

Министерство науки и высшего образования РФ
Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования

**«ТОМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
И РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ»**

А.А. Мещеряков

Конструкции космических аппаратов

Методические указания по проведению практических занятий по курсу «Конструкции космических аппаратов» для студентов радиотехнических специальностей

Томск
2023

УДК 629.78

ББК 39.6

Рецензент:
Гулько В.Л, с.н.с НИИ РТС ТУСУР, кандидат
технических наук

Мещеряков Александр Алексеевич

Методические указания по проведению практических занятий по курсу «Конструкции космических аппаратов» для студентов радиотехнических специальностей / А.А. Мещеряков — Томск: Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, 2023. – 75 с.

Методические указания по проведению практических занятий по курсу «Конструкции космических аппаратов» предназначены для ознакомления и обучения студентов старших курсов с современными основами устройств и функционирования космических аппаратов различного назначения, а также получение инженерных знаний в области их разработки.

Одобрено на заседании каф. РТС, протокол № 5 от 01.12.2022 г.

УДК 629.78
ББК 39.6

© Мещеряков А.А., 2023
© Томск. гос. ун-т систем упр. и
радиоэлектроники, 2023

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	4
1. Практическое занятие 1. Основные этапы разработки КА	5
2. Практическое занятие 2. Факторы космического полета, оказывающие влияние на состояние и работоспособность конструкции, оборудования и приборов КА	11
3. Практическое занятие 3. Конструкции космических летательных аппаратов. Конструкции корпуса	22
4. Практическое занятие 4. Ферменные и рамные конструкции	36
5. Практическое занятие 5. Герметичные конструкции.....	46
6. Практическое занятие 6. Классификация двигательных установок.....	48
7. Практическое занятие 7. Конструкция жидких ракетных двигателей.....	55
8. Практическое занятие 8. Техничко-экономическая оценка разработки КА.....	63
9. Тесты по дисциплине «Конструкции космических аппаратов».....	73

Введение

Процесс проектирования космических аппаратов (КА) является сложным творческим процессом, который осуществляет коллектив инженерно-технических работников. С одной стороны, формальным результатом проектной работы является проектная документация с описанием разрабатываемого проекта по существующим стандартам содержания подобных документов. С другой стороны, процесс проектирования сопровождается большим количеством расчетов различных проектных характеристик будущего КА.

Практические занятия дисциплины «Конструкции космических аппаратов» ставит своей целью ознакомление студентов с конструкциями КА и основами их конструирования, а также получение инженерных знаний в области разработки космических летательных аппаратов. В задачи дисциплины входит приобретение студентами знаний по следующим направлениям:

- 1 Общая характеристика конструкций КА
- 2 Внутренние функции конструкции КА
- 3 Внешние функции конструкции КА
- 4 Факторы, влияющие на конструкцию
- 5 Конструкции корпуса
- 6 Определение проектно-конструкторского облика КА
- 7 Классификация двигательных установок
- 8 Анализ оптимальной конфигурации несущей конструкции КА
- 9 Показатели конструктивно-технологического совершенства космических аппаратов.

В данном пособии приводятся предложения по проведению практических занятий. Автор считает, что пособие будет полезно студентам, готовящимся к практическим занятиям, а также начинающим преподавателям, у которых еще не сложилась собственная методика их проведения.

Ниже приводится примерный перечень рекомендуемых тем практических занятий.

1. Основные этапы разработки КА
2. Факторы космического полета, оказывающие влияние на состояние и работоспособность конструкции, оборудования и приборов КА.
3. Конструкции космических летательных аппаратов. Конструкции корпуса
4. Ферменные и рамные конструкции.
5. Герметичные конструкции.
6. Классификация двигательных установок.
7. Конструкция жидких ракетных двигателей.
8. Технико-экономическая оценка разработки КА.

Тема очередного практического занятия определяется преподавателем, его проводящим, по согласованию с лектором. Тема занятия объявляется студентам заранее, чтобы они смогли к нему подготовиться.

Занятие начинается с опроса студентов по теме и разъяснения преподавателем ключевых вопросов темы, после чего студенты самостоятельно готовятся по дополнительному материалу, представленному в пособии.

Преподаватель должен проконтролировать каждого студента и убедиться, что он понимает существо задачи, что делается в ходе личной беседы.

После того как, по мнению преподавателя, студенты овладели необходимым минимумом знаний по теме занятия, они переходят к выполнению тестового задания.

Выполнение тестового задания требует от студентов знания (прослушивания соответствующих курсов): космические системы и конструкции космических аппаратов. С другой стороны выполнение этих тестов будет способствовать повышению знаний студентов по перечисленным дисциплинам.

1. Практическое занятие 1. Основные этапы разработки КА

Основные этапы разработки КА Цель, задачи и критерии эффективности экспериментальной отработки КА. Классификация испытаний КА

Основные этапы разработки КА

Процесс создания изделий космической техники обычно состоит из следующих основных взаимосвязанных этапов:

- 1) Проектирование;
- 2) Разработка опытных образцов изделия, которые могут не в полной мере соответствовать штатному его варианту по комплектации приборами, оборудованием и даже некоторыми системами;
- 3) Наземная экспериментальная отработка отдельных агрегатов, систем и аппарата в целом;
- 4) Производство штатного изделия,
- 5) Лётно-конструкторские испытания штатного изделия, если такие испытания целесообразны и возможны по экономическим и другим соображениям, обусловленными предназначением аппарата и стоимостью и особенностью установленной на нем научной аппаратуры.

Не раскрывая в полной мере содержания перечисленных этапов создания КА, рассмотрим лишь основные закономерности, свойственные этим этапам и отметим роль испытаний в оптимизации параметров систем создаваемого КА.

Проектирование является одним из начальных этапов создания КА. Непосредственный результат проектирования - проект. Он должен отражать общий замысел и план создания аппарата, а также конкретные технические решения по его элементам, агрегатам, бортовым системам. Проектирование - сложный творческий процесс поиска и нахождения решений, обеспечивающий создание технического объекта, удовлетворяющего заданным требованиям. Затраты на выполнение собственно проекта в сумме общих затрат на создание КА с учетом подготовки производства, изготовления опытных образцов и их экспериментальной отработки относительно невелики. Однако безошибочное проектирование предопределяет возможность создания КА в установленные сроки и с минимальными суммарными затратами. Такое положение очевидно, поскольку принципиальные ошибки проектирования не могут быть исправлены ни в процессе изготовления опытных образцов КА, ни в процессе их экспериментальной отработки без больших материальных затрат и существенного увеличения сроков создания аппарата.

В соответствии с требованиями и рекомендациями Единой системы конструкторской документации (ЕСКД), ГОСТов, отраслевых стандартов, а также других нормативных документов проектирование КА подлежит сквозному планированию.

Тактико-техническое задание (ТТЗ) определяет основные характеристики КА и является основополагающим (главным) документом на всех этапах разработки и испытаний КА.

Разработка КА включает в себя два этапа:

- научно-исследовательские работы (НИР), т. е. создание нескольких вариантов проектируемого КА;
- опытно-конструкторские работы (ОКР), на основании которых выбирают один вариант, разрабатывают техническую документацию и проводят экспериментальную отработку аппарата.

