

В.А. ЕВСТАФЬЕВ

**КОНСТРУИРОВАНИЕ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Часть 1

Министерство образования и науки Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет «Военмех»

В.А. ЕВСТАФЬЕВ

КОНСТРУИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Часть 1

Учебное пособие

Санкт-Петербург
2018

УДК 629.782.001.63(075.8)

Е26

Евстафьев, В.А.

Е26 Конструирование космических аппаратов. Ч. 1: учебное пособие / В.А. Евстафьев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2018. – 99 с.

Рассматриваются постановка задачи и содержание процесса конструирования космических аппаратов, определение нагрузок и расчетных случаев нагружения, выбор конструктивно-силовых схем и конструкционных материалов, принципы прочностного расчета конструкций.

Предназначено для студентов, обучающихся по специальности «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов», а также направлениям «Ракетные комплексы и космонавтика» и «Приборостроение».

УДК 629.782.001.63(075.8)

Р е ц е н з е н т д-р техн. наук, проф. каф. «Конструкции космических аппаратов» ВКА им. А.Ф. Можайского *В.В. Никольский*

*Утверждено
редакционно-издательским
советом университета*

© БГТУ, 2018

© В.А. Евстафьев, 2018

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУИРОВАНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

1.1. Основные определения

Конструкция – это совокупность взаимосвязанных элементов технического устройства, характеризующаяся структурой, видами связей между элементами, способами их образования и свойствами (размеры, материал и др.) элементов. Под конструкцией космического аппарата обычно понимают его корпус, состоящий из различного вида герметичных и негерметичных отсеков, ферм, рам; топливные баки, которые, в частности, могут быть частью корпуса, несущие конструкции солнечных батарей и др.

Корпус – силовая основа КА, объединяющая все его составные части в единое целое и обеспечивающая их защиту от неблагоприятных воздействий при наземной эксплуатации и в полете.

Отсек – часть корпуса, имеющая определенное функциональное назначение и представляющая собой самостоятельную сборочную единицу.

Для оценки прочности конструкцию обычно представляют в виде системы силовых и несиловых элементов. **Силовой элемент** – элемент конструкции, воспринимающий нагрузки. Разделение элементов конструкции на силовые и несиловые является условным. Так, в одном режиме нагружения элемент конструкции может быть силовым, в другом – несиловым. Упрощенная модель совокупности взаимосвязанных силовых элементов конструкции называется **конструктивно-силовой схемой**.

Конструирование КА – это применение научных принципов, технической информации и воображения для создания конструкции, выполняющей заданные функции с максимальной результативностью. Для силовых конструкций данное определение может быть конкретизировано следующим образом. Конструирование – это вид инженерной деятельности, заключающейся в определении и отражении в конструкторской документации конструктивно-силовой схемы, форм и размеров всех элементов, материалов и способов изготовления конструкции.

1.2. Требования, предъявляемые к конструкции КА

На облик конструкции, кроме условий нагружения, большое влияние оказывает ряд противоречивых требований. Эти требования

условно можно разделить на общие, характерные для большинства летательных аппаратов (ЛА), и специальные, обусловленные особенностями функционирования КА. Рассмотрим *общие требования*.

1. Массовое совершенство – важнейшее требование для конструкции любого летательного аппарата. Увеличение массы конструкции при заданной массе КА влечет за собой уменьшение массы полезной нагрузки и снижение целевой отдачи аппарата.

Снижение массы обеспечивается рациональным выбором компоновочной схемы КА, конструктивно-силовой схемы и материала конструкции, эффективным распределением материала по сечениям конструкции, равнопрочностью ее элементов, а также совершенствованием методов прочностных расчетов и повышением их точности.

2. Технологическое совершенство. Термином «технологичность» определяют такие свойства конструкции, которые позволяют в процессе ее изготовления достигнуть наиболее высоких производственных показателей: малой трудоемкости, простоты обработки, высокой степени автоматизации, коротких сроков освоения производства и т.п.

Технологичность конструкции проявляется через ее рациональность и преемственность. Технологическая рациональность – это совокупность свойств, характеризующих степень соответствия конструктивных решений условиям производства. Преемственность конструкции определяется уровнем использования в ней унифицированных и стандартных составных частей и конструктивных элементов деталей (резьб, креплений, проточек, отверстий и т.д.), а также повторемостью этих частей, элементов и материалов.

Повышению технологичности способствуют:

- членение конструкции на отсеки, агрегаты, узлы, панели и т.д.;
- простота конструкции, т.е. минимальное число деталей и простота их конфигурации, допускающая применение высокопроизводительных способов изготовления;
- унификация материалов, деталей, узлов; использование ранее освоенных в производстве деталей и узлов;
- правильный выбор конструкционных материалов с учетом их технологических свойств.

3. Эксплуатационное совершенство – совокупность свойств конструкции, обеспечивающих удобство, нетрудоемкость и безопасность обслуживания КА, а также его пригодность к хранению и транспортировке. Эксплуатационное совершенство обеспечивается:

- уменьшением количества узлов конструкции, требующих регулировки или настройки в процессе эксплуатации;

- наличием люков и эксплуатационных разъемов, создающих хорошие условия для осмотра и проведения всех работ, связанных с монтажом и обслуживанием приборов и агрегатов КА;

- легкосъемностью крышек люков, минимальным количеством крепежных элементов, пылевлагодонепроницаемостью соединений;

- взаимозаменяемостью узлов конструкции, что упрощает сборку и ремонт;

- наличием специальных элементов конструкции, обеспечивающих требуемые условия транспортировки КА;

- использованием коррозионностойких материалов и антикоррозионных покрытий.

4. Высокая надежность. Надежность конструкции оценивается вероятностью ее безотказной работы в течение заданного срока службы. Необходимая надежность достигается:

- строгим учетом реальных условий функционирования конструкции и возможных отклонений от этих условий;

- обоснованным выбором коэффициентов безопасности (см. подразд. 5.3);

- высоким качеством изготовления конструкции (строгим контролем характеристик материалов, параметров технологических процессов и т.д.);

- экспериментальной отработкой конструкции.

5. Аэродинамическое совершенство. Корпус спускаемого аппарата (СА), многоразового транспортного космического корабля или КА, выводимого на орбиту без обтекателя, должен иметь форму, обеспечивающую требуемые аэродинамические характеристики. Для снижения локальных тепловых и силовых нагрузок следует стремиться к уменьшению зазоров в стыках, а также количества конструктивных элементов, выступающих за обводы корпуса.

6. Низкая стоимость достигается рациональным выбором конструктивно-силовой схемы, конструкционных материалов и способов изготовления конструкции.

Специальные требования, предъявляемые к конструкции КА, определяются, во-первых, средой, в которой функционирует аппарат, и, во-вторых, большой длительностью функционирования КА без обслуживания (до 10 лет и более). Основные специальные требования следующие:

- 1) стойкость конструкции к воздействию факторов космического пространства (вакуум, радиация, солнечное излучение, метеорная опасность);

2) геометрическая стабильность крупногабаритных маложестких конструкций (антенн, телескопов и др.) в условиях теплового и силового нагружений в космическом пространстве.

Воздействие солнечного излучения в сочетании с низкой температурой космического пространства приводит к неравномерному нагреву таких конструкций и возникновению значительных термоупругих деформаций. Деформации также могут иметь место при силовом воздействии, вызванном, например, включением двигателей КА. Следствием этого может стать заметное ухудшение условий функционирования соответствующих систем аппарата;

3) высокая долговечность конструкции (высокие усталостная и длительная прочность);

4) высокая степень герметичности отсеков, баков, баллонов и т.д.

1.3. Постановка задачи конструирования.

Содержание и особенности процесса конструирования

В наиболее общем виде задача конструирования КА может быть сформулирована следующим образом: найти вариант конструкции, выполняющей функциональное назначение в некоторых конкретных условиях и удовлетворяющей принятым критериям оптимальности и пригодности.

Критерии оптимальности и пригодности количественно описываются с использованием показателей. В качестве показателя оптимальности наиболее часто используется масса конструкции, т.е. оптимальным считается вариант конструкции, имеющей наименьшую массу. Важнейшими для силовой конструкции показателями пригодности являются напряжения и деформации, а соответствующими им критериями пригодности (ограничениями) – условия прочности, устойчивости и жесткости. Показателями пригодности могут быть стоимость конструкции и сроки ее разработки, которые не должны превышать заданных значений. Весьма важными для конструкции являются также различные производственно-технологические и эксплуатационные ограничения. Для конструкций пилотируемых КА ограничениями могут быть требования по безопасности полета.

Конструкция КА, как правило, разрабатывается по частям (отсекам, агрегатам) с учетом их взаимного влияния.

Исходные данные для конструирования:

- компоновочная схема КА;
- эксплуатационные нагрузки (силовые, тепловые) или исходные данные для расчета нагрузок, значения коэффициентов безопасности;

- располагаемые конструкционные материалы;
- особенности конструктивного исполнения, обусловленные эксплуатацией (размеры и места расположения люков, места расположения конструктивных элементов, используемых при транспортировке и погрузке, и т.д.);
- производственно-технологические ограничения (толщины металлических листов, сортаменты профилей, располагаемые способы изготовления конструкции, характеристики используемой технологической оснастки и т.д.).

В процессе конструирования при создании новой конструкции в общем случае выполняются следующие основные работы:

1. Анализ информации о существующих и перспективных технических решениях, патентный поиск. Научные исследования и лабораторные испытания с целью обоснования новых конструкторских решений.

2. Анализ возможных вариантов конструктивно-силовых схем (КСС). Выбор нескольких опорных вариантов и соответствующих им конструкционных материалов. При отборе опорных вариантов используются упрощенные модели и методики.

3. Оптимизация параметров конструкции для каждого из опорных вариантов КСС.

4. Выбор рациональной КСС. Определенную таким образом конструктивно-силовую схему правильнее называть не оптимальной, а рациональной, поскольку нет уверенности в том, что рассмотрены и оценены все возможные варианты КСС.

5. Оптимизация элементов конструкции. В результате оптимизации всей конструкции определяются только основные ее параметры. Поэтому иногда необходимо провести оптимизацию параметров некоторых элементов конструкции.

6. Детальная конструктивно-технологическая проработка конструкции. Проводится уточнение форм и размеров элементов конструкции с учетом стандартов и конкретных технологий изготовления.

7. Доводочные испытания конструкции (при необходимости).

8. Разработка конструкторской документации.

Приведенный перечень является ориентировочным как с точки зрения содержания, так и в отношении последовательности конструкторских работ. Многие задачи решаются параллельно. Окончательный облик конструкция принимает в результате многочисленных последовательных приближений. Конструкторская документация разрабатывается по окончании этих приближений.

Отметим основные *особенности процесса конструирования*.

1. Сочетание формального и неформального подходов при конструировании. В прошлом конструирование основывалось, главным образом, на опыте и интуиции конструктора. В последние десятилетия XX в. в связи с непрерывным усложнением техники, резким увеличением объема научно-технической информации, используемой при конструировании, сокращением времени, отводимого на создание новых изделий, и низкой производительностью труда в конструировании (с 1900 по 1960 г. она увеличилась всего на 20%) возникла крайняя необходимость в автоматизации конструкторских работ. Однако автоматизация конструирования наталкивается на существенные трудности, связанные с тем, что конструкторские задачи нельзя полностью формализовать и возложить их решение на вычислительную технику. Создание сложных конструкций – это в значительной мере творческий акт. Лишь человек с его эвристическими способностями может принимать решения в условиях неопределенности.

Выход из этого положения состоит в оптимальном разделении функций между человеком и ЭВМ, при котором недостатки сторон компенсируются. Такой подход реализуется в современных автоматизированных системах конструирования, в которых на ЭВМ возлагаются трудоемкие, нетворческие работы (работа с данными, выпуск технической документации и др.), а неформальные процедуры выполняются конструктором в режиме диалога «человек–ЭВМ».

2. Многовариантность решения конструкторской задачи. Исходных данных практически всегда недостаточно, чтобы, опираясь только на них, получить однозначный облик конструкции. Решение, как правило, многовариантно. Любой окончательный вариант конструкции является наилучшим лишь в каком-либо конкретном смысле (например, по массе).

3. Компромиссный характер конструкторской задачи. Различные требования, предъявляемые к конструкции, довольно часто противоречивы. Так, например, требование снижения массы противоречит требованиям высокой надежности и эксплуатационного совершенства. Поэтому решение всегда является компромиссным (рис. 1.1). Найти компромисс тем труднее, чем больше требований предъявляется к конструкции, чем она сложнее и уникальнее.

4. Итеративность процесса разработки конструкции. Как уже отмечалось, конструкция КА создается в результате многочисленных последовательных приближений. Это обусловлено тем, что по мере разработки конструкции происходит постоянное накопление и уточнение информации, выявление различных несоответствий. Конструк-

тор многократно возвращается к пройденным этапам работы, проверяя соответствие создаваемой конструкции исходным данным, возможностям производства и т.д. Все это приводит к изменениям конструкции, пересмотру ранее принятых решений. Процесс доработок может иногда продолжаться вплоть до прекращения производства

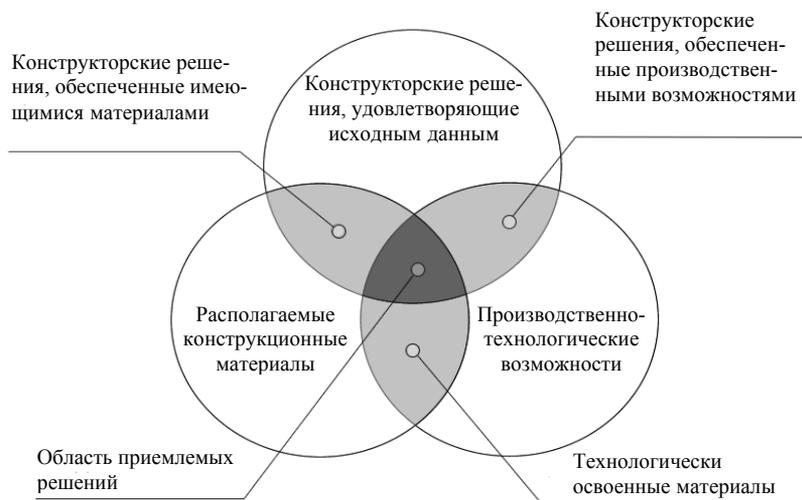


Рис. 1.1. Схема, иллюстрирующая компромиссный характер конструкторской задачи

КА.

1.4. Этапы процесса создания конструкции

Весь процесс создания конструкции можно разделить на следующие основные этапы:

1. Конструирование. Единая система конструкторской документации (ГОСТ 2.103–2013) предусматривает следующие стадии проектно-конструкторских работ: техническое предложение, эскизный проект, технический проект, разработка конструкторской документации. Конкретный объем и содержание работ по стадиям в значительной мере зависят от специфики разрабатываемого КА и практики, сложившейся на конкретном предприятии данной отрасли. Непосредственно конструирование начинается на стадии технического пред-

ложения и заканчивается разработкой технической документации. Однако предварительную проработку возможных вариантов конструкции проводят уже на стадии технического задания.

Содержание процесса конструирования было рассмотрено выше.

2. Подготовка экспериментальной и производственной баз. Производится доработка или модернизация экспериментальной (стендовой) базы предприятия. Разрабатывается технологический процесс изготовления конструкции КА, проводится проектирование и изготовление технологической оснастки, специального оборудования, средств контроля; при необходимости реконструируется предприятие.

3. Изготовление опытных образцов. Изготавливаются опытные образцы конструкции, а также макеты и модели для испытаний.

4. Испытания и доводка опытных образцов.

4.1. Наземные испытания. Проверяется статическая и динамическая прочность узлов, отсеков и всего КА. По результатам испытаний дорабатывается конструкция, корректируется конструкторская и технологическая документация, уточняются методы расчета конструкции.

4.2. Летно-конструкторские испытания (ЛКИ). Проверяется работоспособность конструкции (как и всех систем и агрегатов КА) в условиях полета и, соответственно, точность расчетных методов. По результатам ЛКИ при необходимости осуществляется окончательная доработка конструкции.

Если КА изготавливается в одном-двух экземплярах (например, межпланетная станция), летные испытания, естественно, не проводятся.

После успешного завершения испытаний приступают к серийному производству.

1.5. Автоматизация конструкторских работ

В соответствии с ГОСТ 22487–77 **автоматизированное проектирование** – это составление описания еще не существующего объекта, осуществляемое посредством взаимодействия человека и ЭВМ.

Автоматизированное проектирование конструкции выполняется с использованием автоматизированных систем конструирования (АСК), являющихся, как правило, частью систем автоматизированного проектирования (САПР).

САПР – организационно-техническая система, состоящая из комплекса средств автоматизации проектирования, взаимосвязанного

с подразделениями проектной организации, выполняющей автоматизированное проектирование.

Автоматизация конструирования позволяет:

- повысить производительность конструкторского труда и облегчить его за счет исключения ручных рутинных работ; сократить сроки разработки изделий;
- повысить качество конструирования благодаря использованию более совершенных методологии и технологии работ, что возможно лишь при автоматизации;
- снизить стоимость разработки конструкции вследствие: а) уменьшения количества концептуальных ошибок, свойственных начальному периоду конструирования, б) высвобождения для творческой работы специалистов, занятых рутинными операциями и в) замены ряда экспериментов, связанных с натурным моделированием на дорогостоящем оборудовании, численным моделированием на ЭВМ.

Термин «автоматизированное» (а не автоматическое) подчеркивает тот факт, что в процессе конструирования ведущая роль остается за конструктором. Автоматизация относится к работе с банками данных, включая хранение, оперативную коррекцию и выдачу данных в нужных форматах, документирование данных и др. Все неформальные процедуры, когда требуются интуиция и опыт, когда нужно принимать решения в условиях неопределенности, возлагаются на человека. Для реализации данного принципа АСК строятся на основе диалога «человек–ЭВМ» (интерактивный режим работы).

Функция САПР состоит в том, чтобы обеспечить переход от использования ЭВМ лишь в качестве большого арифмометра к использованию ее в качестве исполнителя специально к тому приспособленной технологии проектирования. В соответствии с этим на САПР возлагаются:

- автоматизированное накопление, хранение, оперативная коррекция и выдача данных, используемых в процессе проектирования;
- автоматизированное использование информации в машинном представлении, полученной на некоторой стадии проектирования, в других стадиях;
- автоматизированный выпуск технической и чертежной документации;
- планирование и проведение натурального эксперимента и обработка его результатов;
- автоматизированное управление ходом разработки и др.

Как любую сложную систему САПР можно представить в виде совокупности отдельных частей – компонентов, каждый из которых предназначен для выполнения определенных функций и обладает определенной самостоятельностью. Такими компонентами являются методическое, информационное, техническое, программное, математическое, лингвистическое и организационное обеспечения.

Методическое обеспечение САПР – наиболее важная с точки зрения проектировщика составляющая. Это документы, отражающие методологию и методики проектирования, ориентированные на автоматизированный процесс, регламентирующие состав и правила эксплуатации средств автоматизированного проектирования.

Информационное обеспечение включает совокупность данных, необходимых для автоматизированного проектирования, организованных определенным образом для удобного управления ими. Компонентами информационного обеспечения являются документы, содержащие описания стандартных проектных процедур, типовых проектно-конструкторских решений, унифицированных и стандартных элементов и комплектующих изделий, характеристики материалов и другие справочные и нормативные данные, а также файлы и блоки данных на машинных носителях.

Техническое обеспечение – набор аппаратных средств вычислительной и организационной техники, предназначенных для ввода информации в систему, ее обработки, передачи и хранения, а также вывода во внешнюю среду.

Программное обеспечение (системное и прикладное) включает документы с текстами программ, программы на машинных носителях и инструкции по эксплуатации отдельных программ и программных комплексов.

Математическое обеспечение – методы, математические модели и алгоритмы проектирования.

Лингвистическое обеспечение – совокупность используемых терминов и языков программирования.

Организационное обеспечение – организационно-правовая подсистема, включающая инструкции, положения, регламенты, приказы, квалификационные требования и другие документы, предписывающие функциональные обязанности и распределение ответственности исполнителей на всех этапах создания, эксплуатации и развития САПР.

Автоматизированные системы конструирования (АСК) появились значительно позже САПР, предназначенных для определения облика и основных параметров ЛА. Объясняется это тем, что эври-

стические приемы конструктора трудно формализовать. Сначала АСК создавались в основном для автоматизации чертежно-графических работ. В настоящее время с помощью АСК выполняется практически весь комплекс конструкторских задач. Примером современной интегрированной системы автоматизированного проектирования, конструирования, инженерного анализа и технологической подготовки производства для машиностроения является САПР компании Dassault Systems (Франция).

1.6. Общие принципы конструирования

В процессе многолетней практики проектирования, производства и эксплуатации ЛА выработаны некоторые принципы и положения конструирования, использование которых позволяет снизить массу конструкции, уменьшить стоимость и улучшить летно-тактические характеристики аппарата.

Принцип прямооточности предусматривает правильную организацию силового потока в конструкции, позволяющую избежать нежелательных деформаций изгиба, сдвига и кручения или уменьшить их. Приведем примеры реализации принципа прямооточности.

Передача сил по кратчайшему пути. При конструировании, например, узла крепления прибора или агрегата к шпангоуту корпуса отсека надо стремиться располагать центр масс этого прибора или агрегата как можно ближе к месту крепления. Это позволяет снизить изгибающий момент от массовой нагрузки и массу силовых элементов.

Исключение изгиба, сопровождающего растяжение (сжатие). При соединении двух элементов конструкции встык (рис. 1.2, а) нормальные напряжения при растяжении или сжатии распределены по сечению равномерно. При соединении этих элементов внахлестку (рис. 1.2, б) в области соединения возникает изгиб (изгибающий момент $M = Pl$), при котором с полной отдачей работают только наружные слои материала, а остальные недогружены. В первом случае масса конструкции будет меньше.

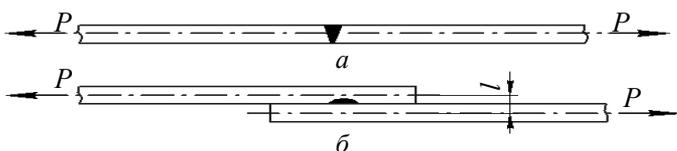


Рис. 1.2. Изгиб, сопровождающий растяжение (сжатие)

Удаление материала детали, находящегося вне основного силового потока. Материал детали, находящийся вне основного силового потока, может быть удален как неработающий. Так, например, стрингер отсека ЛА (рис. 1.3, *a*) не сразу, а постепенно собирает с обшивки силу P . На рис. 1.3, *б* приведена эпюра нормальных напряжений в стрингере. Заштрихованный участок не работает, и его целесообразно удалить.

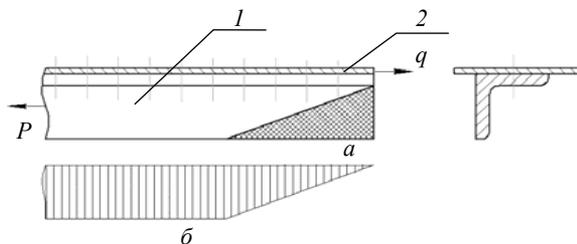


Рис. 1.3. Рациональная форма конца стрингера:
1 – стрингер; 2 – обшивка

Разгрузка конструкции. Наличие давления в герметичном приборном отсеке или корпусном топливном баке частично или полностью разгружает их конструкции от действия внешних сжимающих сил.

Принцип компактности (частный случай принципа прямоточности) заключается в экономии поверхностей, объемов, длин и числа конструктивных элементов, что позволяет снизить нагрузки, действующие на конструкцию. Эффективность его применения во многом определяется опытом и эрудицией конструктора.

Принцип пропорциональности. Данный принцип предусматривает равномерное распределение силовых потоков и напряжений в конструкции, что достигается правильным выбором ее формы, отсутствием концентраторов напряжений. Рассмотрим применение данного принципа на примерах.

Передача сосредоточенной силы в виде распределенной нагрузки. Тонкостенные конструкции имеют низкие местные изгибные жесткость и прочность. Так, при действии на неподкрепленную цилиндрическую оболочку отсека сосредоточенной силы P_1 , нормальной к поверхности оболочки (массовая нагрузка от закрепленного прибора, агрегата), может произойти прогиб оболочки (рис. 1.4, *a*). При действии силы, направленной по образующей цилиндра P_2 (пе-

редача на корпус отсека силы тяги двигателя с помощью фермы), возможно смятие оболочки. Это можно предотвратить, если включить в работу все сечение оболочки, путем установки в первом случае шпангоута, во втором – стрингера или лонжерона, соединенного со шпангоутами (рис. 1.4, б).

