

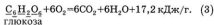
Реакция окисления белка



Реакция окисления жиров



Реакция окисления глюкозы



Полученная энергия используется для работы внутренних органов (сердце, легкие), мышечной работы человека и в итоге переходит в тепло, выделяемое организмом в окружающую среду.

Изобразим массообмен человека с окружающей средой при средней норме энергозатрат космонавта 145 Вт/ч (рис. 24). В медицине его называют *обменом веществ* или *метаболизмом*.

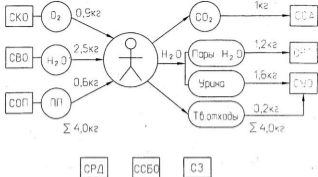


Рис. 24

В схеме массообмена приняты обозначения:

СКО — система кислородообеспечения;

СВО — система водообеспечения;

СОП — система обеспечения питанием;

ПП — продукты питания;

ССА — система очистки атмосферы;

СРД — система регулирования температуры и влажности;

СУО — система удаления отходов.

Вода, образующаяся в организме в реакциях окисления белков, жиров и углеводов, называется *метаболической*.

Вода составляет до 65% массы тела и служит для образования электролитов, в которых протекают биохимические реакции.

Потери воды до 2—3% от массы тела вызывают снижение работоспособности, а до 10% — опасны для жизни.

Выделяясь из организма, вода выполняет две функции: выведение шлаков типа мочевины и отвод в окружающую среду части общего тепловыделения организма путем испарения.

Оценим потребление воды человеком в сутки, для чего сначала сложим потери:

1,2 кг — в виде испарения через кожу,

1,55 кг — в урине,

0,15 кг в твердых отходах. Итого: 2,9 кг.

Вычитая метаболическую воду, образующуюся в организме (0,4 кг), получим величину суточного потребления — 2,5 кг.

В рационе питания из натуральных продуктов содержится воды: 0,5 кг — в продуктах и 2 кг — в питье.

Параметры внешней среды, при которых организм затрачивает минимум энергии на поддержание балансов массообмена и энергообмена, называются комфортными условиями.

Установлены медицинские нормы для многомесячных космических полетов (табл. 5)

Таблица 5

Параметр среды	Единица	Допустимый диапазон
Общее давление атмосферы	мм рт.ст. (гПа)	770-1270
Парциальное давление O <sub>2</sub>	мм рт.ст. (гПа)	180-320
Парциальное давление CO <sub>2</sub>	мм рт.ст. (гПа)	10
Температура воздуха	°C	18-22
Относительная влажность воздуха	%	30-70
Скорость циркуляции	м/с	0,1-0,4

По техническим причинам допускается отклонение в работе СЖО: понижение парциального давления кислорода до 150—160 мм рт.ст. сроком до 1 суток, повышение парциального давления CO<sub>2</sub> до 20 мм рт.ст. с изменением температуры воздуха в диапазоне 10...35 °C в течение не более 3—5 часов.

Рассмотренный массообмен человека с окружающей средой определяет задачи, состав и назначение СЖО.

Система кислородобеспечения (СКО) должна обеспечивать подачу в атмосферу отсека кислорода 0,9 кг/сут (на 1 чел.) и поддерживать парциальное давление кислорода 180—320 мм рт.ст.

Система очистки атмосферы (СОА) должна обеспечивать: сбор и удаление  $\text{CO}_2$  — 1 кг/сутки, поддерживать парциальное давление  $\text{CO}_2 \leq 10$  мм рт.ст., обеспечивать очистку атмосферы от вредных микропримесей.

Система водообеспечения (СВО) должна обеспечивать питьевой водой в количестве 2,5 кг/сут или, при пользовании натуральными продуктами, 2,0 кг/сутки.

Система обеспечения питания (СОП) экипажа должна обеспечивать суточный рацион с содержанием жиры:белки:углеводы = 1:1:4 и необходимой калорийностью.

Средства регулирования температуры и влажности атмосферы (СРТ) для комфортных условий должны обеспечивать: отвод из отсека тепла (145 Вт/ч), удаление паров воды (50 г/ч), поддержание заданной температуры 18—22 °С, относительную влажность 30—70%, циркуляцию воздуха 0,1—0,4 м/с.