Одна из важнейших работ при создании комплексов КА (особенно при внебюджетном финансировании) - проведение маркетинговых исследований, т. е. поиск и изучение рынка по рассматриваемому типу КА (анализ информации о конкурентных аналогах, предварительная оценка тенденций развития космической техники, разработка

предварительного бизнес-плана, выпуск рекламных материалов и т. д.). Результаты маркетинговых исследований рассматриваются на заседании научно-технического совета предприятия-разработчика КА, который принимает решение о проектировании КА.

При проведении НИР руководствуются ТТЗ, которое определяет объем теоретических и экспериментальных работ в целях поиска и разработки новых технических решений по основным направлениям проектирования КА, например, изготовление высокопрочных легких конструкционных материалов, теплозащитных покрытий с учетом главных проектных критериев: максимальной эффективности компоновки целевого оборудования, малой массы КА, минимальных стоимости и сроках создания КА. Результаты НИР защищаются на ученом совете головного предприятия с участием заказчика и разработчиков основных систем КА.

В опытно-конструкторские работы входят:

- разработка технических предложений (аванпроекта), эскизного и технического проектов, проектной технической документации;
- изготовление элементов конструкции, узлов и агрегатов КА для проведения экспериментальных автономных и комплексных испытаний, корректировка технической документации по результатам испытаний;
- производство опытных образцов элементов конструкций КА, бортового оборудования и КА в целом для проведения обязательных испытаний в соответствии с комплексным планом экспериментальной отработки (КПЭО), корректировка технической документации по результатам испытаний; изготовление летных экземпляров КА и проведение летно-конструкторских испытаний (ЛКИ).

Технические предложения разрабатывают либо на основании ТТЗ, выданную заказчиком предприятию-разработчику, либо на основании собственных перспективных планов. Одновременно создают несколько вариантов технических предложений.

В технических предложениях, исходя из статистических данных, определяется масса, принципы управления и стабилизации КА, выбирается ракета-носитель, разрабатывается принципиальное баллистическое решение задачи (форма траектории, способ выведения). Устанавливают вид двигательных установок (ДУ), топливо, геометрическую форму отсеков и баков. Критерием для этого служит форма и размеры обтекателя ракеты-носителя.

Принимается решение о блочном членении КА (агрегатный отсек, бытовой отсек и т. п.). Исходя из статистических данных назначают массогабаритные характеристики бортового оборудования.

На основании технических предложений разрабатывают технические задания на проектирование приборов, узлов и систем, входящих в КА, определяются предприятия-смежники, которые будут создавать их. Техническое задание передается в проектно-конструкторские подразделения на разработку конструкций, стендов и технологии изготовления.

На этапе эскизного проектирования, исходя из сформулированных общих требований к КА и его системам, определяется его структура, технические характеристики комплектующих элементов и производится компоновка систем аппарата. Синтез КА на этом этапе начинается в условиях большой неопределенности и проводится на основе упрощенной идеализированной математической модели, построенной на основании опыта, накопленного при проектировании аналогичных систем, и эрудиции специалистов, участвующих в проектировании. На начальных стадиях этого этапа для анализа влияния основных параметров разрабатываемого изделия на его качественные показатели применяются, как правило, приближенные математические модели, даже чаще всего локальные, составленные для отдельных частей КА. Определенные с помощью таких моделей параметры системы являются приближенными и требуют своего дальнейшего уточнения на последующем этапе проектирования.

Создают план-проект выпуска эскизного проекта, составляется план совместных работ с предприятиями-смежниками - проектировщиками бортового оборудования. Формируют технико-экономические и планово-организационные документы. Выпускают КПЭО изделия.

На этапе технического проектирования, на основании анализа, разработанных вариантов эскизных проектов, результатов экспериментальных отработок оборудования и конструкции выбирают вариант компоновки КА и состав бортового оборудования.

Разрабатывают подробную конструкцию КА с уточнением габаритов приборов бортового оборудования, мест его установки и способов крепления, прокладки электрических кабелей, волноводов и трубопроводов.

Часто для уточнения конструкции КА изготавливают натурный макет отдельных отсеков или всего КА.

На этапе технического проектирования разрабатывается и техническая документация, необходимая для изготовления экспериментальных образцов и макетов агрегатов, систем и КА в целом для проведения их экспериментальной отработки в лабораторных и стендовых условиях.

После макетирования, утверждения габаритных чертежей проводят рабочую (исполнительную) компоновку, в которой учитывают все изменения. По технической документации, выпущенной конструкторским отделом, изготавливают элементы конструкции, узлы и агрегаты КА для проведения экспериментальных исследований по специальным программам. Космический аппарат, укомплектованный оборудованием, подвергают испытаниям. После положительных результатов испытаний техническую документацию передают в производство для получения штатных (летных) образцов КА.

Цель и задачи экспериментальной отработки

Целью экспериментальной отработки КА является доведение КА в целом, а также комплектованных его блоков и агрегатов до состояния, полностью удовлетворяющего требованиям технического задания.

Экспериментальная отработка, являясь естественным продолжением проектирования аппарата, завершает процесс создания КА. Однако она является не только конечным звеном, но и самым тесным образом переплетается с этапами проектирования. При проектировании каждого КА учитываются не только теоретические предпосылки, но также и опыт создания других КА, опыт их отработки, результаты проведенных при этом исследований. Однако этого опыта подчас оказывается недостаточно, особенно при проектировании новых аппаратов, существенно отличающихся от предшествующих и по объему и уровню решаемых задач, и по предъявляемым к ним требованиям, выполнение которых далеко не всегда возможно с помощью известных, хорошо отработанных схемных и конструктивных решений. Возникает необходимость в применении новых материалов и конструкций, принципиально новых систем, которые к моменту проектирования данного КА практикой еще не проверены, поэтому не могут считаться надежными. Экспериментальную отработку всех этих конструктивных новшеств необходимо проводить одновременно с разработкой эскизного проекта, а в ряде случаев и со значительным опережением, так как в эскизный проект должны вноситься решения в той или иной степени апробированные расчетом или экспериментом. В истории развития ракетно-космической техники немало (особенно на ранней стадии) примеров, когда игнорирование такого подхода приводило к тому, что спроектированный и материализованный КА, после проведенных испытаний приходилось перепроектировать.

На начальном этапе развития ракетно-космической техники основная экспериментальная отработка КА происходила при летно-конструкторских испытаниях (ЛКИ). В наземных условиях автономно отработывались только составляющие КА компоненты (системы). При этом для отработки и доводки КА требовалось значительное число пусков. По мере усложнения КА, связанном с расширением и усложнением решаемых с их помощью задач, резко повысилась стоимость самих КА и проведения

каждого его пуска, в связи, с чем изменилась стратегия экспериментальной отработки КА, которая сейчас ориентируется на единичные пуски при ЛКИ или на отказ от ЛКИ в случае аппаратов, оснащенных дорогостоящей научной аппаратурой, например телескопами, или аппаратов, предназначенных для исследования дальних планет солнечной системы или космических зондов. Современная стратегия экспериментальной отработки основывается преимущественно на наземной отработке систем и частей КА при максимально полной имитации (в пределах возможностей имитационных средств) штатных условий эксплуатации аппарата. Считается целесообразным все, что можно, должно проверяться в наземных условиях. Примером такого подхода к экспериментальной отработке может служить отработка КА "Аполлон", при создании которого значительная, если не большая часть ассигнований на реализацию программы высадки на Луну была направлена на создание наземной экспериментальной базы. В результате около 68% всех конструктивных недостатков было обнаружено при исследовательских испытаниях, 30% конструктивных недостатков выявили контрольно - технологические (приемочные) испытания и лишь 2,5% недостатков выявили предстартовые и летные испытания [1]. Следует при этом отметить, что под исследовательскими испытаниями понимают испытания, проводимые с целью определения возможности создания конструкции и определения способности разрабатываемой конструкции выполнять требуемые функции в течение заданного времени в диапазоне внешних условий, которые могут иметь место в полете или в условиях наземной подготовки к полету. Объектами исследовательских испытаний являются:

- макет опытного образца;
- опытный образец;
- промышленный образец.