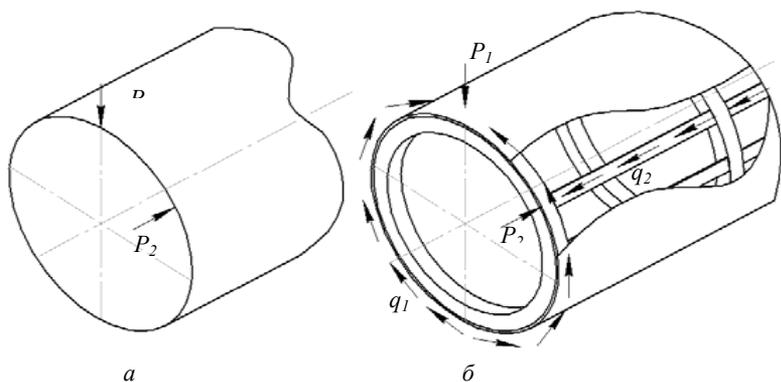


Рис. 1.4. Передача сосредоточенных сил на оболочку отсека в виде распределенных нагрузок

Исключение концентраторов напряжений. Причиной возникновения концентрации напряжений является резкий перепад жесткостей конструкции. Если обшивка стрингерного отсека очень тонкая, то при продольном сжатии отсека нормальные напряжения в стрингерах существенно превышают аналогичные напряжения в обшивке (рис. 1.5). С увеличением толщины обшивки разница напряжений уменьшается.

Люки в оболочках негерметичных отсеков, предназначенные для доступа к аппаратуре, ослабляют сечение корпуса и являются причиной местной концентрации напряжений. Для подкрепления сечения и снижения местных напряжений отверстие люка должно иметь местное усиление – окантовку.

Соответствие форм сечений силовых элементов характеру действующих на них нагрузок. Например, при поперечном изгибе

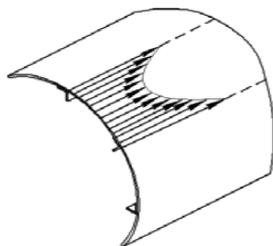


Рис. 1.5. Распределение нормальных напряжений в обшивке и стрингерах отсека

наиболее целесообразно использовать двутавровое сечение силового элемента (рис. 1.6, а), при воздействии крутящего момента наилучшим является кольцевое сечение (рис. 1.6, б).

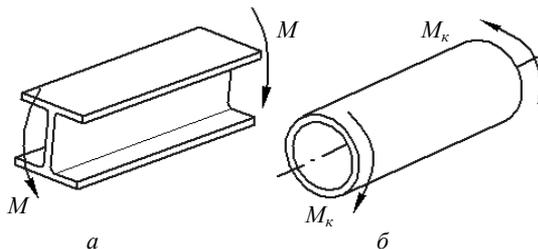


Рис. 1.6. Рациональные формы сечений силовых элементов

Равнопрочность конструкции. Конструкция (деталь) является равнопрочной, если рабочие напряжения во всех ее точках одинаковы. Реальные конструкции редко являются равнопрочными в полном смысле. Равнопрочная конструкция может быть существенно дороже и сложнее в изготовлении, чем такая же с постоянным сечением. Однако к равнопрочности, пусть даже с некоторыми отклонениями, нужно, по возможности, стремиться, так как равнопрочные конструкции легче аналогичных неравнопрочных.

На рис. 1.7 показаны две равнопрочные консольные балки, работающие на изгиб. Толщина и ширина балок изменяются по следующим законам: $H_x = H_{\max} \sqrt{x/l}$, $B_x = B_{\max} x/l$.

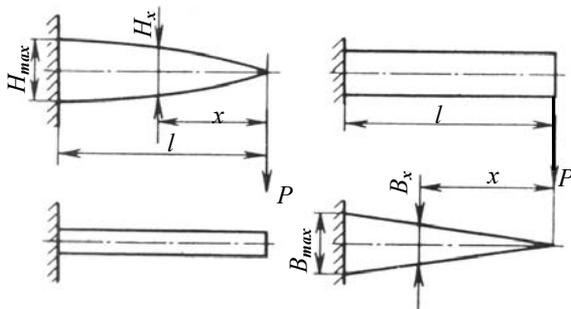


Рис. 1.7. Равнопрочные консольные балки

Равная устойчивость конструкции. Конструкция является равноустойчивой, если критические напряжения для общей и местной устойчивости одинаковы. Общая устойчивость – это устойчивость всей конструкции, местная – устойчивость элемента или части конструкции. Например, у таврового или трубчатого стержня, сжатого вдоль продольной оси (рис. 1.8, *а, б*), при потере общей устойчивости искривляется продольная ось без искажения формы поперечного сечения. При потере местной устойчивости ось стержня остается прямой; искривляются отдельные элементы или части стержня, искажая поперечное сечение. В случае таврового стержня таким элементом является, например, полка – пластина, сжатая вдоль длинных сторон (рис. 1.8, *в*). Если трубчатый стержень тонкостенный, то часть трубки может потерять устойчивость как цилиндрическая оболочка (рис. 1.8, *г*).

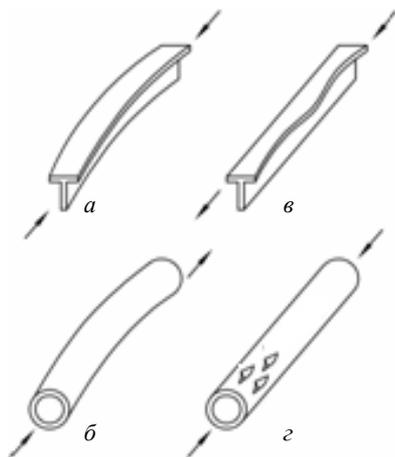


Рис. 1.8. Формы потери устойчивости:
а, б – общая потеря устойчивости; *в, г* – местная потеря устойчивости

Принцип специализации. Данный принцип предусматривает использование в конструкции для выполнения отдельных функций специальных, наиболее целесообразных силовых элементов. Например, на торце корпуса отсека, изготовленного из композиционного материала (КМ), для соединения с соседним отсеком целесообразно установить металлический стыковочный шпангоут. В малонагружен-

ном отсеке для этих целей можно использовать шпангоут из КМ со стальными вкладышами с резьбой.

Принцип многофункциональности противоположен принципу специализации, но не отрицает, а дополняет его. Суть принципа состоит в стремлении использовать одни и те же силовые элементы для передачи разных нагрузок и выполнения разных функций, что позволяет уменьшить массу конструкции. Так, топливный бак может быть не только емкостью для компонента топлива, но и частью силовой конструкции корпуса КА, воспринимающей как внутреннее давление, так и внешние нагрузки. Торцевой шпангоут герметичного приборного отсека может одновременно быть стыковочным, распорным и силовым, т.е. использоваться для соединения данного отсека с соседним отсеком, для восприятия радиальной сжимающей нагрузки и для установки приборной рамы.

2. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

Для правильного выбора конструктивно-силовых схем, конструкционных материалов и расчета конструкций КА на прочность, устойчивость и жесткость необходимо знать действующие на них нагрузки. В процессе эксплуатации конструкции КА испытывают силовое и тепловое нагружения.

Нагрев приводит к изменению механических и теплофизических свойств конструкционных материалов и необходимости применять в ряде случаев теплозащитные покрытия, обеспечивающие работоспособность как конструкции, так и аппарата в целом.

На участке выведения КА, как правило, защищен обтекателем и нагрев его конструкций несуществен. В условиях космического полета нагрев, вызванный солнечным излучением, актуален главным образом для мало жестких крупногабаритных конструкций: антенн, телескопов и др. (вопросы обеспечения теплового режима КА здесь не рассматриваются). Воздействие солнечного излучения в сочетании с низкой температурой космического пространства приводит к возникновению термоупругих деформаций и изменению геометрии таких конструкций, что, в свою очередь, может нарушать нормальное функционирование соответствующих систем аппарата.

Аэродинамический нагрев спускаемых аппаратов оказывает значительное влияние на выбор их формы, определяет толщину и массу

теплозащитного покрытия, а также учитывается при расчете корпуса СА на прочность.

Вопросы, связанные с неравномерным нагревом крупногабаритных конструкций в условиях космического полета, силовым и тепловым нагружением СА при движении в атмосфере, а также силовым нагружением несущих конструкций солнечных батарей, выходят за рамки курса «Основы конструирования КА» и в данном пособии не рассматриваются. Настоящий раздел посвящен силовому нагружению конструкций корпуса КА.

2.1. Классификация нагрузок

По характеру распределения по конструкции силовые нагрузки можно разделить на две группы:

1) **поверхностные** – нагрузки, распределенные по поверхности конструкции. К ним относятся аэродинамические силы и силы давления газов и жидкостей в гермоотсеках, топливных баках, баллонах, камерах двигателей, силы реакции опор (например, при транспортировке КА), силы взаимодействия отдельных частей аппарата. Частным случаем поверхностных нагрузок являются сосредоточенные нагрузки – нагрузки, приложенные в точке, а реально – распределенные по относительно небольшой поверхности;

2) **массовые** или объемные – нагрузки, распределенные по всему объему материала (вещества, жидкости) и пропорциональные его плотности. К ним относятся силы тяжести и силы инерции.

По характеру изменения во времени нагрузки делятся на **статические** и **динамические**.

К динамическим относятся кратковременные или быстроизменяющиеся нагрузки, время воздействия или изменения которых не превышает некоторого, характерного для данной конструкции времени. Таким характерным временем обычно являются приблизительно два-три периода собственных (свободных) упругих колебаний конструкции первого (основного) тона. Соответственно к статическим относятся постоянные или изменяющиеся нагрузки, время воздействия или изменения которых больше этого характерного времени. Динамические нагрузки в отличие от статических вызывают упругие колебания конструкции.

Примерами динамических нагрузок являются: сила тяги при запуске или выключении двигателя ступени ракеты-носителя (РН) или КА, аэродинамическая сила, возникающая при воздействии на РН порыва ветра, сила, действующая на КА при транспортировке или

стыковке на орбите, силы, возникающие при раскрытии и фиксации панелей солнечной батареи.

В зависимости от степени знания закона изменения нагрузки делят на **программные** и **возмущающие**. Характер изменения программных нагрузок заранее известен. Они очень мало изменяются от одного экземпляра КА к другому (например, сила тяги двигателя, давление в баке). Возмущающие нагрузки, представляющие собой разность между действительными и программными значениями, являются случайными функциями времени (например, приращение аэродинамической силы, действующей на спускаемый аппарат, вызванное порывом ветра).

Нагрузки делятся также на **наземные** (нагрузки при наземной эксплуатации) и **полетные**.

2.2. Статические нагрузки

2.2.1. Внешние силы

На различных участках полета и в процессе наземной эксплуатации КА подвержен воздействию различных сил. Существенными для прочности конструкции являются сила тяги ракетного двигателя P (действует на участке выведения и периодически в космическом полете); аэродинамическая сила R_a (выведение КА без обтекателя и движение спускаемого аппарата в атмосфере); сила тяжести G . При ускоренном движении КА возникает инерционная сила, направленная противоположно вектору ускорения, которая дополнительно нагружает элементы конструкции.

Говоря о внешних силах, удобно рассмотреть гипотетический летательный аппарат, движущийся в атмосфере, на который воздействуют сразу все упомянутые силы. Эти силы для случая плоского движения ЛА показаны на рис. 2.1, где oxy – скоростная система координат (ее начало совпадает с центром масс ЛА); $o_1x_1y_1$ – связанная (с корпусом ЛА) система координат; v – скорость ЛА; α – угол атаки; θ – угол между продольной осью ЛА и плоскостью местного горизонта.

Сила тяги. Сила тяги – равнодействующая сил давления, распределенных по внутренней поверхности двигателя и внешней поверхности корпуса ЛА. Под последним понимается барометрическое давление окружающей среды. Действительное распределение давле-

ленным перпендикулярно оси x_1 , то составляющая P_{x_1} равна силе тяги маршевого двигателя, а P_{y_1} – тяге управляющего двигателя.

Аэродинамическая сила R_a возникает в результате взаимодействия движущегося ЛА с воздухом и складывается из сил давления и сил трения, распределенных по корпусу ЛА. Силы давления перпендикулярны поверхности корпуса; силы трения направлены по касательной и обусловлены вязкостью воздуха. Точка пересечения линии действия аэродинамической силы с продольной осью ЛА называется центром давления.

Аэродинамическая сила в скоростной системе координат раскладывается на три составляющие (см. рис. 2.1): $X = c_x q S$ – сила лобового сопротивления, $Y = c_y q S$ – подъемная сила, $Z = c_z q S$ – боковая сила (при плоском движении отсутствует), где c_x, c_y, c_z – коэффициенты силы лобового сопротивления, подъемной и боковой сил; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор; S – характерная площадь (обычно площадь наибольшего поперечного сечения корпуса ЛА – площадь миделя); ρ – плотность воздуха.

Коэффициенты c_x, c_y и c_z зависят от формы ЛА, числа Маха $Ma = v/a$, где a – скорость звука в воздухе, и угла атаки α . Зависимость коэффициента c_x от числа Маха показана на рис. 2.2. Зависимости c_y и c_z от Ма имеют похожий вид. При плоском движении ЛА $c_z = 0$ и $Z = 0$. Если $\alpha = 0$, то $c_y = 0$ и $Y = 0$. Когда углы атаки малы, c_x практически не зависит от α , а c_y пропорционален α .

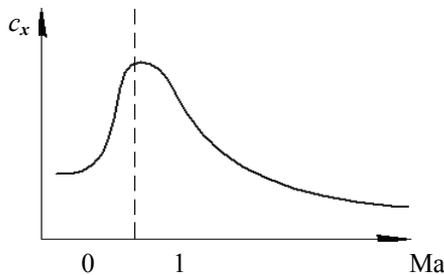


Рис. 2.2. Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления от числа Маха

При определении нагрузок удобнее пользоваться проекциями аэродинамической силы на оси связанной системы координат: $X_1 = X \cos \alpha - Y \sin \alpha$ – продольная аэродинамическая сила; $Y_1 = X \sin \alpha + Y \cos \alpha$ – поперечная аэродинамическая сила. Если угол атаки мал, то $X_1 = X - \alpha Y$, $Y_1 = Y + \alpha X$ и $c_{x1} = c_x - \alpha c_y$, $c_{y1} = c_y + \alpha c_x$.

При расчете внутренних сил в некотором поперечном сечении корпуса x_1 необходимо знать не полные проекции аэродинамических сил X_1, Y_1 , а их составляющие, действующие на часть корпуса, ограниченную координатами $0 - x_1$:

$$X_1(x_1) = qS \int_0^{x_1} \frac{\partial c_{x1}}{\partial x} dx, \quad Y_1(x_1) = qS \int_0^{x_1} \frac{\partial c_{y1}}{\partial x} dx.$$

Коэффициенты аэродинамических сил и интенсивность их распределения по длине корпуса ЛА находят посредством аэродинамических расчетов или по результатам продувок моделей ЛА в аэродинамических трубах.

Сила тяжести $G = mg$ (m – масса ЛА; g – ускорение свободного падения) приложена в центре масс ЛА и направлена к центру Земли. Сила тяжести может изменяться в полете вследствие расхода топлива, отделения частей ЛА, уноса материала теплозащитного покрытия спускаемого аппарата и изменения ускорения свободного падения с изменением высоты полета.

Массовые силы и перегрузки. К массовым силам, как уже отмечалось, относятся силы тяжести и силы инерции. При определении массовых нагрузок удобно рассматривать инерционную силу совместно с силой тяжести, характеризуя их суммарное значение перегрузкой.

Составим уравнения движения центра масс ЛА в проекции на оси связанной системы координат (см. рис. 2.1), объединив в левой части уравнений массовые силы, а в правой – поверхностные:

$$m \frac{dv_{x1}}{dt} + G \sin \theta = P_{x1} - X_1, \quad (1)$$

$$m \frac{dv_{y1}}{dt} + G \cos \theta = P_{y1} + Y_1. \quad (2)$$

Отношение проекций поверхностных сил на ось x_1 к весу ЛА на уровне моря при текущей массе:

$$n_{x1}^0 = \frac{P_{x1} - X_1}{m \cdot g_0} \quad (3)$$

называется коэффициентом продольной перегрузки центра масс ЛА или просто **продольной перегрузкой**. В формуле (3) g_0 – ускорение свободного падения на уровне моря. Аналогично

$$n_{y1}^0 = \frac{P_{y1} + Y_1}{m \cdot g_0} \quad (4)$$

– **поперечная перегрузка** центра масс ЛА.

Вектор перегрузки центра масс ЛА направлен против вектора ускорения.

Сопоставляя соотношения (1)–(4) можно сделать вывод о том, что если известна перегрузка, то расчет массовых сил сводится к простому перемножению перегрузки и веса ЛА (или части ЛА) на уровне моря при текущей массе.

При определении перегрузок для некоторого произвольного поперечного сечения ЛА, не проходящего через центр масс (рис. 2.3), необходимо учесть ускорение этого сечения во вращательном движении ЛА вокруг центра масс (если вращательное движение имеет место). На рис. 2.3 a_n, a_τ – центростремительное и тангенциальное ускорения для сечения с координатой x_1 ; x_{1m}, x_{1d}, x_{1y} – координаты центра масс, центра давления и места приложения управляющей силы.

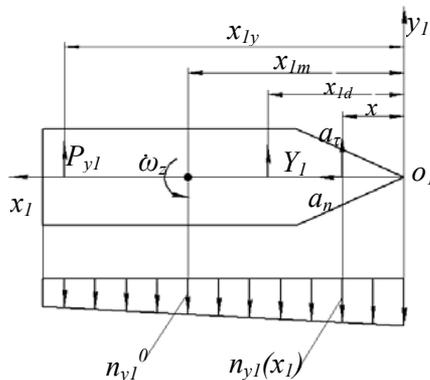


Рис. 2.3. К определению перегрузок при вращательном движении ЛА

Обычно $a_n \ll \frac{dv_{x1}}{dt}$, и можно полагать, что продольная перегрузка в сечении x_1 примерно такая же, как в центре масс: $n_{x1} \approx n_{x1}^0$. Поперечная перегрузка в сечении x_1 равна $n_{y1} = n_{y1}^0 + \Delta n_{y1}$, где $\Delta n_{y1} = \frac{a_\tau}{g_0} = \frac{\dot{\omega}_z(x_{1m} - x_1)}{g_0}$; $\dot{\omega}_z$ – угловое ускорение ЛА при вращении вокруг центра масс в плоскости движения. Угловое ускорение может быть найдено из уравнения вращательного движения:

$$J_m \dot{\omega}_z = Y_1(x_{1m} - x_{1d}) - P_{y1}(x_{1y} - x_{1m}).$$

Здесь J_m – массовый момент инерции ЛА относительно оси, проходящей через центр масс ЛА и параллельной оси z_1 .

Теперь определим продольную (F_{x1}) и поперечную (F_{y1}) массовые нагрузки, в сечении x_1 корпуса ЛА. Продольная массовая нагрузка $F_{x1}(x_1) = G(x_1)n_{x1}$, где $G(x_1)$ – вес части ЛА, ограниченной координатами $0 - x_1$. При определении веса части ЛА удобно разделить все массы на погонные m_{x1} [кг/м] и сосредоточенные m_i [кг]. Тогда

$$G(x_1) = g \left(\int_0^{x_1} m_{x1} dx + \sum_{i=1}^{i=n} m_i \right).$$

Здесь n – количество сосредоточенных масс в рассматриваемой части ЛА; i – номер сосредоточенной массы.

Поперечная массовая нагрузка

$$F_{y1}(x_1) = g \left(\int_0^{x_1} n_{y1} m_x dx + \sum_{i=1}^{i=n} n_{y1}^i m_i \right),$$

где n_{y1}^i – поперечная перегрузка для сечения, в котором находится i -я сосредоточенная масса.

2.2.2. Внутренние силовые факторы

Под действием внешних сил корпус ЛА деформируется, и в нем возникают внутренние силы и моменты (внутренние силовые факторы). Для нахождения внутренних силовых факторов применяют **метод сечений**, состоящий в следующем. Корпус ЛА в интересующем месте мысленно рассекается плоскостью, перпендикулярной продольной оси. К выбранной части корпуса прикладываются все внешние силы, а действие отброшенной части на выбранную часть заменяется внутренними силовыми факторами (рис. 2.4). К ним относятся N – продольная сила; Q_{y1}, Q_{z1} – поперечные силы; M_{y1}, M_{z1} – изгибающие моменты; M_{x1} – крутящий момент.

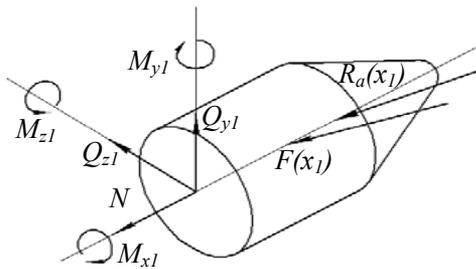


Рис. 2.4. Внутренние силовые факторы в корпусе

Внутренние силовые факторы определяют из уравнений равновесия сил или моментов, составленных для выбранной части корпуса. Из двух частей корпуса выбирается та, для которой проще определить внешние силы и составить уравнения равновесия. Как правило, это передняя часть корпуса ЛА. Крутящий момент, действующий на корпус КА, обычно мал и несуществен с точки зрения прочности конструкции.

Определение внутренней продольной силы. Рассмотрим два характерных поперечных сечения корпуса ЛА. Составим для выделенных частей ЛА уравнения равновесия продольных сил и опреде-

лим внутреннюю продольную силу $N(x_1)$, действующую в этих сечениях.

1. Пусть первое сечение проходит выше места приложения к корпусу силы тяги по корпусному топливному баку, например, разгонного блока (рис. 2.5, где p_H – барометрическое давление; $p_{\text{над}}$ – давление наддува бака; p_{x1} – давление в рассматриваемом сечении бака; h – высота столба жидкости для рассматриваемого сечения). Эпюры давлений изображены только на одной половине сечения корпуса ЛА.

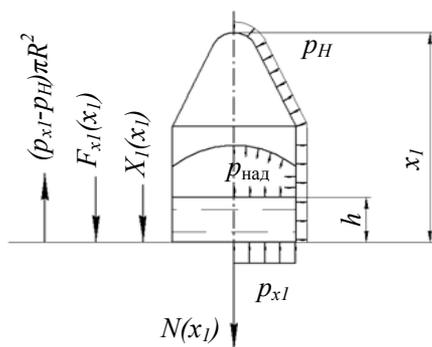


Рис. 2.5. К определению внутреннего продольного усилия в первом сечении

Уравнение равновесия продольных сил для рассматриваемой части корпуса:

$$N(x_1) + X_1(x_1) + F_{x1}(x_1) - (p_{x1} - p_H)\pi R^2 = 0,$$

где $p_{x1} = p_{\text{над}} + \rho_{\text{ж}} g h_{n,x1}$; $\rho_{\text{ж}}$ – плотность жидкости. Тогда

$$N(x_1) = (p_{x1} - p_H)\pi R^2 - X_1(x_1) - F_{x1}(x_1). \quad (5)$$

Таким образом, составляющие $X_1(x_1)$ и $F_{x1}(x_1)$ сжимают корпус в продольном направлении, а внутреннее избыточное давление – растягивает. При этом внутреннее продольное усилие может быть как растягивающим, так и сжимающим.

Зависимость (5) можно переписать следующим образом:

$$N(x_1) = (p_{\text{над}} - p_H)\pi R^2 - X_1(x_1) - [F_{x1}(x_1) - G_{\text{ж}}n_{x1}], \quad (6)$$

где $G_{\text{ж}} = \rho_{\text{ж}}gh\pi R^2$ – вес жидкости в рассматриваемой части бака. Из (6) следует, что $N(x_1)$ можно вычислять без учета жидкости в баке, заменив одновременно p_{x1} на $p_{\text{над}}$, что упрощает расчеты.

Если сечение корпуса КА проходит по герметичному приборному отсеку, давление в котором $p_{\text{по}}$, то

$$N(x_1) = (p_{\text{по}} - p_H)\pi R^2 - X_1(x_1) - F_{x1}(x_1).$$

Внутренняя продольная сила в этом случае также может быть как сжимающей, так и растягивающей.