Средства удаления отходов (СУО) должны обеспечивать сбор и изоляцию жидких и твердых продуктов жизнедеятельности.

Средства регулирования давления (СРД) поддерживают общее давление атмосферы 770—1270 мм рт.ст.

К средствам санитарно-бытового обеспечения (ССБО) относятся: умывание, душ, одежда, спальные принадлежности, предметы санитарной уборки отсеков (пылесосы) и т. п.

9. Средства индивидуальной защиты (СИЗ): аварийно-спасательные скафандры, дыхательные маски (в аварийных ситуациях), космические скафандры.

*Скафандр* — индивидуальное снаряжение космонавта. Состоит из герметичной оболочки, систем и устройств, обеспечивающих необходимые условия для существования и работоспособности в вакууме.

Скафандры делятся на:

- аварийно-спасательные (АСС);
- для выхода в открытый космос;
- для выхода на поверхность Луны.

АСС предназначен для спасения экипажа в случае разгерметизации обитаемых отсеков КЛА. Длительность пребывания в разгерметизированном отсеке определяется временем спуска с орбиты или перехода в другой отсек.

Такой скафандр надевают перед операциями, связанными с возможностью аварийных ситуаций (активный участок, стыковка, отделение и другие динамические операции).



*Скафандр для выхода в открытый космос* предназначен для ремонта наружных устройств и систем, научных наблюдений, сборки, монтажа и т. д.

Такой скафандр должен быть подвижным, обеспечивать тепловой режим космонавта как на освещенной, так и на теневой стороне КЛА.

*Скафандр для выхода на Луну* должен позволять передвижение по различным грунтам, подниматься после падения, работать с оборудованием, обеспечивать условия обитания при внешних условиях поверхности Луны.

Герметичная оболочка скафандра бывает трех типов: мягкая, жесткая, полужесткая.

*Мягкий скафандр* изготавливается из резины или прорезиненной ткани, поверх которой расположена силовая система из тросов, шнуров, лент для удержания оболочки при создании в ней избыточного давления. Шлем и перчатки могут выполняться заодно с комбинезоном или съемными.

Мягкий скафандр может служить одеждой космонавта.

*Жесткий скафандр* состоит из пластиковых или металлических элементов, соединенных шарнирами на герметичных подшипниках.

Преимущество — возможность создания больших избыточных давлений, пожаробезопасность.

Недостаток — большая масса, плохое сочетание с оборудованием КЛА.

*Полужесткий скафандр* имеет жесткий корпус и мягкие руки и ноги, соединенные с корпусом шарнирами на герметичных подшипниках.

Под герметичной оболочкой любого скафандра находится система вентиляции, которая по трубкам подводит воздух к различным частям тела. Двигаясь вдоль поверхности тела, воздух отводит тепло и газообразные выделения организма. Скафандр для работы на Луне снабжен водяным охлаждением.

По типу газоснабжения скафандры могут быть вентиляционными и регенерационными (рис. 25).

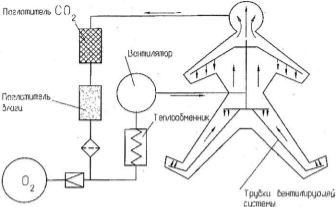


Рис.25

В вентиляционных скафандрах газ, пройдя вдоль тела, выбрасывается в окружающее пространство, в регенерационных — поступает в систему, где очищается от  $CO_2$ , водяных паров, охлаждается и вновь поступает в скафандр.

Источники кислорода могут находиться как на борту КЛА, так и в ранцах скафандра.

### 6.3. Система электропитания

Потребление электроэнергии на КЛА может составлять от сотни ватт до десятков киловатт.

Запасы электроэнергии могут обеспечиваться на борту с помощью аккумуляторных батарей либо с помощью энергетических установок (ЭУ), преобразующих различные виды энергии в электрическую.

Энергетическая установка в наибольшей степени (по сравнению с другими системами) влияет на массовые характеристики КЛА. Поэтому для транспортного корабля (например, для «Союза Т») с целью доставки и возврата экипажа выгоднее аккумуляторная батарея. Для орбитальных станций с длительным полетом энергетическая установка необходима.

До сих пор масса всех существующих энергетических установок остается значительной, поэтому постоянно ведется поиск новых методов и средств получения электроэнергии.