Что касается контрольно - технологических (приемочных) испытаний, то они представляют собой проверку штатного изделия на отсутствие производственных дефектов. Программа этих испытаний включает функциональные испытания и испытания отдельных фрагментов изделия на воздействие эксплуатационных условий перед их монтажом, а также комплексные испытания систем и подсистем после монтажа.

Перечислим основные задачи, которые необходимо решить для достижения цели испытаний сложной технической системы.

1. Оценка правильности основных конструктивных и схемных решений, положенных в основу проекта КА, корректировка их в процессе отработки.

2. Проверка и отработка функционирования агрегатов КА, отдельных конструктивных узлов и приборов в эксплуатационных условиях и отработка их взаимодействия в общей конструктивной схеме.

3. Определение летно-технических характеристик КА в полном диапазоне условий его применения.

4. Исследование и в процессе отработки устранение причины возможных неисправностей, которые могут привести к срыву программы полета КА или его гибели.

5 Отработка технологии эксплуатации КА.

Критерии эффективности экспериментальной отработки

При планировании экспериментальной отработки решается задача поиска оптимального варианта этой отработки. В качестве критериев оптимальности принимаются минимальная стоимость, минимальные сроки и надежность отработки.

Под стоимостью понимают стоимость всех работ, связанных с проведением экспериментов на всех этапах, включая и затраты на проектирование, изготовление и освоение испытательного оборудования.

Минимизация сроков экспериментальной отработки является предпосылкой сокращения сроков создания КА.

Понятие надежности как критерия оптимальности программы отработки включает в себя довольно широкие требования. Это, прежде всего обеспечение заданной

безотказности работы всех систем КА в штатных условиях эксплуатации и в некоторых возможных нештатных ситуациях. Это также необходимая достоверность и точность экспериментального получения основных параметров системы, подтверждающих обеспечение достижения цели, поставленной перед создаваемым аппаратом.

Классификация испытаний КА и его составных частей

Основаниями для классификации могут служить следующие признаки.

1) Назначение испытаний.

В этом случае испытания делятся на

- исследовательские;
- контрольные;
- сравнительные;
- определительные.

Исследовательские (научные) испытания проводятся для изучения определенных характеристик свойств объекта. Эти испытания необходимы для установления качественных и количественных соотношений характеристик для ранее неизвестных ситуаций, для сопоставления и построения новых гипотез, теорий.

Контрольные испытания проводятся для установления соответствия характеристик объекта заданным требованиям.

Сравнительные испытания проводятся для сравнения свойств аналогичных по назначению или одинаковых объектов в идентичных условиях.

Определительные испытания проводятся для определения значений характеристик с заданными значениями показателей точности и достоверности.

2) Уровень объекта испытаний.

По этому признаку испытания делятся на следующие виды:

- испытания материалов и элементов;
- испытания узлов, приборов, агрегатов, устройств, подсистем, систем;
- испытания КА в целом.

3) Определяемые характеристики объекта. По этому признаку испытания делятся на функциональные испытания, испытания на прочность, на устойчивость, испытания на надежность, безопасность, транспортабельность, граничные испытания, технологические испытания.

4) Этапы разработки изделия.

В этом случае испытания делятся на

- доводочные;
- предварительные;
- приемочные.

Доводочные испытания - это исследовательские испытания, проводимые при разработке изделия с целью оценки влияния изменений, вносимых в него для достижения заданных значений показателей ее качества.

Предварительные испытания - контрольные испытания опытных образцов с целью определения возможности их предъявления на приемочные испытания.

Приемочные испытания - контрольные испытания опытных образцов с целью решения вопроса о возможности допуска изделия к штатной эксплуатации.

5) Условия и место проведения испытаний.

Испытания в этом случае делятся на следующие виды:

- лабораторные, с использованием предметно - математических моделей;
- стендовые;
- полигонные;
- эксплуатационные.

Лабораторные испытания - испытания, проводимые в лабораторных условиях. Очевидно, что объектами испытаний в лабораторных условиях могут быть объекты низших уровней - такие как материалы, элементы, узлы, приборы.

Испытания с использованием моделей основываются на использовании предметно - математических моделей, которые конструируются из элементов иной (по сравнению с оригиналом) физической природы, но описываются такими же математическими моделями, что и оригинал. Предметно - математические модели можно разделить на два вида: модели прямой и непрямой аналогии. Первые строятся на основе непосредственной связи (анalogии) между величинами, присущими физически различным явлениям, но описываемыми одинаковыми математическими моделями. Предметно - математические модели непрямой аналогии представляют собой аналоговые вычислительные машины.

Стендовые испытания - это испытание объекта на испытательном оборудовании, представляющем собой технические устройства, имитирующие физические воздействия, которым подвергается КА в натуральных условиях. Испытательное оборудование (испытательные стенды) может объединяться по направлениям и образовывать, например, комплексы механических, тепловых, электрических, климатических, химических, биологических, магнитных, электромагнитных и радиационных испытаний.

Полигонные испытания - испытания объекта, проводимые на испытательном полигоне.

Эксплуатационные испытания - испытания объекта в условиях его штатной эксплуатации.

Кроме перечисленных типов испытаний, классификация которых осуществлялась по их характерным признакам, следует отметить еще следующие виды испытаний, относящиеся к сложным объектам - к КА в целом или его отдельным фрагментам, системам: автономные испытания, комплексные испытания, испытания в условиях имитации нештатных аварийных ситуаций.

Автономным испытаниям подвергаются отдельные составляющие сложной технической системы - в нашем случае отдельные части или системы КА.

Комплексные испытания проводятся либо для группы непосредственно связанных систем КА, либо для всего КА с целью проверки нормального функционирования систем КА после проведения монтажно-сборочных работ.

Учебно-методическая литература:

1. Волоцуев, В. В. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие / В.В. Волоцуев, И.С. Ткаченко. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 144 с.: ил.

2. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: СГАУ, 2006. – 296 с.

3. Туманов А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учебное пособие / А.В Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглаков // М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.

4. Космонавтика, энциклопедия. М., 1985.

5. Гущин В.Н. Основы устройства и конструирования космических аппаратов. М.: Издательство «Машиностроение», 2003.

6. Новиков В.Н., Вейтин В.Е. Введение в ракетно-космическую технику. – М.: Изд-во МАИ. 1997.

7. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / В.А. Афанасьев, В.С. Барсуков, М.Я. Гофин, Ю.В. Захаров, А.Н. Стрельченко, Н.П. Шалунов; Под редакцией Н.В. Холодкова. - М.: Изд - во МАИ, 1994. - 412с.