В негерметичных отсеках, расположенных выше места приложения к корпусу силы тяги, внутреннее избыточное давление равно нулю и продольная сила всегда сжимающая.

2. Пусть второе сечение проходит ниже места приложения к корпусу силы тяги по негерметичному отсеку (рис. 2.6). Уравнение равновесия:

$$N(x_1) = P_{x1} - X_1(x_1) - F_{x1}(x_1).$$

Поскольку $P_{x1} \geq X_1(x_1) + F_{x1}(x_1)$, внутреннее продольное усилие в рассматриваемом сечении всегда растягивающее. При вычислении $F_{x1}(x_1)$ должен быть учтен также вес части камеры двигателя, расположенной ниже сечения.

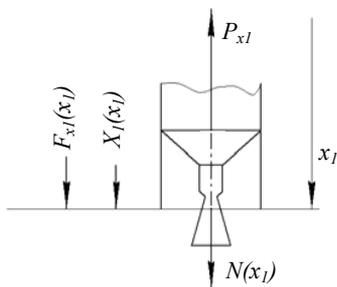


Рис. 2.6. К определению внутреннего продольного усилия во втором сечении

Внутренние продольные силы определяют с использованием процедуры численного интегрирования, для чего корпус делят по длине на небольшие участки.

Определение внутренних поперечных силовых факторов. Как и ранее, рассматривается плоское движение ЛА.

Перерезывающей силой $Q_{y1}(x_1)$ в сечении корпуса ЛА называется рав-

нодействующая касательных к сечению сил, численно равная алгебраической сумме проекций внешних сил на ось y_1 , приложенных по одну (любую) сторону от сечения. Изгибающим моментом $M_{z_1}(x_1)$ называется результирующий момент нормальных к сечению корпуса сил относительно нейтральной оси этого сечения, параллельной оси z_1 . Численно момент равен алгебраической сумме моментов внешних сил, приложенных по одну (любую) сторону от сечения.

Определим перерезывающие силы и изгибающие моменты для двух характерных сечений ЛА.

1. Пусть первое сечение проходит выше места приложения управляющей силы (рис. 2.7). Уравнение равновесия сил, действующих на рассматриваемую часть корпуса, в проекции на ось y_1 :

$$Q_{y_1}(x_1) = F_{y_1}(x_1) - Y_1(x_1).$$

Изгибающий момент в сечении x_1

$$M_{z_1}(x_1) = \int_0^{x_1} Q_{y_1}(x_1) dx.$$

2. В сечении корпуса, расположенном ниже места приложения управляющей силы (рис. 2.8), перерезывающая сила

$$Q_{y_1} = F_{y_1}(x_1) - Y_1(x_1) - P_{y_1}.$$

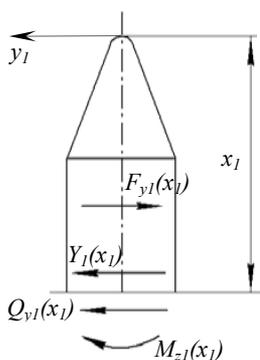


Рис. 2.7. К определению перерезывающей силы и изгибающего момента в первом сечении

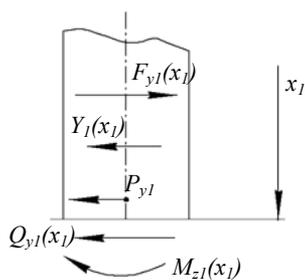


Рис. 2.8. К определению перерезывающей силы и изгибающего момента во втором сечении

Изгибающий момент определяется так же, как в предыдущем случае.

2.3. Динамические нагрузки

Как уже отмечалось, к динамическим относятся кратковременные или быстроизменяющиеся нагрузки, время воздействия или изменения которых (например, период изменения) не превышает приблизительно два-три периода собственных колебаний конструкции первого тона. Динамические нагрузки вызывают упругие колебания конструкции и могут представлять опасность для ее прочности.

Колебания конструкции, происходящие при отсутствии внешних сил, называются свободными (так как нет внешних сил) или собственными (так как частота колебаний зависит только от свойств самой конструкции). Из-за наличия сил сопротивления свободные колебания являются затухающими – амплитуда колебаний постепенно уменьшается.

Космический аппарат – сложная механическая система с большим числом степеней свободы. Поэтому его свободные колебания представляют собой сумму гармонических колебаний. Число гармоник и соответствующих им частот колебаний равно числу степеней свободы системы. Наименьшая (низшая) частота называется частотой первого (основного) тона. Функция, описывающая зависимость относительных перемещений системы от координаты, называется формой колебаний. Каждому тону колебаний соответствует своя форма.

Колебания, происходящие под воздействием внешних сил, называются вынужденными.

Внутренние силы, возникающие в конструкции при динамическом (резком) приложении нагрузки, т.е. при колебаниях, превышают внутренние силы, вызванные статическим (плавным) приложением той же нагрузки. Отношение упомянутых внутренних сил называется **коэффициентом динамичности**:

$$k_d = (N_c + N_d) / N_c ,$$

где N_c – внутренняя сила в конструкции при статическом действии нагрузки; N_d – динамическая составляющая внутренней силы. Наиболее опасны для прочности КА колебания одного-трех низших тонов.

При совпадении частот вынужденных и свободных колебаний конструкции возникает резонансный режим колебаний, при котором амплитуда и коэффициент динамичности резко возрастают. Частоты

первых тонов свободных колебаний конструкций КА обычно составляют 8...30 Гц [30].

Способность конструкции демпфировать колебания характеризуют **коэффициентом демпфирования**:

$$\lambda_j = \frac{\omega_{2j} - \omega_{1j}}{2\omega_{pj}},$$

где ω_{1j} и ω_{2j} – частоты колебаний, соответствующие значению амплитуды $A_{pj}/\sqrt{2}$ на амплитудной характеристике (рис. 2.9); A_{pj} – резонансная амплитуда; ω_{pj} – резонансная частота, j – номер тона колебаний.

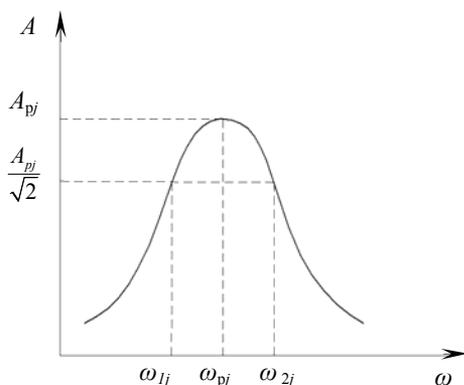


Рис. 2.9. Амплитудная характеристика

Анализ измерительной информации, полученной при натуральных пусках КА, показывает, что наибольшие отклонения элементов конструкции КА от стационарного состояния, причем в наиболее опасной низкочастотной области, происходят при резком нарастании и спаде силы тяги в случаях старта и разделения ступеней РН. В конструкции возникают так называемые переходные процессы – упругие колебания с переменной амплитудой и частотой 5...30 Гц.

Одновременно на всем участке выведения КА испытывает виброн нагружение, основными причинами которого являются пульсации силы тяги двигателей ступеней РН, атмосферная турбулентность и

работа системы управления. Частотный диапазон вибрационных нагрузок, вызванных указанными причинами, составляет 20...2000 Гц. И, наконец, на КА воздействует акустическое вибронгружение в диапазоне частот 2000...8000 Гц.

Ударное нагружение имеет место при срабатывании пироболтов, соединяющих КА с РН или разгонным блоком, при посадке спускаемого аппарата и в других случаях. Ударные нагрузки, возникающие при разделении ступеней РН, после прохождения через упругую конструкцию носителя и разгонного блока гасятся (фильтруются) и воздействуют на КА как обычные динамические нагрузки.

Вследствие крайней сложности КА как механической системы чисто теоретический путь исследования его динамики весьма сложен и часто просто невозможен. Поэтому решающую роль в наземной отработке КА играют динамические испытания. Они позволяют не только оценить работоспособность конструкции и аппаратуры КА, но и получить необходимую информацию для построения достоверных математических моделей, описывающих поведение КА при динамическом нагружении.

Задачи, стоящие перед динамическими испытаниями, могут быть различными. Однако наиболее часто это измерение виброускорений (а значит, и оценка нагружения) в различных частях конструкции КА и определение по ним основных динамических характеристик КА: собственных частот и форм колебаний, а также коэффициентов демпфирования.

Рассмотрим кратко **методы расчета динамических нагрузок**. Для исследования поведения конструкции КА при динамических воздействиях и расчета динамических нагрузок наиболее часто используются метод сосредоточенных параметров, метод распределенных параметров и комбинированные методы, основанные на первых двух.

По соотношению точности расчета динамических нагрузок и трудоемкости вычислений наиболее приемлемым для исследования продольных колебаний КА является **метод сосредоточенных параметров** [24]. Согласно этому методу реальная конструкция КА пред-

ставляется в виде сосредоточенных масс, связанных между собой упругими невесомыми пружинами, имитирующими жесткость элементов конструкции. На рис. 2.10 представлена упрощенная схема гипотетического КА, состоящая из модуля полезной нагрузки, модуля служебных

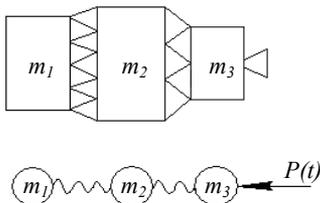


Рис. 2.10. Упрощенная схема и динамическая модель КА

систем и двигательной установки, соединенных фермами. Там же приведена динамическая модель КА, соответствующая методу сосредоточенных параметров. Предполагалось, что масса топлива мала и подвижностью жидкости в баках двигательной установки можно пренебречь. Массы ферм включены в массы m_1, m_2, m_3 ; $P(t)$ – тяга двигателя, являющаяся функцией времени t . Для каждой массы может быть составлено уравнение динамического равновесия. Уравнения равновесия, составленные без учета демпфирования:

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{x}_1 &= -c_1 x_1 + c_1 x_2 - P(t); \\ m_2 \ddot{x}_2 &= c_1 x_1 - (c_1 + c_2) x_2 + c_2 x_3; \\ m_3 \ddot{x}_3 &= c_2 x_2 - c_2 x_3, \end{aligned}$$

где x и \ddot{x} – перемещение и ускорение соответствующей массы; c_1 и c_2 – коэффициенты жесткости ферм – отношение силы к перемещению. Система дифференциальных уравнений решается одним из численных методов. Зная перемещения, можно легко найти динамические силы в фермах.

Динамические модели реальных КА, конечно, включают значительно большее количество масс и жесткостей.

Метод распределенных параметров используется для исследования как продольных, так и поперечных (изгибных) колебаний ЛА. В соответствии с этим методом конструкция аппарата представляется в виде балки с переменными по длине погонной массой и жесткостью. Основное достоинство метода – более адекватное представление конструкции, чем в методе сосредоточенных параметров. Однако его реализация связана с существенными трудностями вычислительного характера.

Широкое применение нашли **комбинированные методы**, например метод Бержерона. В комбинированных моделях конструкция ЛА (включая жидкое топливо) описывается как сосредоточенными массами, так и балочными элементами, соединенными упругими невесомыми пружинами.

2.4. Случаи нагружения КА

Конструкции КА проектируются исходя из наиболее тяжелых условий нагружения. Определять нагрузки, действующие на КА в каждый момент его эксплуатации, для выявления наиболее тяжелых условий нагружения довольно трудоемко и, как правило, нецелесооб-

разно. Обычно для каждой конструкции рассматривают несколько случаев нагружения, которые выбирают на основании многолетнего опыта проектирования и эксплуатации образцов ракетно-космической техники. Под случаями нагружения понимают наиболее актуальные с точки зрения прочности моменты или периоды нагружения конструкции КА в процессе его эксплуатации. В каждом из них конструкция находится под воздействием вполне определенной, характерной для этого случая комбинации внешних сил и окружающих условий.

Рассмотрим наиболее типичные для конструкций автоматических околоземных КА случаи нагружения, которые принято делить на наземные и полетные.

2.4.1. Случаи нагружения при наземной эксплуатации

Конструкции КА обычно проектируются исходя из полётных нагрузок. Целями же расчета наземных нагрузок являются: выбор режимов эксплуатации, при которых нагрузки не превосходят полетные (выбор скорости движения при транспортировке, количества опор для КА, средств амортизации и т.п.); проверка рациональности конструкции подъемно-транспортных средств; расчет узлов крепления КА к подъемно-транспортным средствам. Однако возможны случаи, когда наземные нагрузки превосходят полётные и конструкция проектируется по нагрузкам в наземном случае нагружения.

Рассмотрим основные наземные случаи.

Транспортировка КА – перемещение всего КА или его частей. Различают: а) транспортировку отсеков или всего КА в пределах завода-изготовителя; б) транспортировку КА с завода-изготовителя на космодром или к месту складирования железнодорожным, автомобильным, воздушным или водным транспортом; в) транспортировку КА в составе ракеты-носителя к стартовой позиции. Основная особенность транспортировочных нагрузок – их высокая повторяемость: они являются динамическими или повторно-статическими. При длительном воздействии таких нагрузок в материале конструкции КА могут возникнуть усталостные явления, приводящие к снижению ее несущей способности.

Максимальные продольные n_{x1} и поперечные n_{y1} перегрузки при транспортировке железнодорожным транспортом составляют соответственно 2,5 и 1,5...2; автомобильным транспортом – 1 и 1,5...2; авиационным – 6 и 4 (аварийная посадка самолета) [24, 30]. При

транспортировке КА в составе ракеты-носителя к стартовой позиции указанные перегрузки могут достигать 0,4 и 1,3.

Для уменьшения нагрузок, действующих на КА, ограничивают скорость движения железнодорожного и автомобильного транспорта, увеличивают число опор (ложементов), на которые укладывается КА, используют специальные амортизационные устройства, например, размещают КА на мешке из газонепроницаемой ткани, наполненном воздухом, и т.д. На рис. 2.11 показано размещение корпуса КА на ложементах платформы.

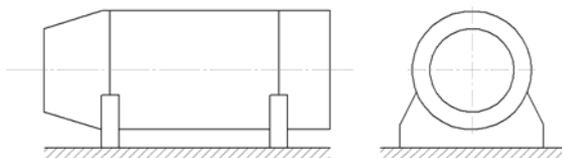


Рис. 2.11. Размещение корпуса КА на ложементах платформ.

Погрузочно-разгрузочные работы. Для уменьшения локальных нагрузок захват корпуса КА при погрузке или разгрузке осуществляется по нескольким сечениям одновременно с использованием кольцевых бандажей, а также съемных штырей или рым-болтов (рис. 2.12).

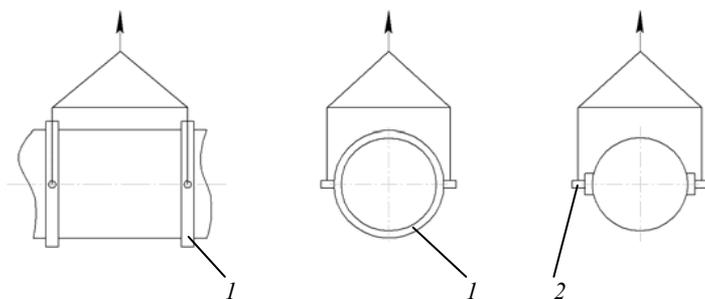


Рис. 2.12. Варианты захвата корпуса КА при погрузо-разгрузочных работах: 1 – кольцевой бандаж; 2 – съемный штырь или рым-болт

Подъем ракеты-носителя с КА в вертикальное положение. В начале и конце подъема стрела установщика с ракетой имеет угловое ускорение (торможение) $\dot{\omega} \leq 0,1 \text{ 1/c}^2$ (рис. 2.13). При этом попе-

речная перегрузка центра масс КА в начале подъема (горизонтальное положение РН) $n_{y1}^0 = 1 + \dot{\omega}L/g_0$, в конце подъема (вертикальное поло-

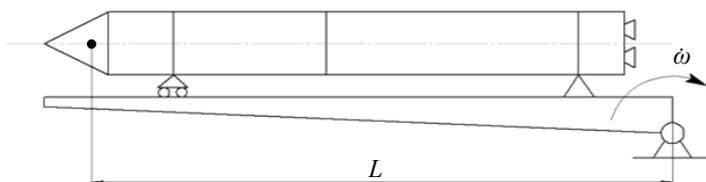


Рис. 2.13. Подъем РН в вертикальное положение

жение РН) – $n_{y1}^0 = \dot{\omega}L/g_0$, где L – расстояние от оси вращения стрелы установщика до центра масс КА. Для РН «Протон» указанные перегрузки составляют соответственно 1,3 и 0,3.

Стоянка на стартовой позиции. При воздействии ветра могут возникнуть упругие низкочастотные колебания РН и КА в плоскости, перпендикулярной направлению действия ветра. Эти колебания связаны с нарушением плавности обтекания корпуса РН и образованием вихрей Кармана.

Испытательные случаи нагружения. В процессе заводских испытаний (на прочность, герметичность, виброиспытаний и т.д.) конструкции КА могут находиться в условиях, отличающихся от условий нагружения в полете и в других случаях наземной эксплуатации.

2.4.2. Полетные случаи нагружения

Рассмотрим случаи нагружения по участкам полета типичного околоземного КА.

Участок выведения.

Максимум продольной аэродинамической нагрузки имеет место при $Ma = 1...1,5$, когда c_{x1} принимает максимальное значение, или при максимальном скоростном напоре q_{max} . Данный случай актуален для КА, выводимых на орбиту без обтекателя.

Максимум поперечной перегрузки. Этот случай обычно реализуется на участке полета от $Ma = 1$ до $q = q_{max}$. Максимальная поперечная перегрузка $n_{y1max} = 1,5...2$. Данный участок полета характеризуется наличием относительно больших программных углов атаки, с ко-

торыми движется ракета-носитель, и воздействием порывов ветра, скорость которого может достигать 70...80 м/с.

Максимум продольной перегрузки имеет место в конце работы двигателя одной из ступеней РН (обычно первой), когда масса ступени минимальна, а сила тяги максимальна. Для РН «Союз» максимальная продольная перегрузка $n_{x1 \max}$ равна 4, для РН «Протон» – 4,3 и для РН «Сатурн 5» – 4.

На участке выведения конструкции КА испытывают также динамическое нагружение, основными случаями которого являются следующие.

Старт ракеты-носителя. Возникают продольные колебания РН и КА, вызванные резким нарастанием тяги двигателей. Возможны также поперечные (изгибные) колебания, обусловленные воздействием ветра и другими причинами. При этом динамические усилия, действующие в конструкции КА, превышают статические, т.е. определенные без учета колебаний. Для КА, выводимого РН «Протон», продольная перегрузка при запуске двигателя первой ступени составляет 2,5, а максимальная поперечная доходит до 1,9.

Разделение ступеней РН. Имеют место продольные колебания РН и КА, вызванные резким спадом и нарастанием тяги двигателей ступеней, и поперечные колебания, связанные с возмущениями при разделении. При спаде тяги в корпусах РН и КА возникают растягивающие динамические силы, которые могут быть расчетными для болтовых соединений отсеков РН и КА. Для КА, выводимого РН «Протон», максимальные продольная и поперечная перегрузки при разделении ступеней равны 5,8 и 2,8 [30].

Воздействие порывов ветра. Под действием порывов ветра возникают поперечные колебания корпуса РН и, соответственно, КА.

Вибронагружение КА. Причинами вибраций, как уже указывалось, являются пульсация тяги двигателей РН, атмосферная турбулентность, работа системы управления РН и шум двигателей. Вибрации действуют на всем участке выведения в широком диапазоне частот 20...8000 Гц и более. Приближенная зависимость продольной виброперегрузки от частоты ω :

$$n_{x1}^g = 0,35 \left(\frac{\omega}{2\pi} \right)^{0,46}.$$

Из формулы следует, что при больших частотах виброперегрузки могут быть очень большими. Однако они не вызывают разрушения кон-

струкции вследствие крайней малости перемещений, амплитуда которых равна

$$A = \frac{250n_{x1}^6}{\omega^2} \text{ мм.}$$

Возникающие напряжения носят знакопеременный характер и приводят к накоплению усталостных явлений в материале конструкции. Вибрации также должны учитываться при конструировании узлов крепления блоков, приборов и агрегатов КА.

Участок орбитального полета.

Раскрытие солнечных батарей (СБ) и других мало жестких крупногабаритных конструкций. При фиксации СБ в рабочем положении кинетическая энергия раскрытия переходит в потенциальную энергию изгиба силовых элементов ее конструкции. В результате возникают свободные затухающие колебания батарей.

Включение и выключение двигательной установки КА. При этом возбуждаются колебания мало жестких крупногабаритных конструкций (например, СБ или антенн), приводящие к появлению в них динамических сил.

Стыковка. При стыковке КА испытывает динамическое нагружение, которое особенно актуально для элементов конструкции стыковочного узла, а также несущих конструкций раскрытых солнечных батарей и антенн. Для КА «Союз» при стыковке $n_{x1} = 0,26$, $n_{y1} = 0,68$.

Участок спуска СА в атмосфере.

Максимум продольной перегрузки. При баллистическом спуске СА максимум продольной перегрузки составляет порядка 8...10 единиц и имеет место при максимальном скоростном напоре, при скользящем спуске – 3...4 в зависимости от аэродинамического качества СА [26].

Максимум поперечной перегрузки. Случай актуален для СА скользящего и планирующего спуска.

Раскрытие парашютной системы. Случай является расчетным для элементов конструкции парашютной системы и узлов крепления парашюта к корпусу СА.

Включение тормозных двигателей СА.

Посадка на поверхность Земли (планеты).

Величина нагрузок зависит от параметров движения СА в момент касания поверхности планеты, механических свойств поверхности, массы и жесткостных характеристик СА. Максимальные продольные и поперечные перегрузки при посадке без использования тормозных

двигателей достигают нескольких десятков единиц, а давление в центре днища СА – нескольких мегапаскалей.

Кроме перечисленных случаев нагружения следует отметить случаи максимального избыточного давления в гермоотсеках, баках и газовых баллонах (с учетом нагрева).

3. НЕСУЩИЕ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

3.1. Конструктивно-силовые схемы отсеков корпуса КА.

Конструкции основных узлов отсеков

В конструкциях корпусов КА используются негерметичные и герметичные отсеки различных форм, выполненные в виде тонкостенных подкрепленных оболочек. Негерметичные отсеки могут быть также ферменными, панельно-стержневыми и сетчатыми.

Основные нагрузки для негерметичных отсеков – продольная сжимающая сила и изгибающий момент. В оболочках негерметичных отсеков в расчетных случаях обычно действуют сжимающие напряжения, и они рассчитываются на устойчивость. Герметичные отсеки, например приборные, в полете нагружены, кроме продольной сжимающей силы и изгибающего момента, внутренним избыточным давлением. В оболочках герметичных отсеков в условиях полета, как правило, действуют растягивающие напряжения; при наземной эксплуатации они могут быть сжимающими. В этом случае требуется расчет на прочность и на устойчивость.

Классификация отсеков по конструктивно-силовой схеме приведена на рис. 3.1.



Рис. 3.1. Классификация отсеков корпуса КА по конструктивно-силовой схеме

Рассмотрим особенности и применение отсеков указанных конструктивно-силовых схем.

3.1.1. Оболочечные отсеки

Неподкрепленный (гладкий) отсек (рис. 3.2) состоит из обшивки 1 и торцевых (стыковочных) шпангоутов 2. Достоинства отсека – простота изготовления и низкая стоимость, недостаток – низкая массовая эффективность (критические напряжения могут быть почти на порядок меньше предела текучести материала).

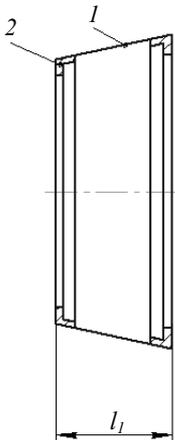


Рис. 3.2. Неподкрепленный отсек

Применяют для соединения частей, блоков летательных аппаратов при невысоких продольных сжимающих нагрузках и небольшой длине l_1 , когда масса отсека составляет небольшую долю от массы всей конструкции.

Неподкрепленными могут быть также малогабаритные герметичные приборные отсеки различных форм (гермоконтейнеры), оболочка которых работает на растяжение.