Раньше других появились ЭУ на основе солнечных батарей. На борту КЛА имеется единая система электроснабжения с напряжением  $U = 30\text{В}$  постоянного тока. Кабельная сеть — двухпроводная, и плюсовые и минусовые провода в разных кабелях. Все это: и неиспользование массы КЛА в качестве второго провода (как в автомобиле), и прокладка плюсовых и минусовых проводов в разных кабелях, и размещение их в разных блоках — делается для уменьшения вероятности короткого замыкания (КЗ).

Выбор систем электропитания (СЭП) рассмотрим на примере использования аккумуляторных батарей (АБ) и солнечных генераторов (Г) в совокупности с буферной батареей (ББ) (рис. 26).

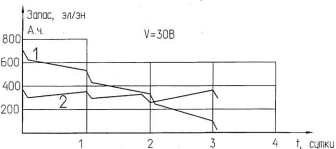


Рис.26

Кривая 1 показывает, что расход запасов электроэнергии во время полета (динамические операции + дежурный режим) ограничен запасом (А.ч) и емкостью АБ.

Кривая 2 показывает восстановление емкости АБ после динамических операций за счет подзарядки от Г (зарядный ток 8,5 А).

Изменение массы источников электропитания от их вида и расчетной продолжительности полета показаны на рис. 27, где 1 — источник питания на электрохимических элементах; 2 — источник питания — солнечный генератор.

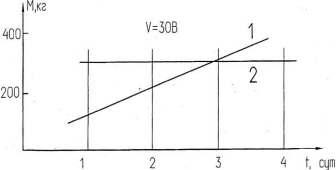


Рис.27

По характеру источника энергии бортовые СЭП делятся на три основные группы:

- 1) с использованием химической энергии запасов рабочих тел;
- 2) с использованием солнечной энергии;
- 3) на основе запасов ядерного горючего.

Рассмотрим способ получения электроэнергии с использованием световой энергии солнечного излучения.

### 6.3.1. Солнечные батареи

Работа солнечной батареи (СБ) основана на фотоэлектрическом эффекте, т. е. на способности некоторых полупроводников вырабатывать электрический потенциал при освещении «вентильного», т. е. запирающего слоя полупроводника.

Конструкция такого фотоэлектрического преобразователя (ФЭП) представляет собой двухслойную пластину из кремния.

Верхний слой прозрачен, граница раздела — граничный вентильный слой — способен пропускать электроны только в направлении нижнего слоя. Поэтому при воздействии квантов света электроны верхнего слоя, получив дополнительную энергию, преодолевают потенциальный барьер запирающего слоя и переходят в нижний, создавая в нем избыточный отрицательный потенциал, который может быть использован как ЭДС.

Величина разницы потенциалов на элементе составляет 0,3—0,5 В в зависимости от освещенности и плотности тока.

КПД кремниевых СБ составляет 5—7%, то есть при солнечной постоянной  $1400 \text{ Вт/м}^2$  один кв. м батарей обеспечивает 70—100 Вт.

Перспективны фотоэлементы на основе арсенида галлия — GaAs, так как повышается КПД СБ до 10—12%. Более высокой радиационной стойкостью, чем Si и GaAs, обладают ФЭП из фосфата индия InP при их электронном и протонном облучении. При внеатмосферном солнечном освещении КПД ФЭП из фосфата индия составляет 17,9%, а в перспективе — до 20% и, что очень важно, мощность ФЭП сохраняется к концу срока эксплуатации.

Параметры любого ФЭП решающим образом зависят от поглощения фотонов, генерирующих электронно-дырочные пары. Традиционный подход — текстурирование фотоприемной поверхности ФЭП и нанесение на ее поверхность просветляющего покрытия. В дальнейшем будут созданы новые тонкопленочные поликристаллические ФЭП с высоким КПД из GaAs и InP.

Одна из проблем — выведение батарей на орбиту. Обычно на этапе выведения батарей сложены под головным обтекателем (ГО); после выведения на орбиту их раскрывают. Сейчас распространены батареи панельного типа, на каждой панели — капроновые сетки. К сетке крепятся пластины ФЭП и провода токоотводов. Недостаток — большие габариты.