2. Практическое занятие 2. Факторы космического полета, оказывающие влияние на состояние и работоспособность конструкции, оборудования и приборов КА

Можно выделить следующие 4 характерных этапа эксплуатации КА, отличающиеся особенностями физических факторов, в различных проявлениях действующих на конструкцию, системы, оборудование и приборы КА:

- 1) пребывание в земных условиях, включая условия на стартовой позиции;
- 2) участок выведения КА на траекторию полета;
- 3) пребывание КА в космосе;
- 4) торможение и спуск КА или его части (СА) в атмосфере планеты.

Рассмотрим последовательно эти этапы.

Пребывание в земных условиях

В земных условиях на КА воздействуют климатические факторы. К ним относятся:

- повышенная и пониженная температура окружающей атмосферы, которая может изменяться в пределах от - 65 С до + 75 С;
- повышенная или пониженная влажность окружающей атмосферы;
- атмосферное давление и резкие изменения этого давления (бароудар);
- дождь, град, роса, иней;
- атмосферная пыль и песок.

Следует заметить, что в целом для КА климатические факторы существенны лишь для КА многоразового использования. Для обычных КА, выводимых в космос под обтекателем, на всех стадиях подготовки к запуску, включая и доставку на полигон в монтажно-испытательный корпус, принимаются меры по исключению влияния на них климатических факторов. Климатические испытания могут проводиться лишь для некоторых агрегатов и приборов, исходя из особенностей доставки их к местам установки на изделие.

Участок выведения КА на траекторию полета

На участке выведения КА на элементы конструкции, систем и оборудования КА действуют инерционные нагрузки, обусловленные ускорением. Величины этих нагрузок зависят от величины и направления перегрузок. Перегрузки, возникающие на участке выведения, невелики и не превышают 7g . Однако инерционные нагрузки для отдельных элементов и даже частей конструкции КА могут быть значительно выше из-за вибрации (общие или местные ускорения колебательного характера). Основным источником вибрации являются работающие двигатели – маршевые и двигатели системы ориентации. Вибрации отдельных элементов могут возникать также вследствие пульсации компонентов топлива в трубопроводах. Могут быть и другие причины вибрации. Вибрация может явиться причиной усталостных разрушений элементов конструкции КА, механических повреждений приборов и аппаратуры, нарушения герметичности отсеков КА.

Элементы конструкции КА подвергаются также интенсивному акустическому нагружению. Акустическая нагрузка - это воздействие возникающего при работе ракетных двигателей звукового (акустического) поля на КА. Акустическая энергия, генерируемая реактивной струей ракетного двигателя, характеризуется частотным спектром, силой звука, уровнем звукового давления, продолжительностью воздействия и некоторыми другими параметрами.

На образование акустического поля затрачивается до 1% кинетической энергии струи.

Частотный спектр шума работающего двигателя, как правило, широкополосный и гладкий (так называемый белый шум). Однако при некоторых компоновках многосопловых двигательных установок или при взаимодействии реактивных струй с элементами пускового устройства в гладком спектре шума появляются дискретные составляющие – выбросы на отдельных частотах, интенсивности которых иногда в 100 раз и более превосходят уровень интенсивности сплошного спектра. Для объекта наибольшую опасность представляют дискретные составляющие, которые могут приводить к его раскачке и даже разрушению, особенно при совпадении частоты составляющей с собственной частотой конструкции.

Наиболее чувствительны к акустическим нагрузкам аппаратура и некоторые элементы системы управления. При работе двигательной установки шум возникает не только от реактивных струй, но и от вибраций, например, от вибраций сопла и трубопроводов, вызванных воздействием на них колебаний давления в пограничном слое, непосредственных вибраций двигателей из-за несбалансированности вращающихся элементов, работы арматуры и т. д. Однако эти источники вибрации невелики по амплитуде и имеют высокую частоту.

Пребывание в космосе

Кратко охарактеризуем основные факторы космической среды и их проявление в состоянии конструкции, систем, оборудования и приборов КА.

1) Космический вакуум

Основной особенностью космоса как физической среды является чрезвычайная разреженность газообразной материи в нем. Когда давление газа значительно ниже атмосферного, то такое его состояние называется вакуумом. Количественной характеристикой вакуума служит абсолютное давление. В вакуумной технике давление выражается в единицах, называемых “торр”, мм. ртутного столба, “Паскаль” (Па).

“Торр” соответствует давлению 1 мм. рт. ст. Давление 760 мм. рт. ст. соответствует $9.81 \cdot 10^4 \text{ н/м}^2$ или $9.81 \cdot 10^4 \text{ Па}$, поэтому $1 \text{ торр} \approx 1.29 \cdot 10^2 \text{ Па}$.

Давление в космосе изменяется в широких пределах в зависимости от рассматриваемого пространства. Согласно астрономическим данным давление газа в межзвездном пространстве (в основном атомарного водорода) составляет приблизительно 10^{-16} Торр .

Межпланетное пространство заполнено газовыми частицами в основном солнечного происхождения. Эти частицы эжектируются из солнечной короны, образуя потоки плазмы - солнечный ветер, состоящий, главным образом, из ионизированных водорода и гелия.

Условия в межпланетном пространстве широко изменяются в зависимости от солнечной активности. Давление в среднем изменяется от 10^{-11} Торр до 10^{-13} Торр .

Наибольший практический интерес представляют данные о состоянии разреженного газа в околоземном пространстве. Атмосфера Земли на высотах более 100 км неоднородна как в отношении химического состава, так и по состоянию частиц. Так на высоте 100 км давление газа составляет приблизительно $3 \cdot 10^{-4} \text{ Торр}$. При этом основные компоненты атмосферы - N_2 , O , O_2 . На высоте 200 км давление составляет $1.5 \cdot 10^{-6} \text{ Торр}$. На высоте 300 км давление газа не превышает величину $3 \cdot 10^{-7} \text{ Торр}$, а на высоте 1000 км давление составляет величину порядка $3 \cdot 10^{-10} \text{ Торр}$.

Важной характеристикой состояния газа, зависящей от его давления, температуры и химического состава и определяющей характер и интенсивность протекания процессов переноса, является средняя длина свободного пробега молекулы (\tilde{l}). Оценки \tilde{l} , выполненные по известной из курса общей физики формулы Сюзерленда для воздуха при давлениях и температурах, соответствующих $H = 150 \text{ км}$ и $H = 200 \text{ км}$, показали, что в

первом случае $\tilde{l} = 20\text{м}$, а во втором - $\tilde{l} = 100\text{м}$. Таким образом, при $H = 150\text{км}$ длина свободного пробега молекулы превышает характерные размеры КА. Данное обстоятельство обуславливает способность космического пространства поглощать в неограниченных количествах газы и пары, которые выделяются с поверхности КА. То есть особенностью массопотерь в космосе является то, что мало частиц, улетающих с поверхности КА, возвращаются обратно. Эта особенность характеризуется так называемым коэффициентом возврата Z , определяемым отношением количества частиц, возвращающихся на КА в единицу времени, к числу частиц, покидающих его за то же время. При $p = 3 \cdot 10^{-6}$ - Торр $Z = 10^{-2}$.