Неподкрепленными могут быть также малогабаритные герметичные приборные отсеки различных форм (гермоконтейнеры), оболочка которых работает на растяжение.

Шпангоутный отсек отличается от неподкрепленного наличием промежуточных шпангоутов. Такая схема подкрепления обшивки применяется, когда отсек нагружен внешним избыточным давлением, а продольные сжимающие усилия невелики. Промежуточные шпангоуты необходимы также для обеспечения неизменной формы поперечного сечения отсека при наземной эксплуатации.

Признаком **стрингерного отсека** является наличие большого количества элементов продольного силового набора, называемых стрингерами (рис. 3.3). Основные нагрузки, продольная сжимающая сила и изгибающий момент воспринимаются как стрингерами, так и обшивкой. При проектировочном прочностном расчете стрингерного отсека обычно делается допущение о том, что меридиональные (продольные) напряжения в стрингерах и обшивке одинаковы.

Стрингерная схема широко применяется для негерметичных отсеков, нагруженных продольными сжимающими усилиями.

В **лонжеронном отсеке** продольная сжимающая сила и изгибающий момент воспринимаются, главным образом, элементами продольного силового набора, называемыми лонжеронами, и прилегаю-

щими к ним частями обшивки. Обшивка между лонжеронами в очень небольшой степени участвует в восприятии этих нагрузок. Ее назначение – придание отсеку требуемой формы, защита содержимого отсека от пыли, лучистого и аэродинамического нагрева. Обшивка может также воспринимать крутящий момент и избыточное давление. Если эти нагрузки отсутствуют, то толщина обшивки лонжеронного отсека выбирается из технологических соображений (~1 мм).

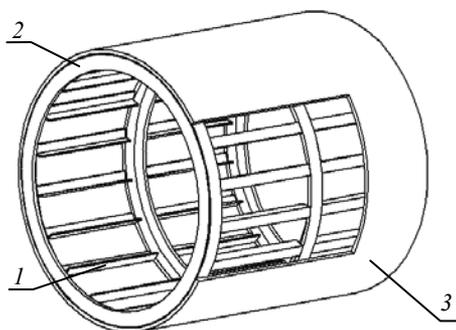


Рис. 3.3. Стрингерный отсек:
1 – стрингер; 2 – шпангоут; 3 – обшивка

Лонжеронная схема обычно используется, когда к отсеку приложены большие сосредоточенные усилия. При этом лонжероны устанавливаются по линии действия сосредоточенных сил (например, в местах крепления двигателя к корпусу отсека). Количество лонжеронов мало (в отличие от количества стрингеров в стрингерном отсеке), и они имеют относительно большое поперечное сечение. В таком отсеке удобно делать большие люки. В КА лонжеронные отсеки в чистом виде применяются редко.

Соединение элементов продольного и поперечного силового набора с обшивкой в отсеках, рассмотренных выше, осуществляется, как правило, при помощи заклепок или точечной сваркой.

Панельный отсек – это отсек, состоящий из монолитных панелей. Стенка и силовой набор панели выполнены как одно целое. Панельные отсеки обладают следующими достоинствами:

- более высокими критическими напряжениями и, соответственно, более высокой массовой эффективностью по сравнению со стрингерными отсеками, вследствие монолитности стенки и силового набора, а также слабой зависимости устойчивости отсека от несовершенств формы панелей (о технологических ограничениях см. ниже);

- высокой надежностью по герметичности;
- небольшим объемом сборочных работ при изготовлении корпуса отсека.

Недостаток – относительно высокая трудоемкость изготовления панелей.

Наиболее широко распространены вафельные панельные отсеки. Вафельные панели (рис. 3.4) изготавливаются из толстых листовых заготовок химическим травлением, механическим фрезерованием и электрохимической обработкой. Химическое травление – наиболее дешевый и производительный метод изготовления. Фрезерованные панели имеют немного меньшую массу за счет малой величины радиуса r (рис. 3.4, δ). При химическом травлении $r \approx h$.

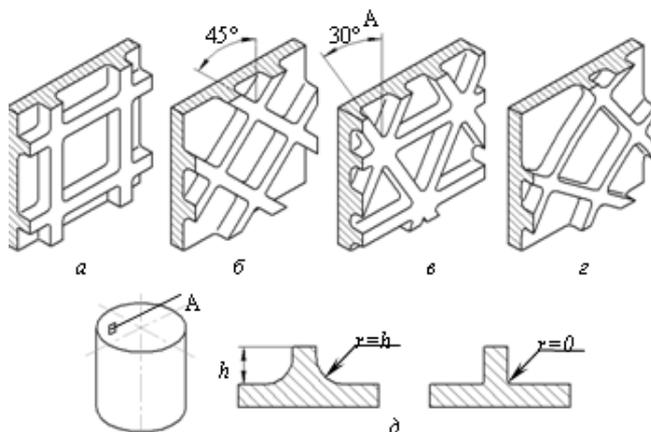


Рис. 3.4. Виды вафельных оболочек

Различают вафельные оболочки с продольно-кольцевым (a), перекрестным (δ), перекрестно-кольцевым (ϵ) и радиально-кольцевым ($г$) расположением ребер. Первые три схемы применяются для цилиндрических оболочек, перекрестное и радиально-кольцевое расположение ребер – для сферических сегментов.

Панели герметичных отсеков соединяются сваркой, негерметичных – сваркой, заклепками или болтами.

На применение панельных оболочек существуют технологические ограничения. Так, например, толщина стенки вафельной оболочки при механическом фрезеровании должна быть не менее 1,5 мм, при химическом травлении – не менее 0,5...0,6 мм [25]. Поэтому панель-

ные конструкции выгодны в массовом отношении при достаточно больших нагрузках и (или) больших габаритах отсека (в этих случаях расчетная толщина стенки больше технологически допустимой).

Крупногабаритные корпуса советских орбитальных станций «Салют» и «Мир» представляли собой вафельные оболочки с продольно-кольцевым расположением ребер, изготовленные из алюминиевого сплава. Толщина стенки корпуса станции «Салют» составляла 2 мм, шаг ребер 70 мм, высота ребер 12 мм.

При небольших сжимающих нагрузках и (или) малых габаритах отсека рассмотренные выше конструктивно-силовые схемы могут оказаться неэффективными в массовом отношении. В этом случае выгоднее применить **гофрированную конструкцию** (рис. 3.5). Наиболее часто используют гофры синусоидальной (*a*), трапециевидной (*б*) и омегаобразной (*в*) формы.

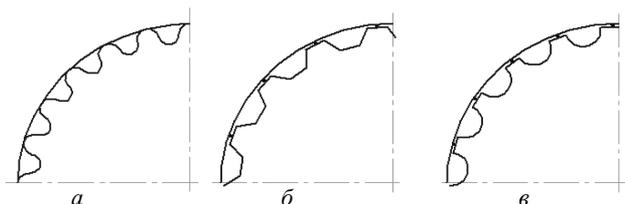


Рис. 3.5. Виды гофрированных оболочек

Гофрированная оболочка может быть использована для герметичного приборного отсека КА. В этом случае пространства между гофрами и обшивкой могут служить каналами газовой системы терморегулирования отсека. Наличие люков в гофрированном негерметичном отсеке существенно усложняет его конструкцию.

Гофры соединяются с обшивкой при помощи сварки, пайки или клея.

Наиболее эффективны в массовом отношении **трехслойные оболочки** (рис. 3.6), что объясняется большим моментом инерции поперечного сечения таких оболочек относительно нейтральной оси сечения. В качестве заполнителя (среднего слоя) 2 наиболее часто используются соты (*a*), гофры (*б*) полые цилиндры (*в*) и сплошные заполнители из пеноматериалов (*г*). На рис. 3.6, *д* показано сечение сотового заполнителя. Наружные слои (обшивки) 1 и 3 соединяются со средним слоем при помощи клея или сваркой.

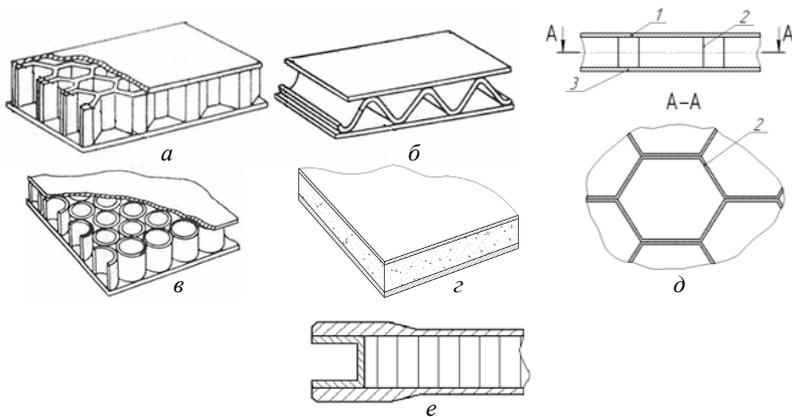


Рис. 3.6. Трехслойные оболочки с различными заполнителями

Края трехслойных оболочек подкрепляют специальными силовыми элементами для того, чтобы исключить расслоение оболочки и обеспечить разъемное или неразъемное соединение трехслойного отсека с другими отсеками. На рис. 3.6, *e* приведен вариант конструктивного оформления края металлической трехслойной оболочки с сотовым наполнителем, допускающий сварное соединение отсеков или приварку стыковочного шпангоута. Необходимость подкрепления края оболочки несколько снижает массовую эффективность трехслойного отсека, особенно при его малой длине. Другим недостатком трехслойных оболочек является относительная сложность изготовления.

Трехслойные оболочки существенно повышают защищенность герметичных отсеков КА от пробоя метеорными частицами. Сплошной наполнитель одновременно может служить теплоизоляцией отсека. Трехслойная оболочка приборного отсека КА с наполнителем в виде гофр может использоваться в качестве канала газовой системы терморегулирования. Весьма эффективно использование трехслойных оболочек в конструкциях, нагруженных внешним избыточным давлением (спускаемые аппараты, головные обтекатели РН).

Силовая конструкция отсека экипажа космического корабля «Аполлон» представляла собой трехслойную оболочку с сотовым наполнителем, изготовленную из нержавеющей стали. Толщина оболочки 12,7 мм, толщины наружных слоев 2,28 мм. Корпус двигательного отсека также имел трехслойную оболочку с сотовым наполнителем, но из алюминиевого сплава. Толщина оболочки 51 мм, толщины наружных слоев 1,27 мм.

Панельные, гофрированные и трехслойные отсеки могут иметь дополнительный продольный и поперечный силовой набор.

Силовой набор оболочечных отсеков. Рассмотрим элементы продольного и поперечного силового набора: стрингеры, лонжероны и шпангоуты.

Для *стрингеров* и *лонжеронов* наиболее часто используются следующие профили (рис. 3.7): уголкового (*а*), тавровый (*з*), зетобразный (*д*), швеллеровый (*и*), П-образные (*е*) и (*ж*) и двутавровый (*з*). Профили *е–и* более типичны для лонжеронов. Элемент профиля со свободным краем *1* называется полкой, без свободного края *2* – стенкой. Обычно профили изготавливают прессованием или гибкой из листа. Для изготовления сложных профилей возможно применение механической обработки. Лонжероны с большим поперечным сечением могут быть сборными (рис. 3.7, *к*).

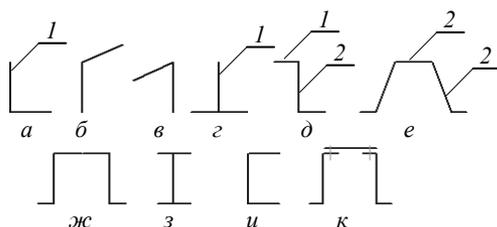


Рис. 3.7. Формы поперечных сечений стрингеров, лонжеронов и шпангоутов

По расположению в отсеке *шпангоуты* делятся на торцевые и промежуточные. *Торцевые* шпангоуты служат для подкрепления края отсека, обеспечивают разъемное или неразъемное соединение с другим отсеком (в этом случае их называют *стыковочными*) и используются для крепления КА при погрузочно-разгрузочных работах и транспортировке. Торцевые шпангоуты гермоотсеков, которые располагаются в стыке цилиндрической оболочки с днищем, имеющим форму сферического сегмента (т.е. в месте резкого изменения кривизны поверхности), воспринимают также радиальные сжимающие силы, связанные с наличием внутреннего избыточного давления в отсеке, и называются *распорными*.

Для торцевых шпангоутов негерметичных отсеков чаще всего используются уголкового (*а–в*) (*б* и *в* – для конических отсеков) и швеллеровый (*и*) профили (рис. 3.7). Возможные формы поперечных

сечений распорно-стыковочных шпангоутов гермоотсеков приведены на рис. 3.8. Вариант *a* используется при большой площади поперечного сечения шпангоута.

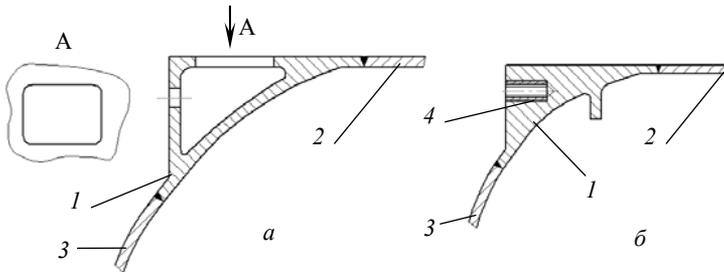


Рис. 3.8. Возможные формы поперечных сечений распорно-стыковочных шпангоутов гермоотсеков: 1 – шпангоут; 2 – цилиндрическая оболочка; 3 – днище; 4 – футорка

Промежуточные шпангоуты обеспечивают устойчивость элементов продольного силового набора, а также неизменность формы поперечного сечения отсека. Промежуточные шпангоуты, расположенные в местах резкого изменения кривизны поверхности герметичного отсека, одновременно являются распорными. Для промежуточных шпангоутов негерметичных и герметичных отсеков используются уголкового, таврового, зетобразного, швеллерового (см. рис. 3.7, *a – д, и*) и другие профили.

Торцевые и промежуточные шпангоуты могут быть *нормальными* и *силовыми* (усиленными). Силовые шпангоуты служат для восприятия сосредоточенных сил от закрепленных на них масс и передачи этих сил на оболочку отсека в виде распределенной нагрузки. Силовые шпангоуты отличаются от нормальных значительно большим поперечным сечением и могут быть сборными.

Шпангоуты изготавливаются прессованием, штамповкой и механической обработкой.

Обшивка негерметичных отсеков соединяется с продольным и поперечным силовым набором чаще всего заклепками или точечной сваркой. Для гермоотсеков используется только сварка.

Возможные варианты соединения стрингера со стыковочным шпангоутом и обшивкой негерметичного отсека показаны на рис. 3.9.

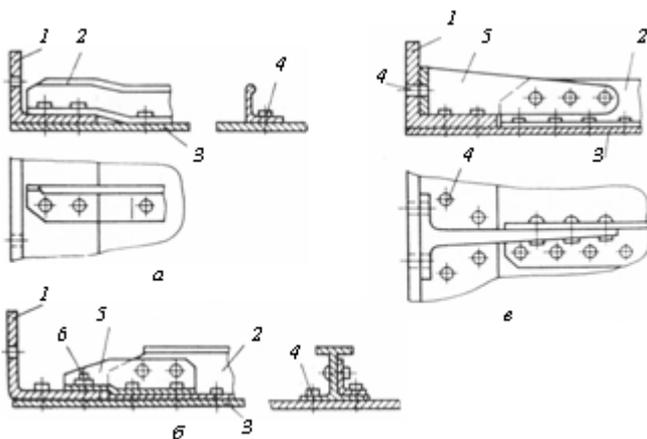


Рис. 3.9. Соединение стрингера со стыковочным шпангоутом и обшивкой отсека:
 1 – шпангоут; 2 – стрингер; 3 – обшивка; 4 – заклепка; 5 – фитинг;
 6 – винт, гайка и шайба

На рис. 3.10 изображено соединение лонжерона со стыковочным шпангоутом и обшивкой с использованием фитинга. Такая конструкция применяется при разъемном в полете соединении отсеков с помощью пироболтов. Фитинг 8 защищает содержимое отсека от осколков, образующихся при срабатывании пироболта. Резиновая манжета 13 предохраняет электропроводку к пироболту от повреждений.

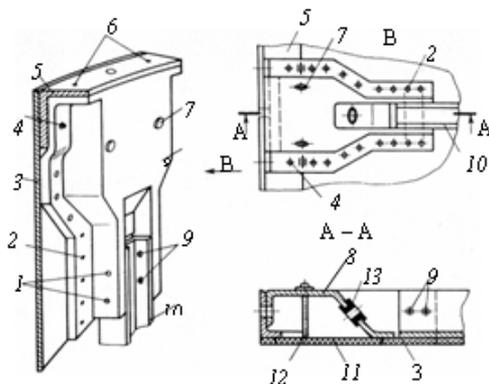


Рис. 3.10. Соединение лонжерона со стыковочным шпангоутом и обшивкой с использованием фитинга: 1, 6 – винты; 2 – заклепки; 3 – обшивка отсека; 4, 9 – самоконтращиеся гайки; 5 – стыковочный шпангоут; 7 – анкерная гайка; 8 – корпус фитинга; 10 – лонжерон; 11 – защитная крышка; 12 – винт крепления крышки; 13 – резиновая манжета

Варианты соединения стрингера с промежуточным шпангоутом и обшивкой приведены на рис. 3.11. При пересечении стрингера и промежуточного шпангоута в одном из профилей делается вырез или профиль разрезается полностью. Разрезается менее нагруженный элемент силового набора, как правило шпангоут (рис. 3.11, а). Для усиления места выреза или разреза используются уголки. При перекрещивании стрингера и промежуточного шпангоута (рис. 3.11, б) конструкция несколько упрощается, однако уменьшается свободный объем отсека.

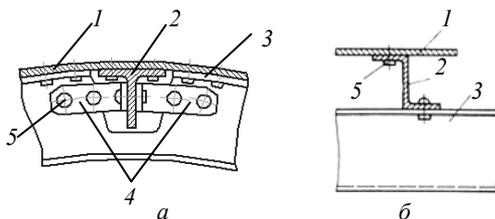


Рис. 3.11. Соединение стрингера с промежуточным шпангоутом и обшивкой отсека: 1 – обшивка; 2 – стрингер; 3 – шпангоут; 4 – уголок; 5 – заклепка

Люки негерметичных отсеков. Для доступа к приборам и агрегатам при наземной эксплуатации в оболочках негерметичных отсеков делаются вырезы под люки (рис. 3.12). Вырезы ослабляют оболочку, поэтому в области выреза предусматривают местное подкрепление оболочки – окантовку. С целью защиты отсека от пыли и влаги на крышках люков устанавливают резиновые прокладки. Для крепления, быстрого снятия и установки крышки люка используют винты с анкерными гайками.

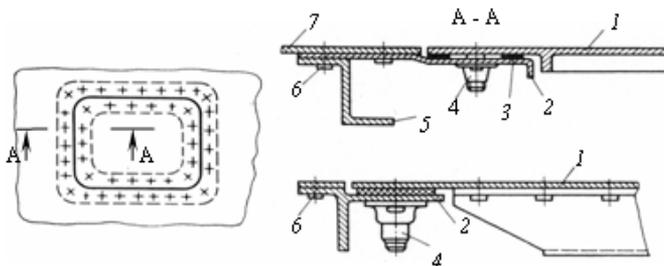


Рис. 3.12. Типовые конструкции эксплуатационных люков:
1 – крышка; 2 – окантовка; 3 – уплотнение; 4 – винт и анкерная гайка;
5 – стрингер; 6 – заклепка; 7 – обшивка

Особенности конструкций герметичных приборных отсеков.

Корпус приборного отсека должен иметь герморазъем, обеспечивающий доступ к аппаратуре при наземной эксплуатации. Если, например, отсек имеет цилиндрическую форму, то с этой целью одно из его днищ обычно делается съемным. Узел соединения съемного днища с корпусом приборного отсека показан на рис. 3.34.

Для установки аппаратуры в герметичных приборных отсеках КА, как правило, используются пространственные или плоские **приборные рамы**. Рамой называется стержневая конструкция, у которой стержни работают, главным образом, на изгиб и кручение. Соединение стержней в узлах рамы считается жестким. Рама крепится к шпангоуту отсека при помощи кронштейнов.

Схема простейшей пространственной приборной рамы гермоотсека КА приведена на рис. 3.13. Стержни рамы 3 могут иметь угловой, швеллеровый и другие профили, удобные для крепления аппаратуры. Соединение стержней в узлах осуществляется при помощи заклепок или сварки с использованием специальных фитингов 2.

Приборную раму удобно крепить к шпангоуту 5 съемного днища гермоотсека (см. также рис. 3.34). При этом днище с рамой в процессе наземной эксплуатации может выдвигаться из корпуса отсека для обслуживания аппаратуры. Для крепления рамы на шпангоут съемного днища устанавливаются кронштейны 4 (рис. 3.13). Место установки кронштейнов показано на рис. 3.34 (позиция 15).

Для увеличения жесткости рамы стержни могут подкрепляться стенками из листового металла, которые соединяются со стержнями заклепками или сваркой.

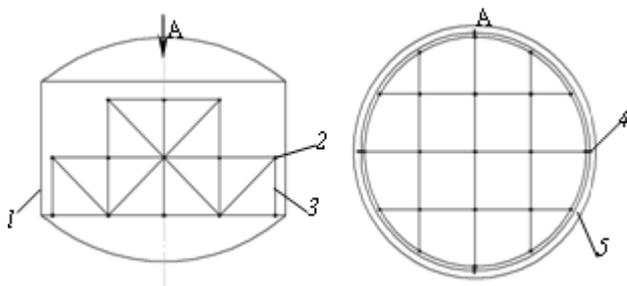


Рис. 3.13. Приборная рама:

1 – корпус приборного отсека; 2 – фитинг; 3 – стержень;
4 – кронштейн; 5 – шпангоут съемного днища отсека

Приборные рамы обычно изготавливаются из высокопрочных алюминиевых сплавов.

Особенности оболочечных отсеков из композиционных материалов. Композиционные материалы (КМ) применяются пока, главным образом, в конструкциях негерметичных отсеков, что позволяет снизить массу отсека и трудоемкость его изготовления. Использование КМ в конструкциях гермоотсеков затруднительно из-за высоких требований по герметичности и большого количества конструктивных элементов на корпусе отсека. Наиболее часто применяются неподкрепленные (гладкие), вафельные и трехслойные оболочки из полимерных КМ.

Значительную сложность представляет конструирование узлов болтового соединения композитных отсеков между собой и с металлическими отсеками. Полимерные КМ относительно плохо работают на сдвиг в плоскости монослоя, межслойный сдвиг и отрыв. Поэтому, для того чтобы избежать приложения больших сосредоточенных усилий от болтов к конструкции из КМ, используют металлические стыковочные шпангоуты или цельномотанные композитные шпангоуты со стальными вкладышами (втулками) с резьбой. На рис. 3.14 показана трехслойная оболочка отсека из КМ с накладным металлическим стыковочным шпангоутом, на рис. 3.15 – шпангоут из КМ со стальными втулками. Последний вариант используется для малонагруженных отсеков при большом количестве стыковочных болтов.

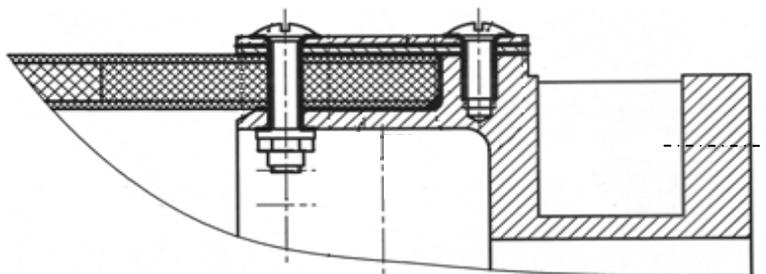


Рис. 3.14. Трехслойная оболочка отсека из КМ с накладным металлическим стыковочным шпангоутом

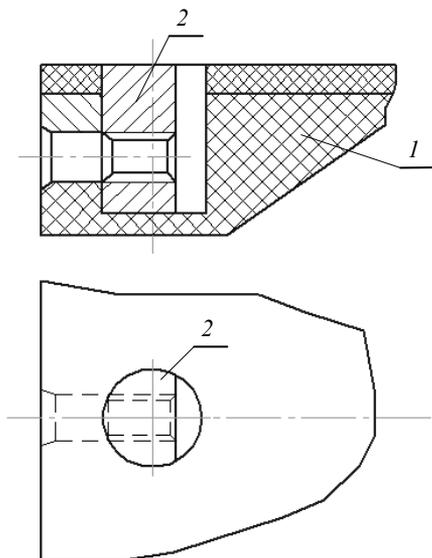


Рис. 3.15. Шпангоут из КМ со стальными втулками: 1 – шпангоут; 2 – втулка

В коротких отсеках масса стыковочных узлов составляет значительную долю от массы отсека и эффективность применения КМ невысока.