С увеличением потребляемой энергии нужно увеличивать размеры солнечных батарей. Появились рулонные СБ на гибкой пластмассовой подложке. СБ снабжены системой автоматической ориентации на Солнце. В состав системы электроснабжения входят, кроме СБ, буферные батареи (ББ), с помощью которых обеспечивается снабжение на энергоемких участках полета и на теневой части орбиты (рис. 28).

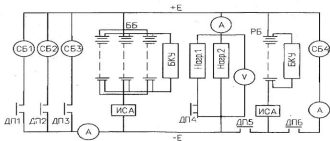


Рис. 28

Имеются еще резервные аккумуляторные батареи (РБ). Они предназначены для временного питания нагрузки в случае разряда или отказа ББ и обеспечивают возвращение экипажа на Землю.

БКУ — блок контроля и управления процессом заряда-разряда АБ и коммутации источников питания. При достижении  $U_{max}$  БКУ формирует команду на отключение СБ от шин питания, а при снижении до  $U_{min}$  — подключение. Если через данное время напряжение  $U$  не восстанавливается, то вырабатывается команда на подключение РБ, при этом автоматически отключается нагрузка НАГР1, не связанная с жизнедеятельностью и спуском КЛА. После восстановления работоспособности ББ РБ может быть отключена и заново заряжена. Контроль состояния батарей осуществляется по давлению в них с помощью датчиков давления ( $p_{max} = 0,25$  атм), по срабатыванию которых отключаются СБ. Коммутация источников питания осуществляется с помощью дистанционных переключателей ДП. В ББ и РБ применяются никель-цинковые батареи, реже серебряно-цинковые. Для контроля текущего состояния системы электропитания применяются датчики токов (А и V) и интегрирующие счетчики ампер-часов (ИСА), измеряющие количество электричества, протекающего в цепях ББ и РБ.

Недостатки СБ — возможность работы только на освещенной части орбиты; снижаются маневренность и обзор КЛА.

Указанных недостатков лишены ЭХГ, осуществляющие превращение химической энергии в электрическую.

### 6.3.2. ЭХГ

Схема работы водородно-кислородного топливного элемента (ТЭ) с щелочным электролитом показана на рис. 29. ТЭ имеет два электрода — А и К, выполненных из тонкой металлической сетки с каталитическим покрытием.

Между слоями сетки помещена пористая ионообменная мембрана (ИМ). С внешней стороны А и К располагаются водородная и кислородная камеры, которые

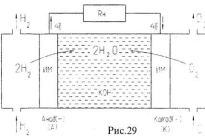
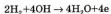


Рис. 29

отделены от электродов тонкими перфорированными металлическими листами, выполняющими одновременно роль газовых перегородок и токосъемников.

Реакция на аноде (А)

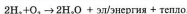


Если соединить А с К, то свободные электроны перемещаются к К, где и воспроизводится гидроксил:



В результате через нагрузку пойдет ток. Часть химической энергии превращается в тепловую энергию.

Суммарная химическая реакция:



Вода удаляется из электролита с помощью специальных водосборных фитилей, теплоотвод — с помощью теплоносителя в трубах, прикрепленных к токосъемникам.

КПД одного ТЭ равен 0,45—0,7; расход рабочих тел составляет 0,392 кг/кВт. ч. Ресурс — несколько тысяч часов.

В ЭХГ топливные элементы объединяются в батареи по несколько десятков в каждой.

Недостаток ЭХГ — необходимость хранения реагентов на борту. Область применения ЭХГ может быть расширена, если производить регенерацию водорода и кислорода из воды, образующейся при работе топливных элементов, т. е. на основе ЭХГ создать установку замкнутого цикла. Такая установка может быть создана на основе объединения СБ и ЭХГ. В ней часть энергии, получаемой от Солнца, можно затратить на электролиз воды и пополнения запасов водорода и кислорода. При полете в тени Земли эти запасы будут обеспечивать работу ЭХГ. Это выгодно, однако требует решения ряда научных и инженерных задач.

#### 6.4. Система тепловой защиты

На различных этапах космического полета тепловое воздействие на КЛА имеет различную физическую природу:

- на участке выведения — аэродинамический нагрев;
- в орбитальном полете — теплообмен;
- на участке спуска — аэродинамический нагрев.

Рассмотрим эти случаи подробнее.