Давление газа на различные части КА в космосе не одинаково. На передние (по вектору скорости) части околоземного КА ($v = 8 \text{ км/с}$) оно может на два порядка превышать статическое давление в данном месте пространства, а на задние части может быть на несколько порядков ниже. Это является следствием того, что скорость КА может существенно превосходить скорость теплового хаотического движения частиц в космосе.

По этой причине для различных частей КА может отличаться и коэффициент возврата Z .

Наличие упорядоченной скорости движения газовой среды относительно КА приводит к кинетическому нагреву передней части его поверхности за счет взаимодействия с частицами набегающего газового потока. Часть кинетической энергии частиц, пропорциональная термическому коэффициенту аккомодации ($a_{эн}$) передается стенке в виде тепла. Кроме того выделение тепла на стенке происходит и вследствие возможных процессов рекомбинации диссоциированных молекул газа на сравнительно холодной стенке. При свободномолекулярном режиме течения газа плотность теплового потока $q_{кин}$, подводимого к элементу поверхности КА за счет столкновения с частицами воздуха можно определить с помощью простой формулы:

$$q_{кин} = a_{эн} \frac{\rho V^3}{2} \sin \beta,$$

где ρ - плотность газа, β - угол между плоскостью элемента КА и направлением полета.

Оценки показывают, что при $H = 250\text{км}$ $q_{кин} = 30 \text{ Вт/м}^2$.

Плотность теплового потока, подводимого к поверхности КА при реализации процессов рекомбинации диссоциированных молекул газа, как показывают оценки, приблизительно на порядок меньше $q_{кин}$.

Таким образом, имеет место неравномерное динамическое и тепловое воздействие разреженной космической газообразной материи на поверхность КА. При этом для околоземных аппаратов непосредственное тепловое воздействие газовых частиц на некоторые поверхности весьма существенно до высот 200км. Этим воздействием можно бесспорно пренебречь лишь при $H = 300\text{км}$. Но при этом необходимо отметить то, что разреженная газовая материя космоса уже начиная с высот, превышающих 100км не является сколько-нибудь заметной теплопередающей средой. Оценки, проведенные в [9], свидетельствуют о том, что на таких высотах конвективным теплопереносом и теплопроводностью газа можно пренебречь. Следовательно, теплообмен между неконтактирующими друг с другом поверхностями в космосе может осуществляться в основном излучением и в особых случаях за счет таких массообменных процессов как сублимация, испарение, конденсация. Космический вакуум может вызвать ускоренную сублимацию (испарение) поверхностных слоев материалов КА, приводящую к изменению их поверхностных свойств, в том числе к изменению радиационно-оптических характеристик. При этом для металлов вакуум не представляет особой опасности, исключая металлы с относительно высоким давлением насыщенных паров, такие как Cd и

Zn . Так, например, при температуре 120 С лист из кадмия толщиной 2 мм за год может испариться полностью (при двустороннем испарении).

Большинство неметаллических материалов в большой степени подвержены изменениям в вакууме, особенно материалы, имеющие легколетучие компоненты. Изменения усугубляются одновременным (с вакуумом) воздействием жестких электромагнитных излучений и потоков заряженных частиц в основном солнечного происхождения.

Особенно опасно испарение в вакууме для материалов, имеющих целевое назначение, например, для покрытий с определенными оптическими свойствами, для смазок трущихся частей (испарение смазки может привести к холодной сварке металлов), для работы оптической аппаратуры (иногда вакуумное испарение покрытия оправы или бленды объектива приводило к его помутнению из-за осаждения продуктов испарения). В вакууме в результате удаления защитных газовых, а также оксидных пленок может существенно увеличиться коэффициент трения между соприкасающимися поверхностями, а также может измениться коэффициент термической аккомодации $a_{эн}$. Так коэффициент $a_{эн}$ гелия на чистой поверхности вольфрама на порядок меньше $a_{эн}$ в случае поверхности того же вольфрама, но покрытой адсорбированными молекулами.

Очищение поверхности КА от слоя хемисорбированных или физически сорбированных молекул происходит после выхода в космос постепенно под воздействием внешних условий, в том числе под воздействием частиц набегающего потока газа, кинетическая энергия которых превосходит энергию связи адсорбированных атомов и молекул.

Важными являются также следующие явления, обусловленные космическим вакуумом:

- нагрузки от перепадов давления (внутри КА и снаружи);
- утечка хранящихся на борту КА газов;
- разгон истекающих и стравливаемых газов до предельных скоростей;
- переохлаждение поверхностей при стравливании криогенных компонентов.

Нагрузка от перепадов давления в космосе довольно значительна. Любое абсолютное давление в замкнутых объемах - баках, в кабине экипажа, и т.д. – является, по сути дела, избыточным. Давление внутренних полостей таким образом нагружает конструкцию, что в итоге выливается в затраты массы.

Утечка газов в вакууме происходит не только из-за мельчайших зазоров в арматуре и уплотнениях, но и непосредственно через стенки заключающих их емкостей. Так, например, гелий, имеющий температуру 600 С и давление 60 атм ($6 \cdot 10^4$ Па), проникает сквозь стенку трубы из нержавеющей стали в окружающее пространство, где поддерживается давление 10^{-5} торр, при толщине стенки трубы 1,5мм со скоростью 10^{-5} нл/($m^2 \cdot c$). Заметим, что нл - нормальный литр, т.е. 1 л газа при нормальных условиях.

Утечка водорода при тех же условиях больше примерно в 106 раз, а утечка азота приблизительно в три раза меньше, чем у водорода. Такое сравнение еще не означает, что гелий сохраняется лучше, чем другие газы. Дело в том, что атомы гелия имеют очень маленький относительный размер и вследствие этого гелий интенсивно вытекает через малейшие щели. У водорода размер молекул больше, он не так интенсивно вытекает через щели, но очень сильно диффундирует через стенки из-за своей химической активности.

Истекающие в вакуум газы разгоняются до больших скоростей, поэтому порождают довольно значительные возмущающие силы, которые необходимо компенсировать средствами ориентации.

Переохлаждение конструкции при стравливании криогенных жидких компонентов, особенно переохлаждение стравливающих штуцеров и пористых поверхностей, происходит по двум причинам: во - первых, из-за отбора от этих элементов теплоты испарения, во - вторых, из-за расширения потока стравливаемого газа. Это расширение

иногда сопровождается настолько интенсивным отбором тепла, что в потоке могут образоваться центры кристаллизации паров стравливаемого компонента.

Вакуум может вызвать возникновение токов утечки, разрядов, пробоев, а также других нежелательных электрофизических явлений при эксплуатации электронного и электротехнического оборудования КА. Продукты испарения могут попадать на относительно более холодные участки неизолированных электрических цепей и вызвать появление токов утечки, тем самым нарушая режим работы электронных схем.

2) Радиационные свойства космического пространства

Характерной особенностью космоса является практическое отсутствие излучения по всем направлениям, находящимся за пределами телесных углов обзора Солнца и планет. По оценкам плотность потока падающего из космоса излучения на элемент поверхности, который в силу своей ориентации не подвергается воздействию излучения, исходящего от Солнца и планет, составляет величину, приблизительно равную 10^{-5} Вт/м^2 . Такая плотность потока излучения свойственна абсолютно черному телу с температурой 4К.

Поэтому при характеристике космического пространства употребляют термин “холодный” космос.