3.1.2. Стержневые и панельно-стержневые отсеки

Стержневые отсеки. Наиболее широко используются ферменные отсеки. Фермой называется конструкция, состоящая из стержней, испытывающих, главным образом, растяжение или сжатие. В фермах нагрузки прикладываются к узлам, а соединение стержней в узлах считается шарнирным.

Фермы применяются для соединения отсеков КА или присоединения КА к РН (переходные ферменные отсеки, или адаптеры), для крепления двигателей, установки антенн и т.д. Типичный ферменный отсек (рис. 3.16) представляет собой осесимметричную пространственную ферму, состоящую из стержней 1 (чаще трубчатых) и фитингов 2. Фитинги обеспечивают механическую связь стержней между собой, передачу нагрузок и неразъемное или разъемное в полете соединение отсеков.

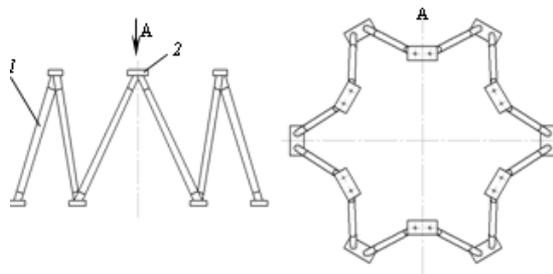


Рис. 3.16. Ферменный отсек (переходная ферма):
1 – стержень; 2 – фитинг

Конструктивное исполнение фитингов характеризуется большим разнообразием. Металлические стержни соединяются с фитингами при помощи сварки. Фитинги металлических ферм показаны на рис. 3.17. Фитинги *г* и *д* изготовлены штамповкой, *б* – механической обработкой. Втулка фитинга *д* может быть использована для установки средств разделения отсеков: пироболтов, пирозамков, замков-толкателей.

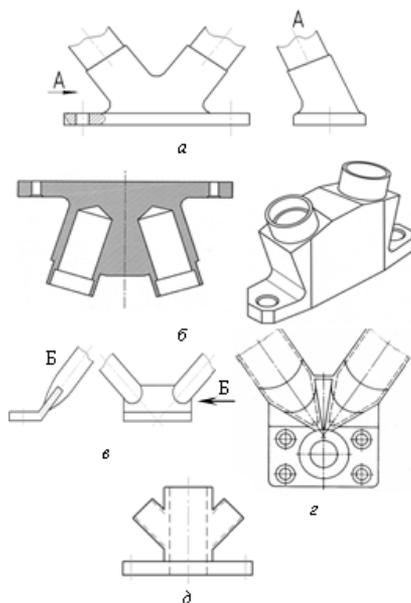


Рис. 3.17. Фитинги ферм

Ферма крепления двигателя должна обеспечить определенное положение продольной оси двигателя относительно продольной оси ЛА. Для этого в месте соединения фермы с корпусом отсека ЛА или с двигателем предусматриваются регулируемые опоры (рис. 3.18).

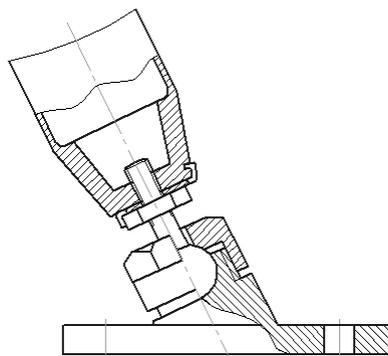


Рис. 3.18. Регулируемая опора в узле фермы крепления двигателя

Стержни из полимерных композиционных материалов снабжаются металлическими законцовками, посредством которых осуществляется сварное соединение стержня с металлическим фитингом. Варианты соединения композитных стержней с законцовками приведены на рис. 3.19. Клеевое соединение используется для малонагруженных ферм. Наиболее просто реализуется соединение боралюминиевых стержней – диффузионной сваркой.

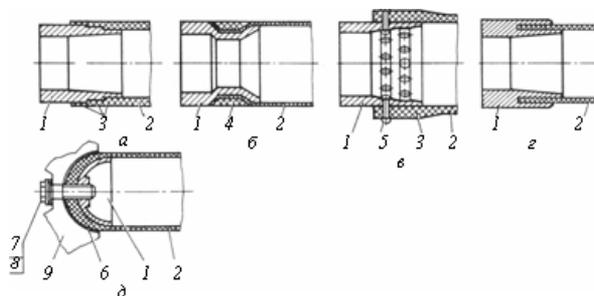


Рис. 3.19. Варианты соединения композитных стержней с металлическими законцовками: *а* – клеевое соединение; *б* – соединение с защемлением кольцевой подмоткой; *в* – клеємеханическое соединение; *г* – соединение диффузионной сваркой для боралюминиевых стержней; *1* – законцовка; *2* – стержень; *3* – клей; *4* – кольцевая подмотка; *5* – крепежные элементы; *6* – прокладка из стеклоткани; *7* – болт; *8* – шайба; *9* – фитинг

Длинные ферменные отсеки могут иметь промежуточный шпангоут, повышающий устойчивость стержней.

Ферменные отсеки просты в изготовлении и удобны в эксплуатации. На рис. 3.20 изображен ферменный отсек одного из современных КА, изготовленный из алюминиевого сплава.

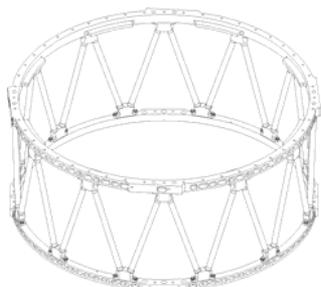


Рис. 3.20. Ферменный отсек КА

Панельно-стержневые отсеки. Современные автоматические КА все чаще создаются на основе универсальных космических платформ, построенных по модульному принципу и не содержащих герметичных отсеков. В аппаратах такого типа широко применяются панельно-стержневые несущие конструкции. На рис. 3.21 показан панельно-стержневой отсек полезной нагрузки одной из первых российских космических платформ «Ямал-100».

Силовая конструкция отсека состоит из рамы в форме параллелепипеда, изготовленной из трубчатых алюминиевых стержней, к которым при помощи кронштейнов крепятся трехслойные панели с сотовым наполнителем. В панелях имеются закладные крепежные втулки (рис. 3.22), служащие для установки бортового оборудования. На наружных поверхностях панелей размещены радиаторы системы обеспечения теплового режима КА.



Рис. 3.21. Панельно-стержневой отсек КА-платформы «Ямал-100»

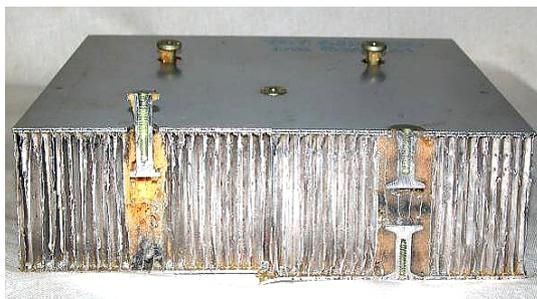


Рис. 3.22. Фрагмент трехслойной панели с закладными крепежными втулками (после прочностных испытаний)

Корпуса космических аппаратов «Глонасс-К» также имеют панельно-стержневую конструкцию (рис. 3. 23). Корпус состоит из шести трехслойных панелей, усиленных двумя плоскими ферменно-рамными конструкциями. Обшивки трехслойных панелей толщиной 0,3...0,4 мм изготавливаются из алюминиевых сплавов В95А и Д16АТ, сотовый наполнитель – из сплава АМг2 (в малонагруженных частях панелей может устанавливаться наполнитель из крафт-бумаги). Соединение наполнителя с обшивками осуществляется при помощи пленочного клея. Для крепления приборов и агрегатов в панелях имеются вставки (закладные втулки). Закладные втулки изготавливаются из алюминиевого сплава Д16ТПП. Торцы панелей оклеиваются специальной лентой.

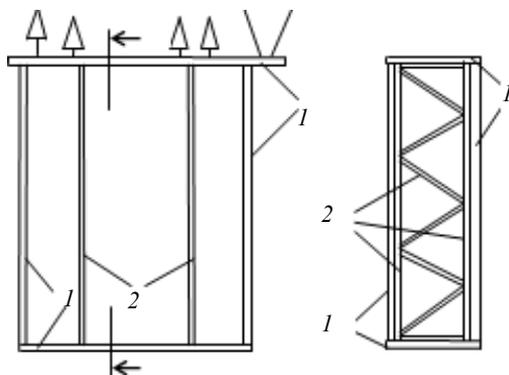


Рис. 3.23. Панельно-стержневой корпус КА «Глонасс-К»
(на главном виде верхняя панель снята): 1 – трехслойные панели корпуса;
2 – плоская рамно-ферменная конструкция

Панельно-стержневые отсеки имеют высокую массовую эффективность, просты, технологичны и удобны для монтажа аппаратуры.

3.1.3. Сетчатые конструкции

Сетчатые композитные конструкции различной формы, состоящие из системы ребер, изготовленных из высокомодульного однонаправленного углепластика, обладают высокой степенью массового совершенства и в настоящее время широко применяются в ракетно-космической технике [3]. Так, в качестве силовых конструкций КА, не имеющих герметичных отсеков, используются изогридные (т.е. с одинаковыми ячейками) цилиндрические оболочки (рис. 3.24) и оболочки с некруговым (например, эллиптическим) поперечным сечением.



Рис. 3.24. Цилиндрическая

Рис. 3.24. Цилиндрическая сетчатая композитная оболочка

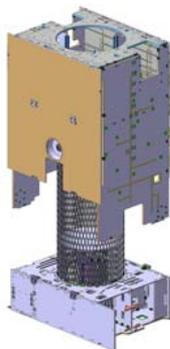


Рис. 3.25. Конструкция корпуса КА «Телком-3» (модуль полезной нагрузки приподнят)

На рис. 3.25 приведена конструкция КА «Telkom-3», созданного на базе российской космической платформы «Экспресс-1000Н», силовой основой которой является сетчатая углепластиковая оболочка (труба). Сетчатая структура трубы образована спиральными и кольцевыми ребрами. Кольцевые ребра проходят между пересечениями спиральных ребер, что повышает устойчивость последних. Ребра изготавливаются мокрой намоткой в пазы матрицы из силиконовой резины, нанесенной на металлическую оправку. Однонаправленная структура углепластика обеспечивает высокую массовую эффективность конструкции. Труба соединяется с трехслойными приборными пане-

лями модуля полезной нагрузки и модуля служебных систем посредством небольших опорных трехслойных панелей. В местах крепления опорных панелей на ребрах трубы устанавливаются металлические накладки (рис. 3.26). Сетчатая оболочка может быть также усилена продольными ребрами и небольшими монолитными участками.



Рис. 3.26. Металлические накладки

Рис. 3.26. Металлические накладки

Весьма эффективным в массовом отношении является использование композитных сетчатых конических оболочек в качестве адаптеров, соединяющих космический аппарат с разгонным блоком или ракетой-носителем. На рис. 3.27 показан адаптер полезной нагрузки РН «Протон-М». Его масса на 60% меньше массы традиционной стрингерной конструкции из алюминиевого сплава, а стоимость на 30% ниже.



Рис. 3.27. Сетчатый композитный адаптер полезной нагрузки РН «Протон-М»

Применяются также шпангоуты сетчатой конструкции. Сетчатый шпангоут установлен, например, в середине переходного отсека, соединяющего вторую и третью ступени ракеты-носителя «Протон-М» для ее закрепления при транспортировке и подъеме в стартовое положение (рис. 3.28).



Рис. 3.28. Переходный отсек РН «Протон-М» с сетчатым шпангоутом



Рис. 3.29. Композитные сетчатые стержни

В крупногабаритных трансформируемых конструкциях КА применяются сетчатые композитные стержни (рис. 3.29).

3.1.4. Узлы соединения отсеков

Конструктивное исполнение узлов разъемного и неразъемного соединения отсеков имеет большое разнообразие и зависит от вида отсека и других факторов.

На рис. 3.30 приведены два варианта сварного соединения герметичного и негерметичного отсеков: сваркой встык и точечной сваркой.

Широкое применение находят разъемные фланцевые соединения отсеков. На рис. 3.31 изображено соединение двух негерметичных отсеков с использованием так называемой «плавающей» гайки. Ее применяют в том случае, когда доступ к резьбовой части болта неудобен или невозможен.

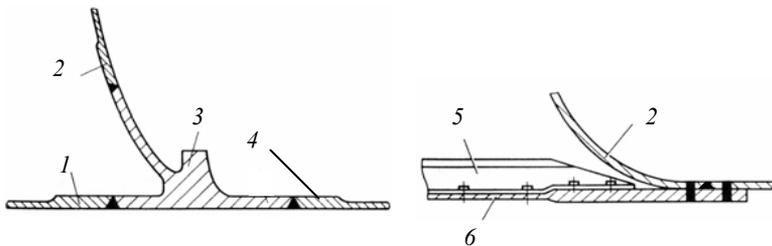


Рис. 3.30. Сварное соединение отсеков: 1, 8 – оболочка негерметичного отсека; 2 – днище; 3 – распорный шпангоут; 4 – оболочка герметичного отсека; 5 – стрингер; 6 – обшивка негерметичного отсека

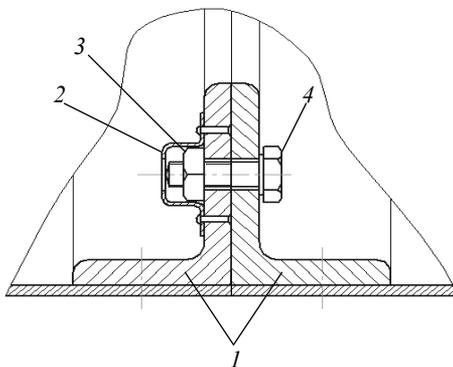


Рис. 3.31. Соединение негерметичных отсеков с использованием «плавающей» гайки: 1 – шпангоут; 2 – карман; 3 – гайка; 4 – болт

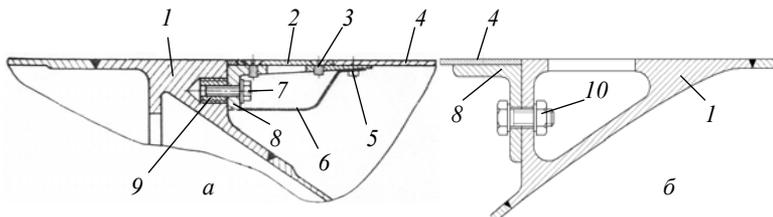


Рис. 3.32. Соединение герметичного и негерметичного отсеков: 1 – шпангоут гермоотсека; 2 – крышка лючка; 3 – винт; 4 – обшивка; 5 – заклепка; 6 – короб лючка; 7 – болт и шайба; 8 – шпангоут негерметичного отсека; 9 – футорка (втулка); 10 – гайка и шайба

На рис. 3.32 приведены два варианта соединения герметичного и негерметичного отсеков: без доступа к резьбовой части болта (*a*) и с доступом (*б*). Стальная втулка 9 позволяет производить многократную сборку и разборку соединения без повреждения резьбы.

Соединение двух лонжеронных отсеков показано на рис. 3.33 (вид изнутри отсеков). Предполагается, что в обоих отсеках есть доступ к соединению изнутри.

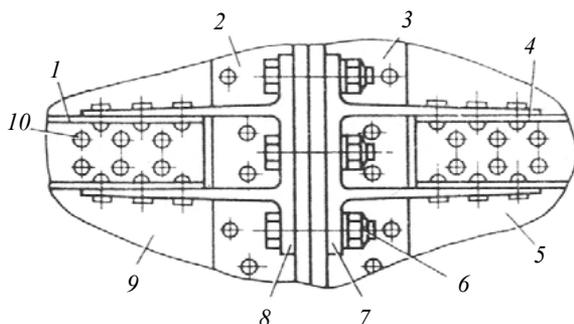


Рис. 3.33. Соединение лонжеронных отсеков: 1, 4 – лонжероны; 2, 3 – стыковочные шпангоуты; 5, 9 м обшивка; 6 – болт, гайка, шайба; 7, 8 – фитинги; 10 – заклепка

На рис. 3.34 показано соединение приборного отсека КА, имеющего съемное днище, с негерметичным агрегатным отсеком. На шпангоут съемного днища с внутренней стороны устанавливаются кронштейны для крепления приборной рамы. Соединение ферменного и негерметичного оболочечного отсеков приведено на рис. 3.35.

Разъемное в полете соединение отсеков осуществляется чаще всего при помощи пиротехнических средств: пироболтов и пирозамков. Они имеют малые габариты и массу, высокие надежность и быстрдействие. Пироболты (рис. 3.36) просты и надежны в эксплуатации, однако при их срабатывании возникает ударная нагрузка и образуются осколки. Для защиты содержимого отсека от осколков, как уже отмечалось, используют специальные фитинги (см. рис. 3.10) или коробки (см. рис. 3.32). При срабатывании пирозамков осколки не образуются и ударные нагрузки значительно меньше.

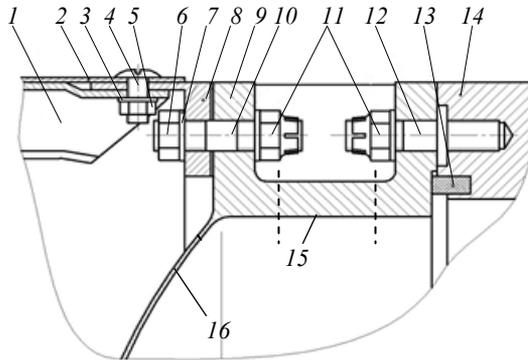


Рис. 3.34. Соединение приборного отсека, имеющего съемное днище, с агрегатным отсеком: 1 – стрингер; 2 – обшивка агрегатного отсека; 3, 7 – шайбы; 4 – винт; 5, 6, 11 – гайки; 8 – шпангоут агрегатного отсека; 9 – шпангоут съемного днища; 10, 12 – шпильки; 13 – уплотнение; 14 – шпангоут цилиндрической части приборного отсека; 15 – место установки кронштейнов для приборной рамы; 16 – днище

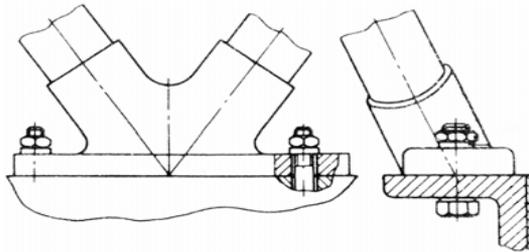


Рис. 3.35. Соединение ферменного и негерметичного оболочечного отсеков

Крепежные болты и шпильки воспринимают, главным образом, продольные силы и изгибающие моменты. Если на отсеки действуют значительные перерезывающие усилия, то в соединении устанавливаются несколько штифтов (рис. 3.37). Штифты, как правило, ставят в одном стыковочном шпангоуте на прессовой посадке, в другом – на плотной. Для предотвращения выпадения штифта из-за ослабления прессовой посадки может использоваться гайка (рис. 3.37, б).

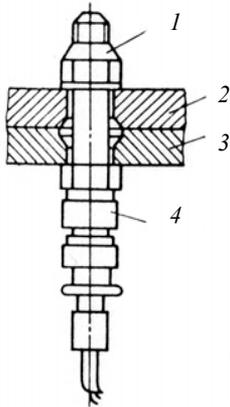


Рис. 3.36. Пироболт в соединении отсеков:
1 – гайка; 2, 3 – полки шпангоутов; 4 – пироболт

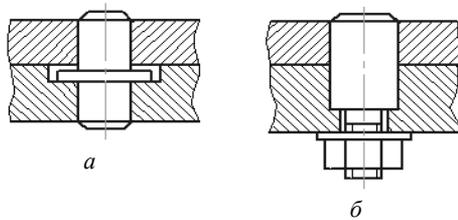


Рис. 3.37. Штифт в соединении отсеков

Поскольку диаметр отверстий в шпангоутах под крепеж существенно больше диаметра болтов или шпилек, для обеспечения соосности соединяемых отсеков используются направляющие штыри (рис. 3.38). Если толщина полки шпангоута достаточно велика, то применяется штырь в виде шпильки (а), в противном случае штырь крепится гайкой (б). В штыре имеется отверстие для воротка.

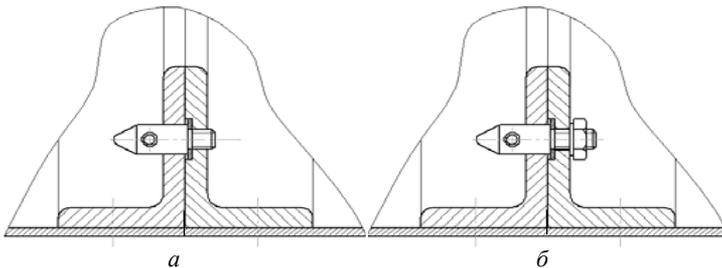


Рис. 3.38. Направляющий штырь в соединении отсеков

На рис. 3.39 приведены возможные способы стопорения крепежных резьбовых соединений от самоотвинчивания при воздействии вибраций.

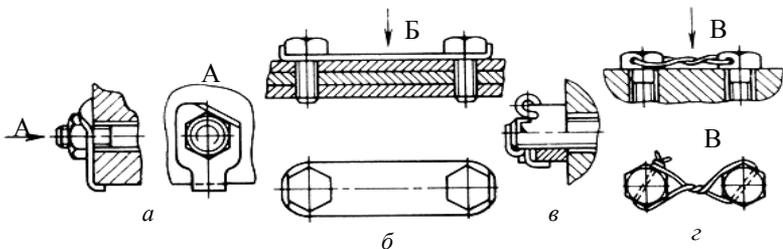


Рис. 3.39. Примеры стопорения (законтривания) крепежных соединений: *а* – использование отгибной шайбы; *б* – использование отгибной подкладки на два болта; *в* – стопорение шплинтом (гайка с канавками, болт с отверстием); *г* – стопорение контровочной проволокой

3.2. Конструктивно-силовые схемы и формы топливных баков

По конструктивно-силовой схеме топливные баки можно разделить на две группы: **корпусные** и **подвесные**. Значительная часть оболочки корпусного бака (рис. 3.40, *а, б*) одновременно является частью корпуса летательного аппарата и кроме внутреннего давления воспринимает продольную и перерезывающую силы, изгибающий и крутящий моменты. При движении ЛА в атмосфере оболочка корпусного бака подвержена также аэродинамическому нагреву. Подвесные баки (*в, г, д*) устанавливаются внутри корпуса ЛА или крепятся к его несущей стержневой конструкции.

Подвесные баки могут быть **несущими** и **ненесущими**. Ненесущие подвесные баки нагружены лишь внутренним давлением и местными усилиями в области узлов крепления (*г* – верхний бак; *д* – нижний бак). Подвесные баки, к которым крепится двигатель (*в, з* – нижний бак; *д* – верхний), являются несущими, так как через них сила тяги передается на корпус ЛА. Кроме силы тяги они воспринимают те же нагрузки, что и ненесущие подвесные баки.

Корпусные баки обычно применяются при больших запасах топлива и в сочетании с насосной системой подачи, для которой характерны низкие давления наддува баков ($2 \cdot 10^5 \dots 4 \cdot 10^5$ Па). Эта схема более типична для ракет. Подвесные баки применяются при относительно небольших запасах топлива. В этом случае чаще используется вытеснительная система подачи топлива, при которой давление в баке составляет $10^6 \dots 4 \cdot 10^6$ Па. Подвесные баки более характерны для КА.