а) На участке выведения тепловые напоры 3000—4000 ккал/м<sup>2</sup>. Наличие головного обтекателя на «Союзе» обеспечивает принятие им тепловых и силовых воздействий. Защита самого КЛА разрабатывается из условий орбитального полета.

б) В орбитальном полете вопросы теплообмена решаются исходя из регулирования температуры конструкции КЛА и атмосферы жилого отсека (ЖО) в необходимых пределах.

в) На участке спуска торможение в атмосфере основано на рассеивании кинетической и потенциальной энергии спускаемого аппарата путем преобразования этой энергии в тепловую энергию воздуха. Однако 1% энергии СА неизбежно поступает к конструкции КЛА, поэтому защита от аэродинамического нагрева требует исследования условий теплообмена между потоком и поверхностью СА. Удельные тепловые потоки при спуске — 250 ккал/м<sup>2</sup>, при входе в атмосферу со второй космической скоростью 2500 ккал/м<sup>2</sup> тепловой напор 3000—7000 ккал/м<sup>2</sup>.

Нагрев определяется двумя видами теплопередачи:

— конвективной теплопередачей в пограничном слое;

— тепловым излучением воздуха между ударной волной и СА.

Для снижения теплопритоков от излучения воздуха целесообразно выполнять носовую часть аппарата заостренной, в этом случае ударная волна приближается к его поверхности и таким образом уменьшается слой излучающего воздуха.

Задача выбора формы СА, как и многие в ракетной технике — компромиссного характера, и в целом при решении приходится учитывать условия теплообмена.

Из решения задачи теплообмена СА с окружающей средой следует, что наиболее эффективна затупленная форма СА, так как конвективный теплообмен является преобладающим и меры по его снижению делают форму днища СА затупленной. Кроме того, абляционная теплозащита (ТЗ) образует газообразные продукты разрушения ее внешнего слоя, трансформирует пограничный слой, унося с собой часть тепла, воздействующего на СА.

Для защиты СА от аэродинамического нагрева применяются материалы, стойкие к механическому и тепловому воздействию потока и образующие вместе с теплоизоляцией внешнюю оболочку СА. Этот слой называется теплозащитой, а материалы — теплозащитными (рис. 30).



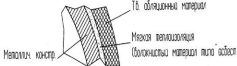


Рис.30

Существуют три варианта теплозащиты:

- 1) излучательные системы (ИС);
- 2) системы с теплопоглощением (СТ);
- 3) абляционные системы (АС).

1. *Излучательные системы* основаны на применении внешней тонкой оболочки из термостойкого материала, нагрев которого излучает в пространство тепло, уравнивающее поток тепла от аэродинамического нагрева.

Максимально допустимая температура нагрева материала ограничивает условия применения ТЗ по поступающему потоку тепла. Защита такого типа применена на КЛА «Меркурий». Его боковая поверхность покрыта пластинами из никель-кобальтового сплава толщиной 0,4–0,8 мм со слоем теплоизоляции под ней (рис. 31).

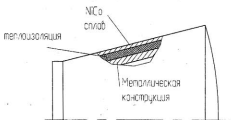


Рис.31

2. *Покрытия теплопоглощающие* не только излучают тепло, но и накапливают его в материале, теплоемкость которого должна быть высокой, а слой — толстым.

3. При *абляционной ТЗ* происходит потеря массы при нагреве. Абляция допускает (предусматривает) разрушение внешнего слоя и частичный унос массы ТЗ.

Применяемый в качестве ТЗ органический пластик под воздействием тепла подвергается пиролизу, в результате появляется коксовый остаток + газообразный продукт. Со временем зона разложения опускается в глубину материала. При разложении пластика поглощается значительная часть поступающего тепла, газы вдуваются через пористый остаток в пограничный слой, деформируя его и снижая конвективный поток. Образующийся высокотемпературный коксовый слой, кроме того, излучает тепло.

Процесс пиролиза сопровождается уносом части коксового слоя из-за механического воздействия потока и догоранием газообразных продуктов, в результате чего космонавты видят языки пламени при спуске СА.

Теплоизоляция спускаемого аппарата обеспечивается неприкоксованным слоем абляционного материала (АМ) и слоем легкого теплоизолятора под ним.