В условиях космоса излучение, испускаемое поверхностью КА, назад практически не возвращается, даже если это излучение испускается в сторону находящейся вблизи планеты. То есть космическое пространство можно считать идеальным поглотителем, поэтому говорят о “черноте” космического пространства.

3) Невесомость

Невесомость – состояние материального тела, при котором действующие на него внешние силы не вызывают взаимных давлений частиц друг на друга. Невесомость возникает при свободном движении тел в поле только одних гравитационных сил. Состояние невесомости порождает ряд проблем физического и биологического характера. Так одной из физических проблем, появившейся при организации космических полетов, - проблема работоспособности и, в частности, запуска двигательных установок, работающих на жидких, а особенно на криогенных компонентах. Дело в том, что в невесомости компоненты жидкого топлива могут занимать произвольное положение относительно заборника, а необходимым условием запуска двигателя является наличие сплошности жидкого компонента на входе в двигатель. Подобная проблема возникает в связи с необходимостью разделения жидкой и газовой фаз в ряде агрегатов системы жизнеобеспечения и в топливных элементах.

Переход в невесомость сопровождается изменением условий и механизма теплообмена с участием жидкости и газа как теплопередающей среды. Не рассматривая всех аспектов влияния невесомости на физические процессы, протекающие в заполненных газом и жидкостью отсеках и устройствах КА (влияние на гидродинамику и гидростатику теплоносителей, на процессы конденсации и испарения), коснемся лишь самого важного вопроса, связанного с отсутствием естественной (гравитационной) конвекции в условиях космического полета, в то время как в наземных условиях гравитационная конвекция чаще всего имеет место и играет значительную роль в передаче энергии через газовую или жидкостную среду и, следовательно, в формировании теплового режима элементов объема или отсека, заполненного газом или жидкостью. Важность вопроса обусловлена тем, что результаты наземных экспериментальных исследований теплового режима КА из-за влияния естественной конвекции могут в ряде случаев существенно отличаться от того теплового режима, который будет иметь место в штатных условиях эксплуатации.

Большая группа проблем, возникающих при невесомости, касается ее биологического воздействия на живые организмы и прежде всего на человека. В невесомости центральная нервная система человека и рецепторы многих анализаторных систем (вестибулярного аппарата, мышечной системы, кровеносных сосудов и др.)

находятся в необычных условиях функционирования. Поэтому невесомость рассматривают как специфический раздражитель, действующий на организм человека в течение всего космического полета.

4) Электромагнитное и корпускулярное излучение Солнца

Считается, что основным источником солнечной энергии служит так называемая протон - протонная ядерная реакция, при которой из 4-х атомов водорода образуется один атом гелия. Ядерные реакции совершаются в центральной сверхплотной и сильно нагретой (приблизительно $14 \cdot 10^6$ К) части Солнца, простирающейся от центра до $0,2 - 0,3$ его радиуса R . В этой зоне электромагнитное излучение зарождается в форме γ - квантов высоких энергий. Эти γ кванты поглощаются атомами той части газа, которая расположена ближе к поверхности и где ядерные реакции из-за более низких температур и давлений невозможны. По мере перемещения к поверхности в результате многократного повторения процессов поглощения и излучения происходит трансформация γ - квантов в кванты рентгеновского, ультрафиолетового, видимого и инфракрасного излучения. Считается, что это происходит в так называемой зоне лучистого равновесия ($0,3R - 0,7R$). От поверхности Солнца до зоны лучистого равновесия простирается конвективная зона, в которой энергия переносится конвекцией. Видимая поверхность Солнца, называемая фотосферой, испускает практически всю приходящую к нам энергию электромагнитного излучения Солнца. Плотность потока исходящего от фотосферы излучения составляет приблизительно $64 \cdot 10^3 \text{ кВт/м}^2$, что соответствует радиационной температуре 5785К.

Над фотосферой расположена солнечная атмосфера, внешняя часть которой, называемая короной, состоит из чрезвычайно разреженной плазмы с температурой, близкой к миллиону градусов. Хотя общее излучение короны приблизительно в миллион раз меньше общего излучения Солнца, однако она является источником интенсивного жесткого ультрафиолетового и рентгеновского излучения. Излучение фотосферы и атмосферы изменяется во времени из-за так называемой солнечной активности. На орбите Земли плотность потока излучения Солнца, падающего на площадку, перпендикулярную направлению на Солнце (солнечная постоянная S) изменяется из-за эллиптичности земной орбиты в пределах от 1350 до 1440 Вт/м^2 . Угловой диаметр наблюдаемого с Земли Солнца составляет приблизительно 32 сек.

Зависимость спектральной интенсивности (J_λ) или спектральной плотности (E_λ) электромагнитного излучения Солнца от длины волны излучения (λ) имеет весьма сложный и изменчивый характер, зависящий от комплекса различных явлений в фотосфере и атмосфере Солнца. На рисунке 1 в виде графика представлена зависимость относительной величины спектральной плотности потока излучения Солнца от λ . Абсолютные текущие значения E_λ относились к максимальному значению этой величины, имеющему место при $\lambda = 0,45 \text{ мкм}$. На этом же рисунке в виде пунктирной кривой 2 изображена аналогичная зависимость для абсолютно черного тела с температурой 5785К, равной радиационной температуре Солнца. Для второй кривой масштаб зависимости относительной величины E_λ по оси ординат выбран исходя из условия равенства интегралов по λ для первой и второй кривой. Сопоставляя кривые 1 и 2 можно заключить, что видимая ($0,38 - 0,75$) мкм и инфракрасная части спектров Солнца и абсолютно черного тела отличаются мало. В ультрафиолетовой области спектра наблюдаются существенные отличия. Несмотря на то, что большая часть энергии электромагнитного излучения Солнца сосредоточена в длинноволновой части спектра ($\lambda \geq 0,38 \text{ мкм}$), коротковолновая его часть ($\lambda = 0,38 \text{ мкм}$) заслуживает особого внимания, т.к. коротковолновая радиация (ультрафиолетовое и рентгеновское излучение) является

одной из причин, вызывающих деградацию наружных покрытий КА и, следовательно, изменение их радиационно-оптических свойств.