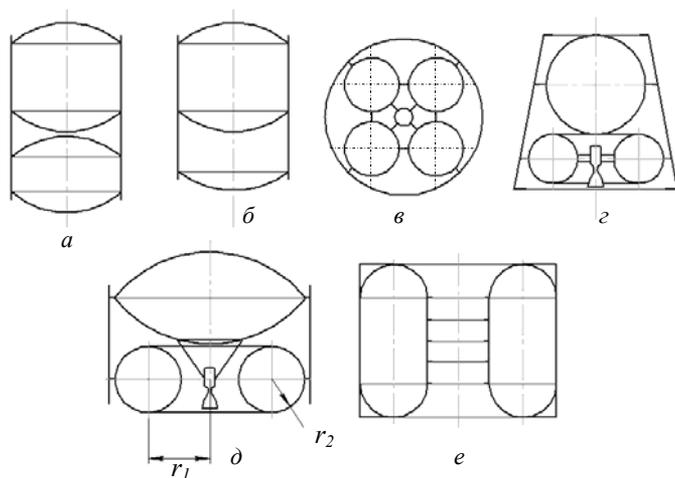


Рис. 3.40. Конструктивно-силовые схемы топливных баков

Корпусные топливные отсеки могут быть с отдельными баками горючего и окислителя (рис. 3.40, *а*) и с совмещенными (рис. 3.40, *б*), имеющими общее (промежуточное) днище. В первом случае меньше вероятность соприкосновения самовоспламеняющихся компонентов топлива вследствие утечек через микроканалы сварных швов. Кроме того, можно разместить между днищами теплоизоляцию и тем самым снизить приток тепла к криогенному компоненту топлива. Во втором случае длина и масса топливного отсека меньше. Для надежного разделения самовоспламеняющихся компонентов топлива промежуточное днище делают сдвоенным. При этом днище, соприкасающееся с компонентом топлива, является силовым; второе днище необходимо только для обеспечения герметичности и имеет небольшую толщину.

Баки также делятся на **гладкие** и **подкрепленные**. Корпуса подкрепленных баков имеют промежуточные шпангоуты, реже стрингеры, или изготавливаются из вафельных панелей. Продольный силовой набор нужен только в том случае, когда в оболочке бака в процессе эксплуатации возникают продольные сжимающие усилия. Такие усилия могут иметь место, например, в оболочке корпусного бака при наземной эксплуатации, когда в нем отсутствует внутреннее избыточное давление. Баки с высоким внутренним давлением (при вытеснительной системе подачи топлива) делаются гладкими.

Остановимся на **формах** баков. Корпусные баки наиболее часто имеют цилиндрическую или цилиндроконическую форму. Днища корпусных баков могут быть сферическими (сферический сегмент), эллиптическими или коробовыми. Коробовое днище представляет собой сочетание сферического сегмента с радиусом $R_{\text{сф}}$ и части оболочки тора с радиусом r (рис. 3.41).

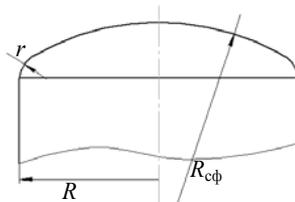


Рис. 3.41. Коробовое днище

Сферические днища более технологичны по сравнению с днищами других форм. От радиуса сферического днища зависит не только масса самого днища, но и масса цилиндрической части бака, масса распорно-стыковочных шпангоутов и, соответственно, масса и длина всего топливного отсека. При давлениях в баках, характерных для насосной системы подачи, масса топливного отсека будет близка к минимальной, если радиус верхнего днища равен $(1,4...1,5)R$, нижнего $-(1,2...1,3)R$, где R – радиус цилиндрической части бака. Различие в радиусах верхнего и нижнего днищ объясняется различием в их нагружении: давление, действующее на нижнее днище, больше. Однако из технологических и экономических соображений все днища топливного отсека делают с одинаковым радиусом $\sim (1,3...1,4)R$.

Следует заметить, что оптимальные радиусы сферических днищ герметичных приборных отсеков обычно больше $1,5R$, так как избыточное давление в таких отсеках ниже, чем в топливных баках.

Эллиптические днища позволяют получить наиболее плотную компоновку топливного отсека – при прочих равных условиях длина топливного отсека с эллиптическими днищами будет несколько меньше, чем со сферическими или коробовыми. Однако эллиптические днища сложнее в изготовлении по сравнению с днищами двух других форм. При соотношении длин полуосей эллипса $a > \sqrt{2}b$, где a – большая полуось, b – малая, в днище, нагруженном внутренним давлением, вблизи его края действуют сжимающие кольцевые напряжения. В этом случае необходим расчет днища на устойчивость.

Коробовые днища технологичнее эллиптических и по плотности компоновки мало уступают им. Радиус сферического участка коробового днища рекомендуется принимать равным $R_{\text{сф}} = 1,15R$.

Таким образом, форма днища должна выбираться с учетом ее влияния на массу топливного отсека, плотность его компоновки, а также из технологических соображений.

Днища корпусных баков могут быть гладкими или вафельными. Днища, в которых в процессе эксплуатации действуют растягивающие силы, делаются гладкими. Промежуточное днище топливного отсека (рис. 3.40, б) может быть нагружено с выпуклой стороны, т.е. внешним избыточным давлением. В этом случае оно работает на устойчивость и его иногда целесообразно сделать вафельным.

Профили распорно-стыковочных и промежуточных шпангоутов корпусных баков аналогичны тем, что используются в гермоотсеках (см. п. 3.1.1).

Подвесные топливные баки чаще всего имеют форму сферы или тора. Встречаются также цилиндрические, эллипсоидальные (эллипсоид вращения) и чечевицеобразные (рис. 3.40, д – верхний бак) подвесные баки.

Оболочка *сферического* бака (рис. 3.42) имеет наименьшую массу по сравнению с оболочками баков других форм (при одинаковых объеме и внутреннем избыточном давлении). Если бак предназначен для криогенного компонента топлива, то масса теплоизоляции бака будет также наименьшей, поскольку сфера имеет наименьшую площадь поверхности.

Цилиндрический подвесной бак при одном и том же объеме и давлении тяжелее сферического и применяется в том случае, если это удобно с точки зрения компоновки. Отношение массы цилиндрического бака с эллиптическими днищами при $a/b = 2$ к массе сферического бака равно:

$$\frac{m_{ц}}{m_{сф}} = \frac{2,76 + 2n}{1 + 1,5n}, \quad (7)$$

где $n = \frac{L}{2R}$ – удлинение цилиндрической части бака; R, L – радиус и длина цилиндрической части бака; a, b – большая и малая полуоси эллипса. Так, например, при $n = 2$ отношение масс $m_{ц}/m_{сф} = 1,69$. Зависимость (7) учитывает только массы оболочек баков. Если учесть мембраны, штуцеры, кронштейны и т.п. (см. рис. 3.42), то массы сферического и цилиндрического баков будут различаться меньше. Цилиндрическая емкость также тяжелее нескольких сферических емкостей того же объема.

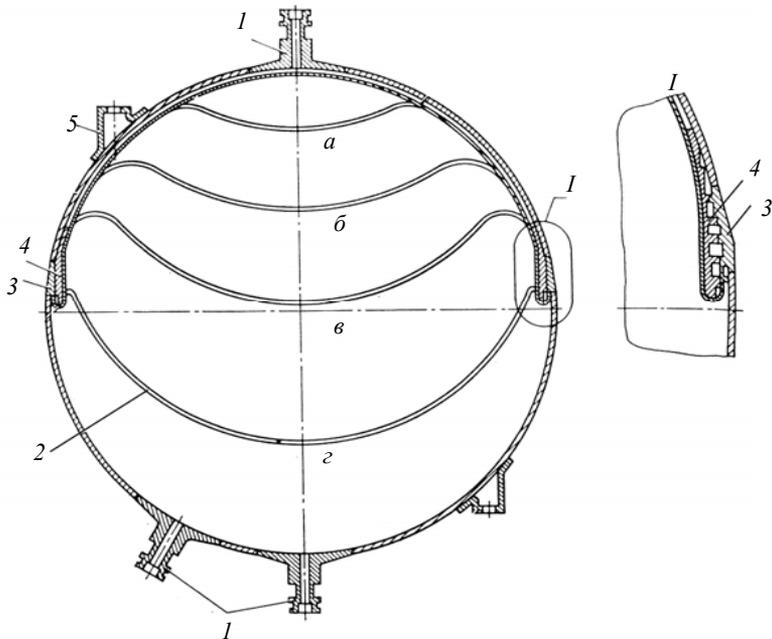


Рис. 3.42. Сферический бак с жесткой вытеснительной диафрагмой (мембраной): а ... в – положения диафрагмы; 1 – штуцер; 2 – диафрагма; 3 – проставка; 4 – кольцо опорное; 5 – кронштейн

Торовый бак (рис. 3.43) еще более тяжелый. Соотношение масс тора и сферы:

$$\frac{m_{\text{т}}}{m_{\text{сф}}} = \frac{4k - 2}{3k - 3},$$

где $k = r_1/r_2$ (см. рис. 3.40, д). При $k = 2$ $m_{\text{т}}/m_{\text{сф}} = 2$. Однако применение тора может быть выгодным с точки зрения компоновки отсека КА. В отверстиях тора, например, может быть размещен двигатель и за счет этого уменьшены длина и масса корпуса отсека (см. рис. 3.40, з, д).

Оболочка кругового тора неравнопрочна. Наибольшие меридиональные напряжения имеют место в области внутреннего экватора, наименьшие – в области внешнего. Уменьшить массу тора можно, если изготовить его из листов разной толщины. Это существенно усложняет процесс изготовления и оправдано только при больших размерах тора.

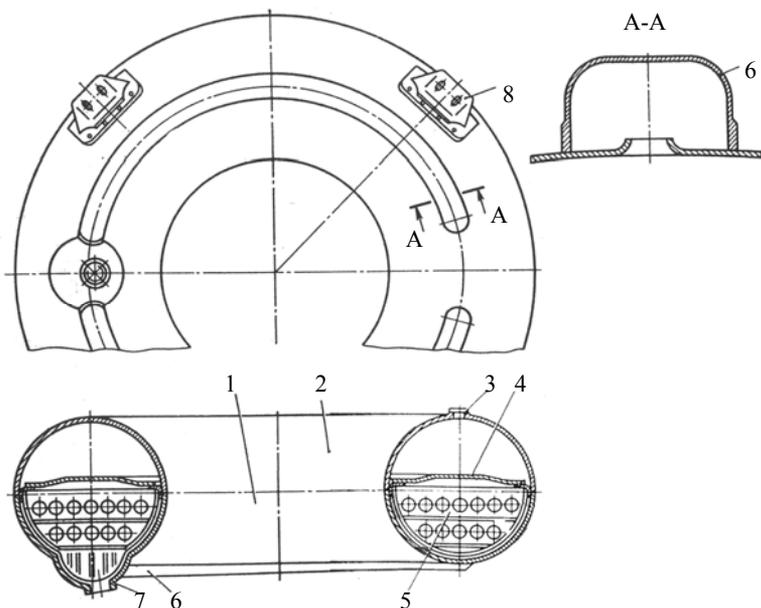


Рис. 3.43. Торový бак: 1 – днище нижнее; 2 – днище верхнее; 3 – штуцер; 4, 5 – перегородки; 6 – заборник; 7 – стык с трубопроводом двигательной установки; 8 – кронштейн

Если сделать поперечное сечение тора в форме эллипса, большая ось которого перпендикулярна плоскости тора, то можно уменьшить его неравнопрочность. При $a/b \approx 1,2$ максимальные меридиональные напряжения уменьшаются и становятся равными максимальным кольцевым. Масса такого тора примерно на 10% меньше массы кругового тора с теми же радиусом r_1 и объемом.

Иногда по компоновочным соображениям в центральную часть тора вводят цилиндрические вставки (см. рис. 3.40, *e*). При наличии давления в таком баке во внутренней цилиндрической оболочке действуют сжимающие кольцевые напряжения и ее целесообразно усилить шпангоутами. Это приводит к заметному увеличению массы. Кроме того, из-за большого количества сварных швов снижается надежность по герметичности.

Чечевицеобразные и эллипсоидальные баки также уступают по массе сферическим и используются только тогда, когда это выгодно с точки зрения компоновки.

3.3. Несущие конструкции солнечных батарей

Солнечные батареи (СБ) могут быть расположены непосредственно на поверхности корпуса КА или выполнены в виде одного или нескольких крыльев, прикрепленных к корпусу. Первый вариант использовался на ранних этапах развития космической техники, когда энергопотребление КА и, соответственно, площадь поверхности СБ были невелики. На современных КА такие батареи иногда применяются как вспомогательные, работающие до раскрытия основных панелей. Ниже рассматриваются СБ второго типа.

Конструкция крыльевой солнечной батареи в общем случае состоит из несущего основания (подложки), подкрепленного силовыми элементами. К подложке крепятся фотоэлектрические преобразователи (ФЭП). Различают жесткую, полужесткую и гибкую подложки. Крыло СБ с жесткой и полужесткой подложками обычно состоит из одной или нескольких панелей прямоугольной формы, укладка и раскрытие которых могут осуществляться по различным схемам.

До недавнего времени наиболее распространенными были **СБ с полужесткой подложкой**. Поскольку такая подложка имеет низкую изгибную жесткость, она устанавливается на силовой раме. В качестве полужесткой подложки используются сетка (сетеполотно) и ткань.

На рис. 3.44 показана несущая конструкция панели солнечной батареи с полужесткой подложкой. Полые стержни рамы могут быть металлическими (из свариваемого алюминиевого или магниевых сплава) или композитными (чаще из углепластика). Во втором случае используются как композитные, так и металлические фитинги. Композитные стержни могут также соединяться клеем без фитингов. В качестве полужесткой подложки широко использовалось стеклосетеполотно с ячейкой 9 или 2 мм, изготовленное из стеклянных нитей, пропитанных эпоксидной смолой. Стеклосетеполотно пришивалось или приклеивалось к стержням рамы. Крепление модулей ФЭП к сетке осуществлялось при помощи скоб из медной проволоки, которые подгибались на ближайшую нить.

В последнее время в качестве полужесткой подложки используется сетка из струн, пересекающихся в ортогональных направлениях и закрепленных в упруго натянутом состоянии на раме (рис. 3.45). Модули ФЭП, состоящие из нескольких десятков фотоэлектрических преобразователей, приклеенных к тонкой основе (например, перфорированной полиимидной пленке), пришиваются к струнам или крепятся с помощью застежек в местах пересечения струн. Поскольку

современные модули ФЭП имеют довольно большие размеры (0,15...1 м²), ячейка сетки из струн во много раз больше ячейки стеклосетеполотна, что позволяет получить некоторый выигрыш в массе.

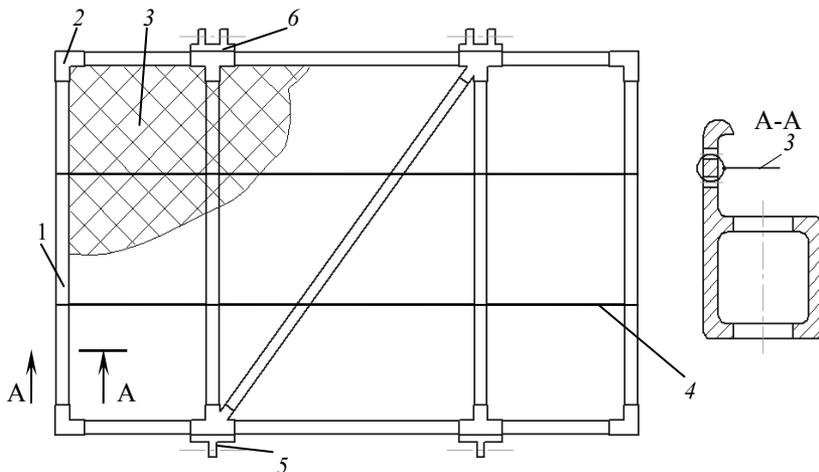


Рис. 3.44. Несущая конструкция панели СБ с полужесткой подложкой:
1 – стержень; 2 – фитинг; 3 – сетеполотно; 4 – струна; 5 – «ухо»; 6 – «вилка»

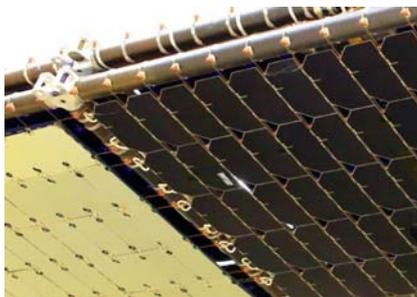


Рис. 3.45. Фрагмент СБ космического аппарата «Глоанс-К» с сеткой из струн (ФЭП заделаны «милитарами») с

В качестве полужесткой подложки используется также стеклоткань, с которой модули ФЭП соединяются при помощи клея, что упрощает сборку СБ.

Солнечные батареи с жесткой подложкой позволяют получить существенный выигрыш в массе и в технологичности по сравнению с СБ с полужесткой подложкой. Трехслойные панели таких СБ (рис. 3.46) имеют два несущих слоя обычно из углепластика или стеклопластика толщиной 0,5...2 мм и сотовый наполнитель из алюминиевого сплава толщиной 10...50 мм. Такая конструкция позволяет обойтись без несущей рамы по периметру трехслойной панели и имеет массу порядка 0,8 кг/м² (без ФЭП).

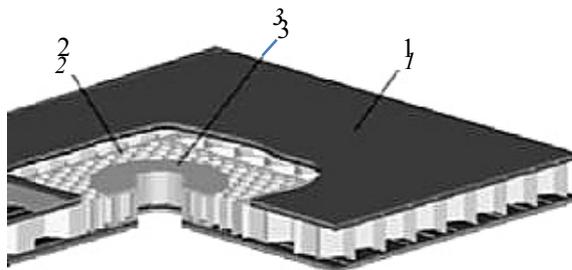


Рис. 3.46. Фрагмент трехслойной панели СБ: 1 – углепластиковая обшивка; 2 – сотовый наполнитель из алюминиевого сплава; 3 – втулка для крепления СБ к корпусу КА

Другим вариантом трехслойной панели является так называемая сотопластовая панель, у которой несущие слои изготовлены из полиимидной пленки, а сотовый наполнитель, как и в предыдущем случае, из алюминиевого сплава. Такая панель должна быть по периметру усилена рамой.

Сотопластовая панель солнечной батареи одного из международных спутников ИУЕ имела размеры 2,56×1,28 м, толщину фронтального несущего слоя (слой, к которому крепятся модули ФЭП) из полиимидной пленки марки Kurpton 0,05 мм, толщину перфорированного тыльного слоя 0,075 мм, толщину сотового наполнителя из алюминиевого сплава 10 мм и расстояние между центрами ячеек сот 6,35 мм. Несущая рама состояла из полых тонкостенных стержней из углепластика с прямоугольным сечением 38×25 мм. Сотопластовая

панель соединялась с рамой резьбовыми крепежными элементами и клеем. Модули ФЭП крепятся к трехслойным панелям при помощи клея.

Еще одним видом жесткой подложки является сетчатый углепластиковый каркас солнечной батареи российского КА «Аист-2Д», запущенного в 2016 г. (рис. 3.47). Масса каркаса составляет всего $0,5 \text{ кг/м}^2$.



Рис. 3.47. СБ космического аппарата «Аист-2Д»

Механическая связь панелей СБ, как правило, осуществляется посредством соединения типа «ухо-вилка» (рис. 3.48 и 3.44). Для крепления крыла СБ к космическому аппарату обычно используется стержневая конструкция (рис. 3.49).

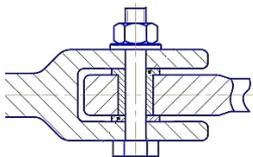


Рис. 3.48. Соединение
типа «ухо-вилка»

Солнечные батареи с гибкой подложкой имеют самые низкие значения массы на единицу вырабатываемой мощности и занимают в несколько раз меньший объем в транспортном положении по сравнению с СБ с жесткой и полужесткой подложками. Существуют два основных вида таких СБ: рулонные и складываемые

(рис. 3.50). Они могут быть как с обычными твердыми, так и тонкопленочными ФЭП, которые размещаются на гибкой подложке,

например, из стеклоткани. На участке выведения такая СБ в виде рулона или «гармошки» находится в специальном контейнере, а на рабочей орбите раскрывается при помощи раздвигаемых композитных трубчатых балок, мачты, состоящей из складываемых элементов, пантографа или иным образом.



Рис. 3.49. Фотография крепления СБ к корпусу КА «Глонасс-К»

Поскольку коэффициент полезного действия тонкопленочных ФЭП пока не очень высок, в СБ с гибкой подложкой чаще используются твердые ФЭП. Для предотвращения излома твердых ФЭП рулонные СБ размещаются на барабанах, диаметр которого много больше размера ФЭП.

На рис. 3.51 показана экспериментальная рулонная солнечная батарея, испытанная американским космическим агентством NASA на Международной космической станции в 2017 г. Развертывание СБ осуществляется посредством двух полых тонкостенных упругих композитных балок, которые в транспортировочном положении представляют собой плоскую ленту, свернутую в рулон. При нагреве солнечным излучением

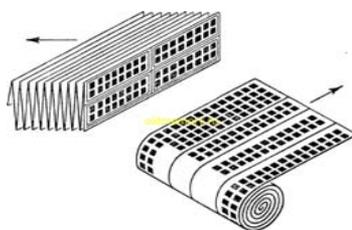


Рис. 3.50. Схемы складываемой рулонной СБ

лента постепенно принимает первоначальную трубчатую форму и разворачивает СБ без использования каких-либо дополнительных приводов.

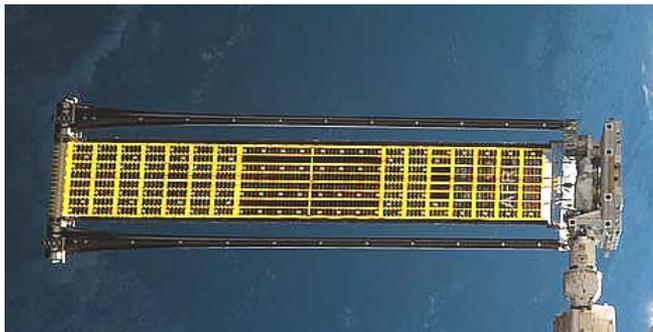


Рис. 3.51. Роллная СБ на МКС

Солнечные батареи с гибкой подложкой в настоящее время представляют собой развивающееся направление космической солнечной энергетики.

4. ОСОБЕННОСТИ И ПРИМЕНЕНИЕ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

4.1. Требования, предъявляемые к конструкционным материалам

К конструкционным материалам космической техники предъявляются следующие основные требования.

1. Высокие удельные прочность и жесткость. Для получения конструкции минимальной массы конструкционный материал должен иметь как можно более высокие значения предела прочности σ_v , предела текучести $\sigma_{0,2}$ или модуля упругости E (в зависимости от условий нагружения) и как можно меньшую плотность ρ . Показателем, характеризующим массовую эффективность материала для конструкций, работающих на прочность, является удельная прочность σ^m/ρ , где σ – предельные напряжения; для конструкций, работающих на устойчивость, – удельная жесткость E^n/ρ . При растяжении и изгибе, например, $\sigma = \sigma_v$. Для конструкций из пластичных материа-

лов в случае, когда остаточные деформации недопустимы, $\sigma = \sigma_{0,2}$. Показатель степени m зависит от условий нагружения, а n – еще и от вида конструкции. При растяжении, например, $m = 1$, при изгибе $m = 2/3$. Для цилиндрических и конических оболочек при продольном сжатии, а также сферических оболочек, нагруженных внешним давлением, $n = 1/2$.

В табл. 1 приведены значения удельных прочностей, удельных жесткостей и других механических характеристик некоторых материалов, применяемых в конструкциях КА, при нормальных условиях. Данные по пределам прочности и текучести имеют некоторый разброс (особенно для композиционных материалов), поэтому указаны средние значения этих величин. Значения плотностей и модулей упругости материалов также являются средними для каждой группы сплавов и КМ.