АМ бывает комбинированным (КАМ) и сублимирующим (САМ).

Комбинированный АМ — материал с введенным наполнителем, например стеклянным, который усиливает коксовый слой, а на поверхности плавится и частично испаряется. КАМ имеет повышенную прочность и плотность.

Сублимирующий АМ (фторопласт) не образует коксового остатка и при нагреве переходит из твердой фазы в газообразную.

Фторопласт Ф-4 имеет температуру плавления  $+327^{\circ}\text{C}$ , температуру разложения (сублимации)  $+415^{\circ}\text{C}$ .

У всех российских СА лобовые теплозащитные экраны, боковые поверхности выполнены из АМ. На КЛА «Союз» лобовой щит выполнен из АМ с наполнителем в виде асбестовой ткани, а боковая ТЗ представляет собой трехслойный пакет (рис. 32).

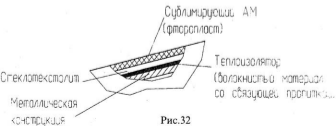


Рис.32

Люки, стыки КЛА закрыты окантовками из плотного абляционно-го материала.

Толщина ТЗ-слоя неравномерна и выбрана с учетом распределения тепловых потоков и допустимой температуры корпуса СА.

Так, на КЛА «Аполлон» толщина ТЗ 8-44 мм. При конструировании ТЗ необходимо предусматривать линейное расширение материала при нагреве.

Конструирование тепловой защиты КЛА опирается на решение газодинамических задач, теорию пограничного слоя, теплофизику, изучение физических процессов в воздухе за ударной волной и в материалах ТЗ и требует серьезных расчетных и экспериментальных исследований.

Экспериментальные исследования ТЗ проводятся в аэродинамических трубах, на газодинамических и тепловых установках по испытанию моделей, материалов, фрагментов теплозащиты и макетов КЛА. Заключительные проверки ТЗ проводят в процессе ЛКИ.

### 6.5. Система газификации ОДУ корабля «Буран»

Настоящая система не входит в число систем КЛА «Союз», а является специфической системой обеспечения управления орбитальным кораблем «Буран».

Орбитальный корабль (ОК) «Буран» предназначен для выведения на орбиту груза массой до 30 т, расположенного в грузовом отсеке корабля, позволяющем вмещать грузы диаметром 4,5 м, и возвращения на Землю объектов из космоса.

Масса снаряженного «Бурана» без груза — 70 т.

Выводится ОК на орбиту с помощью ракеты-носителя «Энергия» — двухступенчатой ракетой с тягой у Земли 36000 кН (3600 тс).

ОК «Буран» снабжен реактивной системой управления, которая обеспечивает:

- а) доведение на расчетную орбиту;
- б) изменение высоты орбиты;
- в) торможение при сходе с орбиты для возвращения на Землю;
- г) стабилизацию;
- д) ориентацию.

Выполнение этих функций обеспечивает ОДУ корабля, создавая силовые импульсы в нужном направлении по пп. а-в с помощью двух двигателей орбитального маневрирования (ДОМ) с тягой по 100 кН (10 тс), каждый и соотношением компонентов  $K_{\sigma} = 2,4$  и по пп. в-д с

помощью 38 управляющих двигателей (УД) по 4 кН (400 кгс) и 3 УД с тягой 200 Н (20 кгс) и соотношением компонентов  $K_G = 3,5$  каждого УД.

Компоненты — кислород, синтин (БЕГ1 и БЕГ2).

Масса топлива — 20 т, из них 18 т предназначено для питания ДОМ и 2 т — УД. На борту ОК кислород размещается в трех емкостях, синтин — в двух баках.

Для обеспечения высокой надежности все системы корабля «Буран» троированы.

По ТЗ на ОК последний должен выполнять задачу при любом отказе и совершать безопасную посадку при любом появившемся втором отказе.

Например:

1) отказ двух маршевых двигателей должны взять на себя четыре УД по 4 кН каждый;

2) коллекторы питания ОДУ — троированы, при этом первый коллектор обеспечивает оптимальное управление кораблем по трем осям; второй коллектор — более грубое управление и третий коллектор еще более упрощен и обеспечивает только стабилизацию и посадку. Дублирование вместо троирования выполнено только по бакам окислителя и горючего.