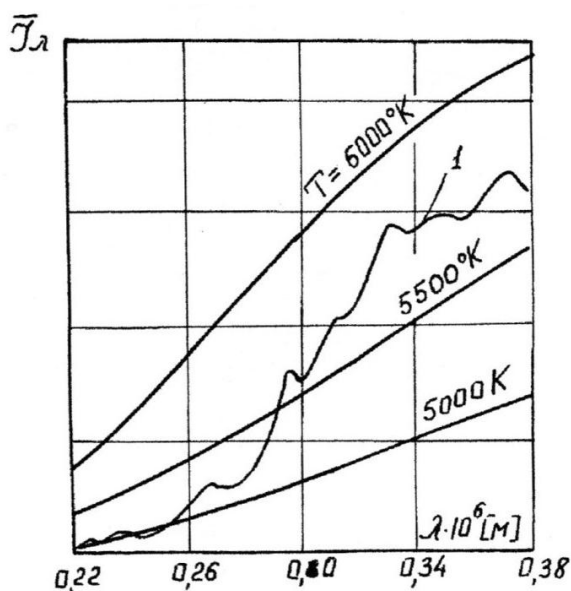
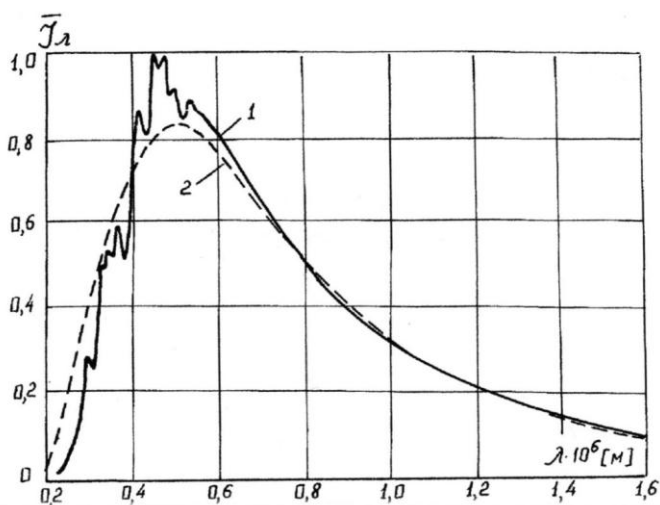


Рисунок 1.

Следует заметить, что солнечная активность практически не изменяет ту область спектра, которая расположена правее $\lambda \approx 0,13\text{ мкм}$. Существенно изменяется во время солнечных вспышек спектр рентгеновского излучения. Излучение становится жестче, плотность фотонов с $\lambda = 10^{-3}$ мкм возрастает на два порядка. Общая интенсивность излучения с $\lambda = 10^{-2}$ мкм возрастает более чем в два раза.

Помимо электромагнитного излучения Солнце постоянно испускает потоки заряженных частиц, представляющих собой главным образом ионы водорода, гелия, электроны. Эти потоки называются “солнечным ветром”. В результате взаимодействия этих частиц с геомагнитным полем возникает ударная волна. За ударной волной происходит захват заряженных частиц “солнечного ветра” магнитным полем Земли, что приводит к образованию зон захваченной радиации.

Поток солнечного излучения, падающий на поверхность КА и поглощаемый ею в той или иной степени в зависимости от величины коэффициента S_a - поглощательной способности, может оказывать на эту поверхность двойственное воздействие: непосредственное тепловое и косвенное, проявляющееся со временем в виде возможного

изменения радиационно-оптических характеристик поверхности. Изменение этих характеристик является результатом так называемых радиационных повреждений материалов, которые происходят в основном вследствие ионизации, электронных возбуждений, смещения атомов вещества, диссоциации химических связей в молекулах при поглощении фотонов больших энергий и взаимодействии с высокоэнергетическими заряженными частицами солнечного и галактического происхождения.

5) Исходящее от планет излучение

Исходящее от планет электромагнитное (тепловое) излучение можно условно разделить на две составляющие: отраженное солнечное излучение и собственное инфракрасное излучение, источником которого для планет земного типа в основном является поглощенная солнечная радиация.

Плотность, угловое распределение интенсивности и спектральный состав отраженного от планет солнечного излучения зависит от многих факторов: состава и физических характеристик атмосферы планеты, если она имеется, характера подстилающей поверхности и особенностей ее макрорельефа, от зенитного угла Солнца. Процесс отражения весьма сложен, особенно при наличии у планеты атмосферы. Так отраженное излучение Земли формируется в результате многократного обратного рассеивания на молекулах воздуха, каплях воды в облаках и частицах аэрозоля, а также за счет отражения от твердых и водных поверхностей.

Для характеристики отражательной способности планеты в целом, отдельных участков ее поверхности, а в ряде случаев и отдельных компонент отражающей системы используется понятие альbedo, характеризующее долю отраженной радиации по отношению к падающей на данную поверхность. Когда речь идет об отражательной способности планеты в целом, то говорят о сферическом (глобальном) альbedo ($a_{сф}$). Отражательная способность участка поверхности планеты характеризуется локальным альbedo (a).

Спектр отраженного от планет солнечного излучения в той или иной степени трансформируется в результате селективного поглощения излучения атмосферой планеты, если она имеется, и взаимодействия излучения с подстилающей поверхностью, которая является, как правило, не серой. Индикатриса отражения, т.е. функция, характеризующая зависимость относительной величины интенсивности или направленной силы отраженного излучения от направления при различных значениях зенитного угла Солнца весьма изменчива и по времени и по географическим координатам. Но в целом, как свидетельствуют расчеты и наблюдения, эту индикатрису с удовлетворительной точностью можно считать диффузной.

Механизм формирования уходящего от планет собственного излучения чрезвычайно сложен (особенно для Земли) и определяется процессами поглощения, испускания, отражения и рассеивания излучения, но и особенностям протекания процессов сложного теплообмена (лучистого, конвективного и кондуктивного - в совокупности) в макросистемах, включающих в себя элементы подстилающей поверхности и атмосферы, если она имеется. Значительная неопределенность, изменчивость локальных по координатам и времени излучательных характеристик системы подстилающая поверхность – атмосфера побуждает использовать при расчете и экспериментальном моделировании внешнего теплообмена КА упрощенную модель собственного инфракрасного излучения Земли в космос. Модель, основанную на осреднении по поверхности и по времени радиационно-оптических характеристик элементов излучающей системы. Осреднение основано на допущении о равенстве нулю теплового баланса планеты.

Предполагается, что поглощенная Землей или Венерой солнечная радиация полностью переизлучается затем в инфракрасной области спектра некоторой равномерно

нагретой в соответствии с поглощенной энергией эффективной сферической поверхностью, являющейся внешней границей оптически активного слоя атмосферы. В соответствии с этим предположением полусферическая поверхностная плотность E_0 потока собственного излучения Земли и Венеры определяется следующим простым соотношением: $E_0 = \frac{1 - a_{cf}}{4} S$. Если, например, для Земли принять $a_{cf} = 0.35$, то $E_0 = 230 \text{ Вт/м}^2$, что соответствует радиационной температуре поверхности 253К. В рамках такой модели предполагается диффузный характер излучения, то есть независимость в пределах полусферического телесного угла интенсивности собственного излучения Земли от направления. Спектральное распределение энергии собственного излучения нашей планеты, как впрочем и других планет и астероидов солнечной системы, принимается таким же, как у абсолютно черного тела с температурой равной радиационной температуре планеты.