Т а б л и ц а 1

Материал (типовая термическая обработка или состав)	ρ , кг/м ³	$\sigma_B 10^{-8}$,	$\sigma_{0,2} 10^{-8}$,	$E 10^{-11}$,	$(\sigma_B/\rho) \cdot 10^{-4}$, м ² /с ²	$E^{1/2}/\rho$, м ^{5/2} /кг ^{1/2} с
Легированные стали и жаро- прочные спла- вы: 30ХГСА (за- калка и отпуск) 35ХМА (закал- ка и отпуск) Х18Н9Т (нор- мализация) Х17Н5МЗ (нормализация)	7800	11 11,1 6,3 12	8,5 10 2,6 9	2,1	14 14,1 8,1 15,4	59
Алюминиевые сплавы: АМг6 (отжиг) Д16Т (закалка и старение) В95 (закалка и старение)	2800	3,7 4,5 6,1	1,6 3,4 5,7	0,71	13 16 22	94
Магниеые сплавы: МА2-1 (отжиг)	1800	2,3	2	0,42	13	114

МА8 (старение)		2,2	1,6		12,2	
ВМ65 (старение)		3,2	2,7		18	
Материал (типовая термическая обработка или состав)	ρ , кг/м ³	$\sigma_B 10^{-8}$,	$\sigma_{0,2} 10^{-8}$,	$E 10^{-11}$,	$(\sigma_B / \rho) \cdot 10^{-4}$, м ² /с ²	$E^{1/2} / \rho$, м ^{5/2} / кг ^{1/2} с
		Па				
Титановые сплавы:						
ВТ6 (отжиг)	4500	9,4	9,2		21	77
ВТ6 (закалка и старение)		10,6	10,2	1,2	24	
ВТ14 (отжиг)		8,7	8,5		19	
ВТ14 (закалка и старение)		10,6	10,2		24	
Композицион- ные материалы:						
стеклопластик (жгут, связую- щее ЭДТ-10)	1850	16,5*	–	0,53*	89*	124*
углепластик (жгут, связую- щее ЭТФ)	1450	11*	–	1,8*	76*	293*
боралюминий (нить, связую- щее АМг6)	2600	12*	–	1,8*	46*	163*

* При растяжении в направлении армирования.

Как видно из таблицы, алюминиевые, магниевые и титановые сплавы по удельной прочности не уступают легированным сталям или существенно превосходят их. По удельной жесткости эти сплавы также имеют значительное преимущество по сравнению с легированными сталями.

Удельные прочности и жесткости однонаправленных композиционных материалов в направлении армирования значительно превосходят аналогичные параметры для металлических сплавов. Однако следует заметить, что реальная массовая эффективность конструкций из композиционных материалов ниже, чем это следует из табл. 1. Это объясняется необходимостью применения более сложных схем армирования, наличием металлических шпангоутов и законцовок, а также другими причинами.

Разумеется, выбирать материал только на основании значений удельных прочности и жесткости нельзя. С увеличением или уменьшением температуры соотношение удельных прочностей и жестко-

стей различных материалов существенно изменяется. Так, например, при температурах более 200...300 °С применение многих алюминиевых и магниевых сплавов невозможно из-за резкого снижения их механических характеристик. Кроме того, существует еще много других требований, которым должен удовлетворять конструкционный материал.

2. Приемлемые физико-механические свойства при высоких и низких температурах. Несущие конструкции КА в условиях околоземного космического полета могут иметь температуру от – 150 до + 125 °С. Топливные баки с криогенными компонентами работают в условиях низких температур (жидкий кислород – 183 °С, жидкий водород –253 °С). С увеличением температуры механические характеристики металлических конструкционных материалов (σ_B , $\sigma_{0,2}$ и E) снижаются. При низких температурах уменьшается их пластичность. Механические свойства композиционных материалов также существенно зависят от температуры.

Крупногабаритные конструкции, к которым предъявляется требование геометрической стабильности при неравномерном нагреве, должны изготавливаться из материала с низким коэффициентом линейного температурного расширения (например, из углепластика).

3. Способность сопротивляться нагрузкам в течение длительного времени. Время активного функционирования современных КА может достигать 10 лет и более. В связи с этим конструкционные материалы должны иметь высокую усталостную прочность, т.е. способность длительно сопротивляться постепенному накоплению повреждений и разрушению под действием переменных напряжений, и высокую длительную прочность – способность сопротивляться нарастанию деформаций при длительном воздействии силовой нагрузки и нагрева (способность сопротивляться ползучести).

4. Стойкость к воздействию факторов космического пространства (вакуум, радиация, метеорные частицы). В глубоком вакууме происходит испарение (сублимация) материалов, скорость которого зависит от температуры. Потери вещества при испарении типичных металлических конструкционных материалов незначительны. Однако, вследствие того, что по границам зерен металла испарение протекает более интенсивно, уменьшается степень чистоты поверхности. При этом возможно снижение усталостной прочности конструкций и изменение радиационных характеристик различных поверхностей. Испарение смазок может привести к нарушению нор-

мальной работы трущихся металлических поверхностей – возникновению диффузии металлов и «холодной сварке».

Потери массы некоторых полимерных материалов (нейлона, эпоксидной смолы, полихлорвинила) за счет испарения в течение нескольких лет при повышенных температурах существенны. Неодинаковое испарение компонентов композиционных материалов постепенно приводит к изменению их механических свойств.

Сублимация материалов может быть уменьшена нанесением на их поверхность защитных пленок. Для металлов применяют фосфатирование и оксидирование, полимерные материалы металлизуют – покрывают, например, алюминием. Нормальную работу трущихся пар обеспечивают применением смазок на основе дисульфида молибдена (MoS_2) или соответствующим выбором материалов этих пар (например, металл плюс фторопласт).

Металлические конструкционные материалы устойчивы к воздействию как корпускулярной, так и электромагнитной радиации. Свойства полимерных материалов под воздействием радиации претерпевают некоторые изменения. У одних полимеров, в частности, пластичность снижается, у других увеличивается. Для защиты полимеров используют непрозрачные покрытия, например из алюминия. Свойства композиционных материалов под воздействием радиации изменяются слабо.

Воздействие метеорных частиц вызывает эрозию внешних поверхностей КА, что влияет, главным образом, на рабочие характеристики солнечных батарей, радиаторов, оптических приборов и т.п. Возможен также пробой герметичных оболочек КА или откалывание частиц материала с внутренней поверхности оболочки без пробоя. Пробой может привести к разгерметизации, повреждению аппаратуры и другим негативным последствиям. Снижение вероятности пробоя обеспечивается обычно не выбором материала оболочки, а конструктивными мерами, например установкой защитного экрана.

5. Хорошие антикоррозионные свойства, стойкость в агрессивных средах. Настоящее требование относится в первую очередь к материалам, используемым в конструкциях топливных баков, трубопроводов и т.п.

6. Хорошие технологические свойства, позволяющие применять недорогие и нетрудоемкие методы изготовления конструкций (свариваемость, деформируемость и т.д.).

7. Низкая стоимость и недефицитность. Применение современных композиционных материалов, а также бериллиевых сплавов, должно быть экономически обоснованным, поскольку их стоимость

значительно превышает стоимость традиционных металлических конструкционных материалов и стеклопластиков.

4.2. Металлические конструкционные материалы

Рассмотрим достоинства, недостатки и применение основных металлических конструкционных материалов, используемых для несущих конструкций КА.

Алюминиевые сплавы широко применяются в конструкциях корпусов отсеков, ферм, рам и топливных баков КА. Для этих целей используются деформируемые сплавы следующих типов.

Сплавы типа АМг (Al, Mg, Mn). Их достоинствами являются хорошая свариваемость (прочность сварного шва составляет $(0,9 \dots 0,95) \sigma_B$), хорошая деформируемость, высокая коррозионная стойкость и приемлемая пластичность при низких температурах.

В то же время сплавы АМг по сравнению с другими типами алюминиевых сплавов имеют относительно низкие пределы прочности и особенно пределы текучести (для АМг6 $\sigma_B = 3,69 \cdot 10^8$ Па, $\sigma_{0,2} = 1,62 \cdot 10^8$ Па). Обрабатываемость резанием удовлетворительная.

Применяются в конструкциях, для которых первостепенное значение имеет высокое качество сварки: корпуса герметичных отсеков, топливные баки, фермы, каркасы солнечных батарей и др.

Сплавы типа Д (Al, Cu, Mg, Mn) (дуралюмины) более прочные и менее пластичные по сравнению со сплавами АМг. Для Д16, например, $\sigma_B = 4,5 \cdot 10^8$ Па, $\sigma_{0,2} = 3,4 \cdot 10^8$ Па. Хорошо свариваются только точечной сваркой, плавлением – неудовлетворительно. Поэтому применяются для изготовления негерметичных отсеков с использованием заклепочных соединений или точечной сварки. Для обшивки и силового набора используются сплавы Д16, Д19, Д20, для заклепок – Д18. Силовой набор изготавливается прессованием.

Сплавы типа В (Al, Zn, Mg, Cu) отличаются еще более высокой прочностью и низкой пластичностью (для В95 $\sigma_B = 6,1 \cdot 10^8$ Па, $\sigma_{0,2} = 5,7 \cdot 10^8$ Па). Недостатками сплавов этой группы являются низкая коррозионная стойкость и большая чувствительность к концентраторам напряжений. Свариваются только точечной сваркой, хорошо обрабатываются резанием.

Сплавы типа В используются в конструкциях негерметичных отсеков: В95 и В96 – для обшивки и силового набора, В65 – для заклепок. Силовой набор получают прессованием.

Сплавы типа АК (Al, Cu, Si, Mn, Mg). Ковочные сплавы АК6 и АК8 применяются для изготовления фитингов ферм с использованием штамповки иковки. Удовлетворительно свариваются, хорошо обрабатываются резанием. Имеют склонность к коррозии.

Сплавы типа 1201, 1420 (Al, Mg, Li) – сплавы, которые благодаря содержанию лития имеют пониженную плотность. Они соединяют основные достоинства сплавов типа АМг и Д: удовлетворительную свариваемость, хорошую деформируемость и высокую коррозионную стойкость при относительно высокой прочности. Сохраняют пластичность при низких температурах. Физико-механические свойства сплава 1420: $\rho = 2470 \text{ кг/м}^3$, $\sigma_{\text{в}} = 4,46 \cdot 10^8 \text{ Па}$, $\sigma_{0,2} = 2,4 \cdot 10^8 \text{ Па}$ и $E = 0,74 \cdot 10^{11} \text{ Па}$. Используются для изготовления баков, в том числе с криогенными компонентами топлива, корпусов герметичных отсеков и других конструкций. Из сплава 1201 были изготовлены баки для жидкого водорода и жидкого кислорода ракеты-носителя «Энергия». Этот сплав использовался также в конструкциях орбитального корабля «Буран».

Большинство алюминиевых сплавов применяют при температурах не более 200 °С. Жаропрочный сплав Д20 может использоваться при температурах до 300 °С. Спеченные сплавы САС–Д16, САС–В96 работают при температурах до 400 °С. Сплав АМг6 сохраняет достаточную пластичность до –196 °С, сплавы 1201 и 1420 – до –269 °С.

Магниевые сплавы. Магниевые сплавы благодаря низкой плотности превосходят алюминиевые по удельной жесткости (см. табл. 1). В несущих конструкциях КА применяются, главным образом, деформируемые магниевые сплавы типа МА. Сплавы данного типа существенно отличаются по составу: МА2 и МА5, например, содержат Mg, Al, Zn и Mn; МА8 – Mg и Mn; МА14 – Mg, Zn и Zr.

Сплавы МА удовлетворительно свариваются аргонодуговой сваркой (исключение составляют МА11 и МА14). Прочность сварного шва для МА2-1 составляет $0,8 \sigma_{\text{в}}$. Обладают хорошей деформируемостью и хорошо обрабатываются резанием.

Существенным недостатком сплавов МА является относительно низкая коррозионная стойкость. Для защиты от коррозии изделия из МА оксидируют и затем наносят на них лакокрасочные покрытия.

Из сплавов данной группы изготавливают корпуса герметичных и негерметичных отсеков, фермы, рамы, каркасы солнечных батарей и другие конструкции. Из магниевого сплава, например, изготовлен

орбитальный отсек космического корабля «Союз». Для конструкций рам и каркасов СБ используется сплав МА2.

Сплав МА14 применяется при температурах до 125 °С, МА2 и МА5 – до 200 °С, МА8 и МА9 – до 250 °С, МА11 и МА12 – до 300...400 °С.

Титановые сплавы. В несущих конструкциях КА применяются, главным образом, деформируемые титановые сплавы типа ВТ (Ti, Al, Mo, V). Они хорошо свариваются (прочность сварного шва доходит до $(0,9...0,95)\sigma_{\text{в}}$), хорошо штампуются, обладают высокой коррозионной стойкостью и удовлетворительно обрабатываются резанием. В то же время они имеют склонность к поглощению водорода из воздуха, что приводит к повышению хрупкости, которая особенно опасна для сварных швов.

Титановые сплавы по удельной прочности превосходят свариваемые алюминиевые и магниевые, а по удельной жесткости значительно уступают им. Поэтому их выгодно использовать в основном в конструкциях, работающих на прочность. Это баллоны высокого давления (ВТ6, ВТ14), топливные баки (ВТ14 – для высококипящих компонентов топлива, ВТ6 – для криогенных), крепеж (болты, шпильки, гайки – ВТ16) и другие конструкции. Применение титановых сплавов для конструкций, работающих на устойчивость, оправдано при 300...500 °С, когда алюминиевые и магниевые сплавы не могут быть использованы. Однако такие температуры нетипичны для несущих конструкций КА.

Бериллиевые сплавы. Благодаря высокому значению модуля упругости ($E = 3 \cdot 10^{11}$ Па) и низкой плотности ($\rho = 1845$ кг/м³) бериллий по удельной жесткости превосходит все известные материалы, сохраняя это преимущество до 500...600 °С, а по удельной прочности – все металлические материалы. Серьезными недостатками бериллия являются низкая ударная вязкость и хладноломкость. Для уменьшения этих недостатков бериллий легируют алюминием и другими металлами. Сплавы бериллия с алюминием имеют высокие электропроводность, теплопроводность и удельную теплоемкость, стойки к коррозии, хорошо свариваются, но плохо обрабатываются резанием.

Деформируемые сплавы бериллия с алюминием (АБМ-1 и АБМ-40-3) могут быть использованы для изготовления корпусов герметичных и негерметичных отсеков, ферм и других конструкций КА. Сплав АБМ-1 имеет следующие характеристики: $\rho = 2350$ кг/м³, $E = 1,35 \cdot 10^{11}$ Па, $\sigma_{\text{в}} = 4,2 \cdot 10^8$ Па и $\sigma_{0,2} = 3,7 \cdot 10^8$ Па.

Литейные сплавы ЛБС-1 и ЛСБ-2 могут применяться для конструкций, к которым предъявляется требование высокой размерной стабильности: корпуса гироскопических и других высокоточных приборов, элементы антенных устройств, кронштейны и т.д.

Использование бериллиевых сплавов пока весьма ограничено из-за большой стоимости бериллия и токсичности его паров и пыли, что усложняет технологические процессы изготовления конструкций.

Легированные стали. Стали, как правило, не применяются для несущих конструкций КА. При температурах, характерных для этих конструкций, удельная жесткость сталей значительно ниже удельной жесткости легких сплавов и композиционных материалов. Удельная прочность сталей немного выше, чем у хорошо свариваемых алюминиевых и магниевых сплавов. Однако стальные конструкции, работающие на прочность (топливные баки, гермоотсеки), были бы слишком тонкостенными, что затрудняет их изготовление и эксплуатацию.

Из сталей изготавливаются баллоны высокого давления – сталь 25ХСНВФА (ВП-25) и силовой крепеж (болты, шпильки, гайки, резьбовые втулки, шайбы) – сталь 30ХГСА. Стали также широко применяются в конструкциях двигателей, работающих при высоких температурах, сильфонных узлов, различных механизмов, имеющих на КА, и т.д.

4.3. Композиционные материалы

4.3.1. Общая характеристика

Композиционные материалы (КМ) состоят из двух основных компонентов: матрицы (связующего), которая непрерывна по всему объему материала, и армирующих элементов (наполнителя). Обычно различают понятия матрицы и связующего: матрица – это отвержденное связующее в составе изделия из КМ. Армирующие элементы обеспечивают высокие механические свойства КМ конструкционного назначения, а матрица – монолитность материала (совместную работу армирующих элементов), передачу внешних нагрузок на армирующие элементы и защиту их от механических повреждений, агрессивной химической среды и т.п. КМ является однородным в макромасштабе и неоднородным в микромасштабе: компоненты различаются по свойствам и между ними существует явная граница раздела. В отличие от других материалов КМ, как правило, не существуют вне изделия – они создаются одновременно с ним.

Матрицы КМ, применяемых в несущих конструкциях, делятся на полимерные и металлические. В качестве полимерных матриц используются синтетические смолы: эпоксидные, полиэфирные, фенолформальдегидные, полиамидные, полиимидные, кремнийорганические и др. В композитных конструкциях ракетно-космической техники наиболее широко распространены матрицы на основе эпоксидных, полиамидных и полиимидных смол. Они хорошо совместимы с различными наполнителями, имеют относительно небольшую усадку при отверждении и технологичны – могут достаточно длительное время находиться в неотвержденном состоянии. Полиэфирные и фенолформальдегидные смолы дешевы, но обладают большой объемной усадкой и невысоким уровнем механических характеристик. Полиамидные и полиимидные смолы имеют самые высокие механические характеристики и теплостойкость, стойки в агрессивных средах. Усадка при отверждении у них несколько больше, чем у эпоксидных смол. Кремнийорганические смолы обладают высокой теплостойкостью и высокой стоимостью.

В качестве металлических матриц чаще всего используются алюминиевые, магниевые и титановые сплавы.

Армирующие элементы – стеклянные, угольные, борные или органические волокна в виде нитей, лент, жгутов и тканей.

Рассмотрим основные достоинства и недостатки, присущие композиционным материалам.

Достоинства КМ:

1. Высокие удельные прочность и жесткость в направлении армирования.

2. Возможность создания монолитных конструкций сложной конфигурации с переменной толщиной, различной структурой армирования, местными усилениями и закладными элементами. Это способствует снижению массы конструкции, трудоемкости и стоимости ее изготовления.

3. Низкие значения температурных коэффициентов линейного расширения полимерных КМ (особенно углепластиков), позволяющие создавать конструкции с высокой геометрической стабильностью при неравномерном нагреве.

4. Низкая теплопроводность полимерных композитов, благодаря которой значительно уменьшается перетекание тепла по конструкции.

5. Высокая способность конструкций из полимерных КМ к гашению вибраций, ударостойкость.

6. Разрушение конструкций (например, баллонов высокого давления) без образования осколков, могущих вызвать поражение людей, повреждение аппаратуры и т.п.

7. Высокий коэффициент использования материала при изготовлении конструкций (более 0,8...0,9).

Недостатки КМ:

1. Низкие удельные прочность и жесткость в направлениях, перпендикулярных направлению армирования, особенно у полимерных КМ.

2. Сложность выполнения соединений конструкций из полимерных КМ между собой и с металлическими конструкциями. Отсеки из полимерных КМ обычно имеют металлические стыковочные шпангоуты, а стержни ферм – металлические законцовки. Это усложняет конструкцию и снижает ее массовую эффективность.

3. Относительно большие деформации изделий из некоторых полимерных КМ в процессе изготовления.

4. Значительный разброс механических и геометрических характеристик последовательно изготовленных изделий. Требуется жесткий контроль качества исходных материалов и параметров технологического процесса.

5. Относительно высокая стоимость изделий из некоторых КМ.

4.3.2. Виды композиционных материалов

Из **КМ с полимерной матрицей** наибольшее распространение в несущих конструкциях летательных аппаратов получили стеклопластики, углепластики, боропластики и органопластики.

Стеклопластики имеют следующие достоинства:

- высокая удельная прочность при растяжении и сжатии вдоль волокон;
- высокая технологичность (формуемость, обрабатываемость резанием);
- устойчивость к знакопеременным нагрузкам и тепловым ударам;
- коррозионная и эрозионная стойкость;
- относительная прозрачность (возможен визуальный контроль качества изделий);
- низкая стоимость.

Основной недостаток – низкая удельная жесткость.

Стеклопластики применяются главным образом для конструкций, работающих на растяжение: корпусов ракетных двигателей твердого топлива, баллонов высокого давления, а также кузовов автомобилей, корпусов лодок, рессор и т.д.

Углепластики обладают следующими достоинствами:

- высокими удельными жесткостью и прочностью;
- очень низким значением температурного коэффициента линейного расширения (может быть практически равен нулю);
- высокой усталостной прочностью;
- высокими химической, эрозионной и радиационной стойкостью;
- хорошо демпфируют вибрации.

Основной недостаток – относительно высокая стоимость.

Применение углепластиков особенно эффективно для конструкций, к которым предъявляются жесткие требования по размерной стабильности при неравномерном распределении температуры. Это конструкции космических антенн и телескопов, ферм для установки высокоточной аппаратуры и т.д. Из углепластика изготавливаются корпуса негерметичных отсеков летательных аппаратов. Конструкции пассажирского самолета «Боинг-787» почти на 50% состоят из углепластика. Из него также были изготовлены створки отсека полезной нагрузки орбитальных кораблей космической системы «Спейс-Шаттл».

Для удешевления конструкции и придания ей требуемых механических свойств угольные волокна могут совмещаться со стеклянными.

Боропластики имеют высокие удельные жесткость и прочность при сжатии и растяжении, высокую усталостную прочность.

Недостатки боропластиков:

- плохая формуемость: из-за высокой твердости и хрупкости борных волокон минимальный радиус их изгиба обычно составляет несколько десятков миллиметров (в зависимости от диаметра мононитей);
- трудность механической обработки (только с применением алмазного инструмента);
- высокая стоимость высококачественных борных волокон.

Для снижения стоимости и повышения ударной вязкости боропластиков в их состав иногда вводят стеклянные волокна.

Из боропластиков изготавливают в основном стержневые конструкции, в которых волокна уложены в одном направлении. Однона-

правленный боропластик используется также для усиления балок, лонжеронов, стрингеров и шпангоутов из легких сплавов (в виде накладок и усиливающих жгутов).

Органопластики армируются органическими волокнами, которые получают главным образом из полимеров на основе ароматических полиамидов (арамидные волокна).

Органопластики имеют очень высокую удельную прочность при растяжении вдоль волокон, высокие усталостную прочность, ударную прочность и химическую стойкость, обладают хорошими теплоизоляционными и электроизоляционными свойствами, технологичны. Их основной недостаток – очень низкая прочность при сжатии, обусловленная слабыми поперечными связями в волокнах. Из-за высокой вязкости затруднена механическая обработка.

Из органопластиков изготавливают корпуса ракетных двигателей твердого топлива, баллоны высокого давления, трубопроводы, тросы, бронежилеты, парашюты.

Термостойкость полимерных композиционных материалов в значительной мере зависит от термостойкости матрицы. Так, например, КМ с эпоксидной матрицей могут длительно работать при температурах до 150...200 °С, с полиамидной матрицей – до 300 °С. Кратковременно полимерные КМ выдерживают значительно бóльшие температуры. Стеклопластик, например, несколько десятков секунд может работать при 2000...3000 °С.

Композиционные материалы с металлическими матрицами обладают следующими достоинствами:

- относительно высокой прочностью и жесткостью в направлениях, перпендикулярных к направлению армирующих элементов, что позволяет использовать однонаправленную схему армирования;
- возможностью применять в соединениях сварку и пайку;
- более высокой теплостойкостью по сравнению с полимерными КМ (при использовании, например, титановой матрицы);
- слабой чувствительностью к поверхностным дефектам и концентраторам напряжений.

В то же время металлические КМ из-за более высокой плотности имеют более низкие удельные жесткость и прочность в направлении армирования по сравнению с полимерными КМ. Кроме того, следует отметить высокую трудоемкость получения изделий из этих КМ.

Наибольшее распространение получили боралюминий и углеалюминий, из которых изготавливают главным образом стержневые конструкции.

Механические характеристики однонаправленных углепластика (углеродные жгуты и эпоксифенольная смола) и боралюминия (борные нити и сплав АМГ6) приведены в табл. 2.

Т а б л и ц а 2

Материал	ρ , кг/м ³	$\sigma_{B1}10^{-8}$	$\sigma_{B2}10^{-8}$	$\sigma_{-B1}10^{-8}$	$\sigma_{-B2}10^{-8}$	E_110^{-11}	E_210^{-11}
		Па					
Углепластик	1450	11	0,15	3,9	1	1,8	0,044
Боралюминий	2600	12	1,4	8,4	1,5	1,8	0,7

В индексах приняты следующие обозначения: 1 – в направлении армирования; 2 – в направлении, перпендикулярном к направлению армирования; «минус» означает сжатие.