Первые пилотируемые полеты ОК «Буран» должны были быть 7-суточными, и в течение всего полета готовность УД к работе не должна превышать 0,06 с.

Это заставило разрабатывать автоматику подачи компонентов к УД с быстродействием  $0,01 + 0,03$  с, а кислород предварительно газифицировать.

Например, электропневмоклапан на УД по линии О имеет быстродействие не хуже 0,05 с.

Для получения газообразного кислорода и питания им УД был разработан блок газификации, принципиальная схема которого показана на рис. 33. Газифицированный кислород занимает три бака общим объемом 1000 л. Все три бака (два по 200 л и один бак — 450 л) расположены в хвосте орбитального корабля. Соединительные трубопроводы имеют объем 150 л. Давление в баках 5,0 МПа. Максимальное потребление кислорода 1 кг/с. При снижении давления в баках до 2,5 МПа, включается система газификации и подает в баки из газификатора оксидный газ температурой  $150^\circ\text{C}$  и составом: кислород 95%, вода 3,5%, углерод 1,5% по объему. Газификатор имеет  $K_G = 100$ . На входе в баки установлены регуляторы, понижающие температуру газифицированного кислорода до  $35^\circ\text{C}$ .

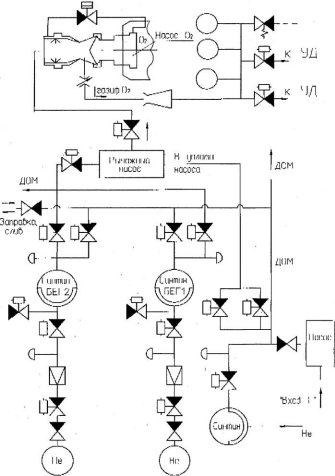


Рис.33

## Библиографический список

1. *Авхимович Б.М., Новиков В.Н., Вейтин В.Е.* Основы устройства и конструирования летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1991.
2. *Елисеев А.С.* Техника космических полетов. — М.: Машиностроение, 1983.
3. *Козлов Д.И., Апшаков Г.П.* Конструирование автоматических космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1996.
4. *Мишин В.П.* Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). — М.: Машиностроение, 1988.
5. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева. 1946—1996 гг. Сборник. — М.: Изд. РКК «Энергия» им. С.П. Королева, 1996.
6. *Серебряков В.Н.* Основы проектирования СЖО КЛА. — М.: Машиностроение, 1987.
7. *Ушаков В.В.* Агрегаты пневмогидросистем жидкостных ракетных двигательных установок ЛА. — М.: Изд-во МАИ, 1990.
8. *Феоктистов К.П.* Космические аппараты. — М.: Воениздат, 1983.

## Оглавление

1. Проектирование КЛА.....	3
1.1. Общие сведения о проектировании.....	3
1.2. Этапы проектирования.....	5
2. Конструирование КЛА.....	7
2.1. Общие вопросы конструирования.....	7
2.2. Особенности конструкторской задачи.....	10
2.3. Основы методологии конструирования.....	11
3. Общие сведения о КЛА.....	14
3.1. Назначение и классификация КЛА.....	14
3.2. Компонентные особенности КЛА типа «Союз».....	15
3.3. Назначение КЛА «Союз» и его основные бортовые системы.....	16
3.4. Характеристики отсеков КЛА «Союз».....	20
3.5. Некоторые особенности КЛА «Союз-Т».....	21
4. Конструирование корпусов КЛА.....	22
4.1. Назначение и требования, предъявляемые к корпусам КЛА.....	22
4.2. Основные силовые элементы корпуса.....	23
4.3. Виды корпусных конструкций и способы их изготовления.....	25
4.4. Конструкция корпуса спускаемого аппарата.....	27
4.5. Прогрессивные способы конструктивно-технологических решений создания корпусов.....	29
4.6. Применение композиционных материалов.....	31
5. Герметизация.....	34
6. Основные бортовые системы КЛА.....	37
6.1. Системы реактивных двигателей ориентации, причаливания, сближения и коррекции.....	38
6.2. Комплекс систем жизнеобеспечения.....	43
6.3. Система электропитания.....	56
6.4. Система тепловой защиты.....	61
6.5. Система газификации ОДУ корабля «Буран».....	65
Библиографический список .....	68