Табл. 2 хорошо иллюстрирует некоторые особенности полимерных и металлических КМ. Так, например, у углепластика значения предела прочности и модуля упругости при растяжении в направлении армирования в 73 и 41 раз соответственно превышают аналогичные значения для направления, перпендикулярного к направлению армирования. У боралюминия они различаются только в 8,6 и 2,6 раза. При растяжении в направлении, перпендикулярном к направлению армирования, у углепластика предел прочности почти на порядок ниже, чем при сжатии в этом же направлении. Для боралюминия эти значения почти не различаются.

5. МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЧНОСТНОГО РАСЧЕТА КОНСТРУКЦИЙ

5.1. Модели прочностных отказов и условия прочности конструкции

Важнейшей составляющей процесса конструирования являются прочностные расчеты. Прочность конструкции КА оценивается посредством анализа прочности ее составных частей – элементов. Одной из основных характеристик элемента конструкции является его **несущая способность**, под которой понимается нагрузка или совокупность нагрузок, приводящих элемент к разрушению.

Разрушение – это потеря работоспособности конструкции. При растяжении, например, разрушение может выражаться в разрыве материала конструкции (баллон высокого давления) или в появлении недопустимых деформаций (камера сгорания двигателя). Для конструкций КА, состоящих из тонкостенных элементов (оболочек, пластин, стержней) и нагруженных сжимающими силами, характерным видом разрушения является потеря устойчивости (потеря первоначальной формы).

Существуют две основные модели прочностных отказов: **модель мгновенного разрушения** и **модель накопления повреждений**. В соответствии с первой моделью разрушение элемента конструкции происходит при превышении действующей нагрузкой P несущей способности элемента $P_{\text{разр}}$. При этом несущая способность не зависит от величины и характера изменения действующей нагрузки. С ростом температуры конструкции несущая способность уменьшается, а после снижения температуры до начальной полностью восстанавливается. Условие прочности (неразрушения) элемента конструкции в этом случае записывается в виде неравенства $P \leq P_{\text{разр}}$.

Наиболее типичными примерами накопления повреждений являются усталость конструкции при воздействии циклических нагрузок (например, при транспортировке КА по железной дороге) и длительное воздействие на конструкцию силовой нагрузки и нагрева (например, воздействие на корпус гермоотсека КА внутреннего давления и нагрева в течение нескольких лет).

При циклических нагрузках условие прочности элемента конструкции в простейшем случае имеет вид $k \leq k_{\text{разр}}$, где k – число циклов нагружения с некоторой амплитудой напряжений; $k_{\text{разр}}$ – число таких же циклов нагружения, при котором происходит разрушение элемента конструкции.

При длительном воздействии на конструкцию статической нагрузки и нагрева условие прочности записывается следующим образом: $t \leq t_{\text{разр}}$. Здесь t – время воздействия нагрузки и нагрева; $t_{\text{разр}}$ – время воздействия нагрузки и нагрева, при котором происходит разрушение элемента конструкции.

Параметры $k_{\text{разр}}$ и $t_{\text{разр}}$ можно трактовать как несущую способность элемента конструкции, работающего соответственно на усталостную и длительную прочность.

В прочностных расчетах конструкций ракетно-космической техники наиболее широко используется модель мгновенного разрушения. Последующие подразделы пособия ориентированы на эту модель.

5.2. Вероятностный подход к оценке прочности конструкции

Нагрузка, действующая на элемент конструкции КА, является случайной величиной, поскольку зависит от случайных величин, таких как отклонение тяги двигателя РН или КА от номинального значения, скорость и длительность порыва ветра, воздействующего на РН на участке выведения, и т.д. Разрушающая нагрузка (несущая способность конструкции) – также случайная величина, зависящая от разброса механических характеристик конструкционного материала, допусков на размеры элемента конструкции, колебаний температуры и т.д. Следовательно, условие прочности (неразрушения) элемента $P \leq P_{\text{разр}}$ может быть выполнено лишь с некоторой вероятностью, называемой **прочностной надежностью конструкции**.

Прочностная надежность конструкции КА на отдельном режиме эксплуатации (например, на участке выведения) может быть определена методом статистических испытаний (методом Монте-Карло) следующим образом. С помощью компьютера просчитывается большое число случайных реализаций рассматриваемого режима эксплуатации, т.е. реализаций со случайными исходными данными. При этом используются математические модели, описывающие массовые и инерционные характеристики РН и КА, аэродинамику и баллистику РН, нагрузки, прочность и т.д. (в зависимости от режима эксплуатации КА). Для каждой реализации определяется наименьшее по элементам конструкции значение $P_{\text{разр}}/P$, т.е. $(P_{\text{разр}}/P)_{\min}$. Прочностную надежность конструкции H находят из соотношения $H = m/n$, где n – общее количество реализаций; m – количество реализаций, когда $(P_{\text{разр}}/P)_{\min} \geq 1$.

Осуществление изложенного подхода к оценке прочности конструкции связано со следующими трудностями:

- сложностью получения данных о рассеивании входных параметров задачи;
- большой трудоемкостью задачи;
- невысокой точностью определения прочностной надежности конструкции.

Данный подход не учитывает также ошибки людей на различных стадиях проектирования, изготовления и отработки конструкции КА, которые сильно влияют на ее надежность. Полученная таким образом величина прочностной надежности представляет собой приближенную оценку верхней границы надежности, соответствующую стабильному производству.

Из-за указанных трудностей вероятностный подход к оценке прочности конструкции КА пока не получил широкого распространения. Расчеты на прочность обычно проводятся в детерминированной форме с косвенным учетом случайных факторов. Этому посвящены следующие подразделы.

5.3. Детерминированный подход к расчету конструкции на прочность

5.3.1. Расчетный случай нагружения

В полете и при наземной эксплуатации на конструкцию КА действуют самые разнообразные силовые и тепловые нагрузки. При детерминированном подходе прочность конструкции оценивают исходя из наиболее тяжелых условий нагружения, для обозначения которых используется понятие расчетного случая. **Расчетным случаем нагружения** называется момент или период эксплуатации, в который конструкция подвержена воздействию наиболее опасной, с точки зрения прочности, комбинации нагрузок.

Для некоторых конструкций КА расчетные случаи могут быть очевидны. Однако при сложной комбинации действующих на конструкцию силовых и тепловых нагрузок установить расчетный случай без вычислений трудно. Для его определения наиболее широко используется **метод условной нагрузки**. В соответствии с этим методом в качестве расчетного случая нагружения конструкции принимается тот момент времени, в который своего наибольшего значения достигает некоторая фиктивная (условная) нагрузка. Ее величина учитывает как комбинированное воздействие внешних сил, так и зависимость несущей способности конструкции от температуры и других факторов. (Здесь следует заметить, что степень опасности напряженно-деформированного состояния конструкции зависит не только от действующих нагрузок, но и от ее несущей способности, которая в свою очередь зависит от механических характеристик материала, а значит, и от температуры.)

Особенности метода условной нагрузки удобно рассмотреть на простом примере. Пусть корпус негерметичного отсека ЛА нагружается продольной сжимающей силой N , изгибающим моментом M и имеет переменную во времени температуру (в данном случае отсек работает на устойчивость). Совместное воздействие продольной сжимающей силы и изгибающего момента может быть заменено воздействием некоторой эквивалентной сжимающей силы $N_3 = \sigma_3 S$, где σ_3 – эквивалентные напряжения; S – площадь поперечного сечения оболочки корпуса отсека. Эквивалентные напряжения равны: $\sigma_3 = \frac{N}{S} + \frac{M}{W}$. Здесь $W = \pi R^2 \delta_{31}$ – момент сопротивления поперечного сечения оболочки корпуса изгибу; $S = 2\pi R \delta_{31}$; R – радиус отсека; δ_{31} – эквивалентная толщина оболочки отсека в продольном направлении (учитывает наличие продольного силового набора). Тогда $N_3 = N + \frac{2 \cdot M}{R}$.

Теперь введем **условную нагрузку**, которая учитывает, кроме N и M , зависимость несущей способности конструкции отсека от температуры: $N_{\text{усл}} = k_T N_3$, где k_T – температурный коэффициент. Поскольку отсек работает на устойчивость, его несущая способность зависит от модуля упругости материала. Тогда $k_T = E/E_T$, где E и E_T – значения модулей упругости материала при нормальной и текущей (например, повышенной) температуре.

Таким образом, снижение несущей способности конструкции отсека с увеличением температуры учтено путем увеличения нагрузки.

Далее для заранее намеченных (наиболее опасных) сечений корпуса отсека находят изменение $N_{\text{усл}}$ во времени. Момент времени, в который $N_{\text{усл}}$ имеет максимальное значение, является расчетным случаем нагружения корпуса отсека.

Для многих конструкций КА на основании накопленного опыта можно выделить несколько случаев нагружения, среди которых следует искать расчетный случай и тем самым значительно сократить объем расчетов. Такой подход широко распространен в практике конструирования. Наиболее типичные случаи нагружения конструкций КА были рассмотрены в подразд. 2.4.

Следует заметить, что условная нагрузка используется только для определения расчетного случая нагружения конструкции. Для расчета

конструкции на прочность или устойчивость используются реально действующие (эксплуатационные) нагрузки.

5.3.2. Расчетная нагрузка.

Коэффициенты безопасности и запаса прочности

В отличие от общего машиностроения и строительства, где при расчетах на прочность обычно используется метод допускаемых напряжений, в авиастроении и ракетно-космической отрасли широко применяется **метод разрушающих нагрузок**. В соответствии с этим методом размеры сечений конструкции выбираются такими, чтобы она разрушалась при некоторой нагрузке $P_p = fP$, которая называется расчетной разрушающей или просто **расчетной**. Здесь P – эксплуатационная нагрузка (действующая в расчетном случае нагружения); f – коэффициент безопасности ($f > 1$).

Таким образом, конструкция рассчитывается не на действующую нагрузку, а на нагрузку, превышающую ее в f раз. **Коэффициент безопасности** служит в основном для компенсации:

- несоответствия между детерминированным подходом к оценке прочности конструкции и случайным характером внешних нагрузок, внутренних сил и несущей способности конструкции;
- отклонений расчетных условий нагружения, расчетной схемы конструкции и условий прочностных испытаний от действительных.

Расчетная нагрузка является по существу минимально необходимой (потребной) несущей способностью конструкции.

Выбор коэффициента безопасности представляет собой весьма ответственную задачу, поскольку от его величины зависят масса и надежность конструкции. При необоснованно низкой величине этого коэффициента возможно разрушение конструкции; слишком высокое его значение приводит к неоправданному увеличению массы конструкции.

Величина коэффициента безопасности зависит от многих факторов, причем зависимость от некоторых из них не имеет строгой математической формулировки. Поэтому, как правило, коэффициенты безопасности назначаются на основании многолетнего опыта разработки и эксплуатации летательных аппаратов. При этом следует учитывать:

- 1) степень опасности разрушения конструкции для жизни и здоровья людей;

- 2) серьезность экономических последствий разрушения конструкции;
- 3) точность определения силовых и тепловых нагрузок;
- 4) степень соответствия расчетной схемы конструкции реальным условиям;
- 5) степень новизны конструкции и наличие или отсутствие экспериментальных данных о несущей способности аналогичных конструкций;
- 6) характер нагружения конструкции (однократное, многократное и т.п.);
- 7) продолжительность функционирования конструкции;
- 8) способ изготовления конструкции; ее чувствительность к возможным дефектам изготовления;
- 9) степень пластичности материала конструкции;
- 10) возможность испытаний и их предполагаемый объем;
- 11) технический уровень производства.

Для полетных случаев нагружения конструкций КА обычно $f = 1,2 \dots 1,5$, для наземных случаев (при выборе режимов наземной эксплуатации КА, расчете узлов крепления КА к подъемно-транспортным средствам и т.п.) $f = 1,5 \dots 2$. Для баллонов высокого давления $f \geq 2$. Повышенный коэффициент безопасности принимается также для деталей резьбовых соединений и деталей, изготавливаемых литьем.

Различают **проектировочный** и **проверочный прочностные расчеты**. В проектировочном прочностном расчете при выбранной конструктивно-силовой схеме и известных нагрузках определяются размеры сечений основных элементов конструкции. Проверочный прочностной расчет производится после подробной конструктивно-технологической проработки конструкции с целью проверки ее прочности. В проверочном расчете по известным нагрузкам, формам и размерам сечений элементов конструкции определяется ее напряженно-деформированное состояние. При этом учитываются фактические размеры элементов (в соответствии с сортаментами листов, профилей, с учетом допусков, технологических ограничений и т.п.), фактические механические свойства материалов и т.д. Для проверочных расчетов широко используются программные продукты, работа которых основана на методе конечных элементов: SolidWorks, ANSYS и др.

Проверочный прочностной расчет заканчивается определением коэффициентов расчетного запаса прочности или устойчивости. Если, например, конструкция работает на растяжение, то **коэффициент**

расчетного запаса прочности равен $\eta_{пр} = \sigma_{0,2} / \sigma_p$ или $\eta_{пр} = \sigma_b / \sigma_p$, где σ_p – расчетное напряжение, соответствующее расчетной нагрузке.

Если конструкция работает на устойчивость, то **коэффициент расчетного запаса устойчивости** $\eta_y = \sigma_{кр} / \sigma_p$. Здесь $\sigma_{кр}$ – критическое напряжение (напряжение, при котором конструкция теряет устойчивость).

Коэффициент фактического запаса прочности или устойчивости определяется по результатам прочностных испытаний конструкции, если они проводятся. Он равен отношению фактической разрушающей нагрузки к расчетной: $\eta = P_{разр} / P_p$. У рационально спроектированной конструкции коэффициент запаса должен быть равен единице или немного превышать ее.

По мере накопления опыта разработки и эксплуатации образцов ракетно-космической техники были выработаны технические требования, которым должны удовлетворять расчеты и испытания на прочность. Эти требования, по аналогии с авиастроением, названы **нормами прочности**. Нормы прочности представляют собой отраслевой стандарт, в котором указаны обязательные для рассмотрения случаи нагружения, величины коэффициентов безопасности, методы расчета нагрузок и напряжений в конструкции, основные требования к испытаниям на прочность. Использование норм прочности позволяет исключить или свести к минимуму прочностные отказы и существенно сократить время, отводимое на проектирование конструкции. Для того чтобы нормы прочности не препятствовали совершенствованию методов расчета и принятию нестандартных конструкторских решений, они постоянно уточняются и развиваются.

5.3.3. Расчетная схема конструкции

Реальные конструкции КА и условия их функционирования достаточно сложны. При проведении прочностного расчета их схематизируют, т.е. освобождают от не очень существенных в данном случае особенностей. Такую упрощенную модель конструкции и условий ее функционирования принято называть **расчетной схемой**.

Составление расчетной схемы производится после тщательного анализа условий работы конструкции и включает следующие действия.

1. Разбиение конструкции на простейшие по форме элементы (цилиндрические, конические или сферические оболочки, пластины, кольца, стержни и т.п.), для которых разработаны методы прочностного расчета или существуют готовые решения, т.е. расчленение сложной задачи на несколько более простых. При этом возможна схематизация формы и размеров элементов. Так, например, корпус приборного отсека, изображенного на рис. 3.13, для проведения прочностного расчета следует разделить на цилиндрическую оболочку и два днища.

2. Схематизация условий закрепления (заделки) элементов конструкции (защемление, шарнирное закрепление и т.п.), которая проводится таким образом, чтобы отразить наиболее неблагоприятные с точки зрения прочности, жесткости или устойчивости условия закрепления. При расчете на устойчивость, например, части обшивки стрингерного отсека, расположенной между двумя соседними стрингерами (см. рис. 3.3), обычно полагают, что ее края закреплены шарнирно, что идет в запас устойчивости.

3. Схематизация свойств материалов. При упругих деформациях, например, зависимость напряжений от деформаций описывается законом Гука, при пластических деформациях – другими соотношениями.

4. Схематизация нагрузок. Например, неравномерное распределение давления по поверхности лобовой части спускаемого аппарата, движущегося в атмосфере, может быть заменено постоянным давлением, равным максимальному давлению на этой поверхности. Нагрузка, распределенная по небольшой площадке, может рассматриваться как сосредоточенная.

При выборе расчетной схемы необходимо четко представлять, как принимаемые допущения влияют на результаты расчета. Поскольку дать количественную оценку допущениям обычно трудно, они, как правило, принимаются в запас прочности, жесткости или устойчивости.

Библиографический список

1. *Авдонин, А.С.* Расчет на прочность космических аппаратов / А.С. Авдонин. М.: Машиностроение, 1979. 200 с.
2. *Авдонин, А.С.* Расчет на прочность летательных аппаратов: учебное пособие для вузов / А.С. Авдонин, В.И. Фигуровский. М.: Машиностроение, 1985. 440 с.

3. *Анизотридные* композитные сетчатые конструкции – разработка и приложение в космической технике / В.В. Васильев [и др.]. Композиты и наноструктуры. 2009. № 3. С. 38–50.
4. *Баженов, С.Л.* Механика и технология композиционных материалов: научное издание / С.Л. Баженов. Долгопрудный: Изд. дом «Интеллект», 2014. 328 с.
5. *Балабух, Л.И.* Строительная механика ракет: учебник для машиностр. спец. вузов / Л.И. Балабух, Н.А. Алфутов, В.И. Усюкин. М.: Высшая школа, 1984. 391 с.
6. *Баллистические ракеты и ракеты-носители: пособие для студентов вузов /* Под ред. О.М. Алифанова. М.: Дрофа, 2004. 512 с.
7. *Голубев, И.С.* Проектирование конструкций летательных аппаратов: учебник для студентов вузов / И.С. Голубев, А.В. Самарин. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
8. *Гущин, В.Н.* Основы устройства космических аппаратов: учебник для вузов / В.Н. Гущин. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.
9. *Дементьев, Г.П.* Физико-технические основы создания и применения космических аппаратов / Г.П. Дементьев, А.Г. Захаров, Ю.К. Казаров. М.: Машиностроение, 1987. 264 с.
10. *Евстафьев, В.А.* Расчет композитных сетчатых несущих конструкций космических аппаратов с использованием программного пакета ANSYS / В.А. Евстафьев, П.Н. Бокучава; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2016. 32 с.
11. *Ендогур, А.И.* Сотовые конструкции / А.И. Ендогур, М.В. Вайнберг, К.М. Ерусалимский. М.: Машиностроение, 1986. 200 с.
12. *Инженерный справочник по космической технике /* Под ред. А.В. Солодова. М.: МО СССР, 1977. 430 с.
13. *Калягин, Л.И.* Материалы и покрытия в космической технике: учебное пособие / Л.И. Калягин; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 1996. 101 с.
14. *Композиционные материалы: справочник /* Под ред. В.В. Васильева и Ю.М. Тарнапольского. М.: Машиностроение, 1990. 512 с.
15. *Конструирование* автоматических космических аппаратов / Под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.
16. *Конструкция* и проектирование космических летательных аппаратов: учебник / Н.И. Паничкин [и др.]. М.: Машиностроение, 1986. 344 с.
17. *Космические аппараты /* Под ред. К.П. Феоктистова. М.: Воениздат, 1983. 319 с.
18. *Космонавтика: энциклопедия /* Под ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1985. 528 с.
19. *Лизин, В.Т.* Проектирование тонкостенных конструкций / В.Т. Лизин, В.А. Пяткин. М.: Машиностроение, 2003. 344 с.
20. *Мальшев, Г.В.* Проектирование автоматических космических аппаратов. Вероятностные методы анализа / Г.В. Мальшев, Х.С. Блейх, В.И. Зернов. М.: Машиностроение, 1982. 152 с.
21. *Машиностроение: энциклопедия /* Под ред. К.В. Фролова [и др.]. Ракетно-космическая техника. 2014. Т. IV-22. Кн. 2. 548 с.
22. *Михайлин, Ю.А.* Конструкционные полимерные композиционные материалы / Ю.А. Михайлин. СПб.: Научные основы и технологии, 2010. 822 с.

23. *Никольский, В.В.* Основы проектирования автоматических космических аппаратов: учебник / В.В. Никольский; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2003. 121 с.
24. *Оболенский, Е.П.* Прочность летательных аппаратов и их агрегатов: учебник для студ. авиац. спец. вузов / Е.П. Оболенский, Б.И. Сахаров, В.А. Сибиряков. М.: Машиностроение, 1995. 504 с.
25. *Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов: учебник для студентов вузов / Под ред. В.П. Мишина и В.К. Карраска.* М.: Машиностроение, 1991. 416 с.
26. *Панкратов, Б.М.* Спускаемые аппараты / Б.М. Панкратов. М.: Машиностроение, 1984. 232 с.
27. *Погорелов, В.И.* Прочность и устойчивость тонкостенных конструкций: учебное пособие / В.И. Погорелов; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 1999. 115 с.
28. *Прочность ракетных конструкций: учебное пособие для машиностр. спец. вузов / Под ред. В.И. Моссаковского.* М.: Высшая школа, 1990. 359 с.
29. *Солнечные батареи автоматических космических аппаратов: учебное пособие / К.В. Безручко [и др.].* Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т «Харьковск. авиац. ин-т», 2011. 276 с.
30. *Соустин, Б.П.* Виброиспытания космических аппаратов / Б.П. Соустин, Н.А. Тестоедов, А.Г. Рудометкин, А.В.Алькин. Новосибирск: Наука, 2000. 175 с.
31. *Спутниковая платформа «Экспресс-1000»: учебное пособие / Под ред. В.А. Бабука и Н.А. Тестоедова; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2015. 65 с.*
32. *Технология сборки и испытаний космических аппаратов: учебник для вузов / Под ред. И.Т. Белякова и И.А. Зернова.* М.: Машиностроение, 1990. 352 с.
33. *Усюкин, В.И.* Строительная механика конструкций космической техники: учебник для студентов вузов / В.И. Усюкин. М.: Машиностроение, 1988. 392 с.

О Г Л А В Л Е Н И Е

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУИРОВАНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.....	3
1.1. Основные определения	3
1.2. Требования, предъявляемые к конструкции КА.....	3
1.3. Постановка задачи конструирования. Содержание и особенности процесса конструирования	6
1.4. Этапы процесса создания конструкции	9
1.5. Автоматизация конструкторских работ.....	10
1.6. Общие принципы конструирования	13
2. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ	18
2.1. Классификация нагрузок	19
2.2. Статические нагрузки	20
2.2.1. Внешние силы	20
2.2.2. Внутренние силовые факторы.....	26
2.3. Динамические нагрузки	30
2.4. Случай нагружения КА.....	33
2.4.1. Случаи нагружения при наземной эксплуатации	34
2.4.2. Полетные случаи нагружения.....	36
3. НЕСУЩИЕ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	39
3.1. Конструктивно-силовые схемы отсеков корпуса КА. Конструкции основных узлов отсеков.....	39
3.1.1. Оболочечные отсеки	40
3.1.2. Стержневые и панельно-стержневые отсеки.....	51
3.1.3. Сетчатые конструкции	56
3.1.4. Узлы соединения отсеков	58
3.2. Конструктивно-силовые схемы и формы топливных баков	63
3.3. Несущие конструкции солнечных батарей	69
4. ОСОБЕННОСТИ И ПРИМЕНЕНИЕ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ	74
4.1. Требования, предъявляемые к конструкционным материалам	74
4.2. Металлические конструкционные материалы	79
4.3. Композиционные материалы	82
4.3.1. Общая характеристика.....	82
4.3.2. Виды композиционных материалов	84
5. МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЧНОСТНОГО РАСЧЕТА КОНСТРУКЦИЙ	87
5.1. Модели прочностных отказов и условия прочности конструкции	87
5.2. Вероятностный подход к оценке прочности конструкции	89
5.3. Детерминированный подход к расчету конструкции на прочность.....	90
5.3.1. Расчетный случай нагружения	90
5.3.2. Расчетная нагрузка. Коэффициенты безопасности и запаса прочности	92
5.3.3. Расчетная схема конструкции.....	94
Библиографический список.....	95

Виктор Александрович Евстафьев

Конструирование космических аппаратов
Часть 1

Редактор *Г.М. Звягина*

Корректор *Л.А. Петрова*

Компьютерная верстка: *Н.А. Андреева*

Подписано в печать 26.11.2018. Формат 60×84/16. Бумага документная.

Печать трафаретная. Усл. печ. л. 5,825. Тираж 100 экз. Заказ № 163

Балтийский государственный технический университет

Типография БГТУ

190005, С.-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1