б) Микрометеорные потоки и собственные выделения КА

В космическом пространстве движется большое количество метеоров - твердых тел от нескольких десятков километров до десятых долей микрометра в поперечнике. Число метеорных тел тем больше, чем меньше их масса m (примерно обратно пропорционально m^2). Метеоры делятся на два класса: метеорные потоки (рои) и спорадические метеоры, не принадлежащие к метеорным потокам. Орбиты и параметры движения некоторых метеорных роев солнечной системы известны. Встреча с ними может прогнозироваться. Со спорадическими потоками встречи случайны. Повреждение конструкции, например пробой оболочки гермоконтейнера, может происходить при столкновении с метеорами массой $m = 10^{-3}$ г. Установлено, что вероятность столкновения с такими метеорами, если они относятся к классу спорадических, мала. Вероятность пробоя при попадании в метеорный рой возрастает на порядок или даже на несколько порядков [4]. Частицы массой менее $10^{-3} - 10^{-4}$ г (метеорная пыль) не представляют непосредственной опасности для жизненно важных узлов КА, но они вызывают поверхностную эрозию материалов, причем наиболее интенсивная эрозия возникает при взаимодействии с частицами массой $m = 10^{-7}$ г, поток которых достаточно велик. В результате эрозии полированные и зеркальные поверхности мутнеют, приобретая частично диффузные свойства, отражательная способность их снижается, оптические материалы также мутнеют, уменьшается их пропускательная способность. В ряде случаев важным фактором, влияющим на характеристики терморегулирующих покрытий и оптики, являются собственные выделения КА в результате вакуумирования, гашения его конструктивных элементов, выброса продуктов горения из реактивных управляющих двигателей, выбросов рабочих веществ различных клапанов бортовых систем, испарительных теплообменников и т.п. Данный фактор проявляется в условиях низкого давления окружающей среды и приводит к так называемому загрязнению поверхностей КА. Выделяемые КА газообразные вещества, рассеиваясь в окружающем пространстве, могут сталкиваться друг с другом и частицами газа окружающей среды и вновь попадать на поверхности КА и осаждаться на них. Осаждение наиболее вероятно на холодных поверхностях, особенно на тех, которые имеют криогенные температуры. Влияние загрязнения поверхностей усугубляется одновременным воздействием жесткого электромагнитного и ультрафиолетового воздействия. Под воздействием этого излучения, а также под воздействием заряженных частиц солнечного происхождения в осевших продуктах происходят химические реакции, которые препятствуют испарению осевших частиц и приводят к изменению радиационно-оптических свойств поверхностей КА.

Торможение и спуск КА или его части (СА) в атмосфере планет

КА входит в атмосферу с большой начальной скоростью. Аэродинамические силы сопротивления при снижении замедляют КА, и его скорость уменьшается до малого (дозвукового) значения. В зависимости от тормозящих свойств атмосферы на процесс торможения влияют те или иные характеристики КА, основные из которых являются аэродинамическое качество и нагрузка на лобовую поверхность, т.е. масса КА, отнесенная к площади его миделя. При спуске в атмосфере Земли нагрузка на лобовую поверхность незначительна, т.к. даже КА с нулевым аэродинамическим качеством и с большой нагрузкой на лобовую поверхность тормозятся до малых дозвуковых скоростей. В разреженной атмосфере Марса со слабыми тормозящими свойствами только аппараты со сравнительно небольшими нагрузками на мидель в состоянии погасить начальную скорость до дозвуковых скоростей. Интенсивность торможения атмосферой ограничивается допустимыми перегрузками для экипажа, приборов или конструкции КА.

Характер траектории спуска в атмосфере в основном определяется аэродинамическими характеристиками КА, а также начальными условиями движения и параметрами атмосферы. Если КА не обладает подъемной силой, то он осуществляет баллистический спуск. Вид баллистической траектории целиком определяется начальными условиями входа в плотную атмосферу и прежде всего углом входа. Баллистический спуск связан с большими перегрузками. Такой спуск применялся при первых полетах человека в космос. Если СА обладает даже малым аэродинамическим качеством k ($k = 0,1 \dots 0,6$), то для него характерно существенное уменьшение перегрузок по сравнению с баллистическим спуском. Аэродинамическое качество может быть использовано и при формировании характера распределения по времени внешней тепловой нагрузки на поверхность СА, что открывает принципиальную возможность осуществления минимизации массы тепловой защиты. Возможен и планирующий спуск, характерной особенностью которого является управление траекторией движения путем использования аэродинамической подъемной силы. Независимо от того, какой способ спуска реализуется при входе СА в плотные слои атмосферы, перед ним образуется ударная волна, которая отходит от его поверхности, оставаясь в окрестности лобовой точки практически эквидистантной его поверхности. Набегающий на СА поток газа, проходя через фронт ударной волны замедляется и резко меняет свои параметры: давление, плотность, температуру, химический состав. Температура газа, его плотность возрастают в десятки раз по сравнению с температурой и плотностью невозмущенного газового потока. А давление увеличивается с сотни раз.

С физической точки зрения мгновенное скачкообразное изменение параметров при переходе через ударную волну следует рассматривать только как идеализированную схему быстропротекающего процесса непрерывного изменения состояния. Почти вся кинетическая энергия КА при торможении расходуется на нагрев воздуха за ударной волной и лишь небольшая часть (не превышающая 1%) в виде тепловой энергии затрачивается на нагрев и унос теплозащиты. Плотность тепловых потоков, поступающих к поверхности КА, зависит от траектории спуска. При крутых траекториях подводятся потоки большой плотности. На пологих траекториях, характерных для планирующего спуска, плотности тепловых потоков меньше, хотя суммарная тепловая энергия, подводимая к поверхности КА возрастает вследствие увеличения времени спуска.

Учебно-методическая литература:

1. Волоцув, В. В. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие / В.В. Волоцув, И.С. Ткаченко. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 144 с.: ил.
2. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: СГАУ, 2006. – 296 с.

3. Туманов А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учебное пособие / А.В Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглаков // М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.
4. Космонавтика, энциклопедия. М., 1985.
5. Гуцин В.Н. Основы устройства и конструирования космических аппаратов. М.: Издательство «Машиностроение», 2003.
6. Новиков В.Н., Вейтин В.Е. Введение в ракетно-космическую технику. – М.: Изд-во МАИ. 1997.
7. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / В.А. Афанасьев, В.С. Барсуков, М.Я. Гофин, Ю.В. Захаров, А.Н. Стрельченко, Н.П. Шалунов; Под редакцией Н.В. Холодкова. - М.: Изд - во МАИ, 1994. - 412с.

3. Практическое занятие 3. Конструкции космических летательных аппаратов. Конструкции корпуса

Конструкции космических летательных аппаратов отличаются значительным разнообразием вследствие большого числа аппаратов различных классов и разнообразия выполняемых ими функций. Это космические аппараты, совершающие полет в атмосфере от Земли в космос: ракетносители и разгонные блоки, выводящие на околоземные орбиты искусственные спутники Земли, пилотируемые и автоматические космические корабли, фрагменты орбитальных космических станций, а также межпланетные станции, отправляющиеся в дальний космос к другим планетам. Это космические аппараты, совершающие полет в безвоздушном пространстве: пилотируемые и транспортные космические корабли, искусственные спутники Земли, Луны или других планет солнечной системы, автоматические межпланетные станции. Это космические аппараты, совершающие посадку в атмосфере планет и их спутников — спускаемые аппараты. Наконец это воздушно-космические аппараты, типа «Буран», полет которых проходит как в околоземном космическом пространстве, так и в атмосфере (старт, посадка).

Ниже приводится анализ основных силовых конструкций, составляющих основу большинства космических аппаратов. Акцент делается на анализ функций силовых элементов, образующих конструктивную схему конструкции, а также на особенности конструктивно-технологических особенностей данных конструкций.

Конструкции корпуса

Назначение корпуса – размещение в его отсеках различного оборудования, топлива, полезной нагрузки и во многих случаях двигательной установки. Вместе с тем корпус – это силовая основа для крепления бортового оборудования и внешних агрегатов ЛА – крыла, оперения, двигателей, шасси, антенн, солнечных батарей и других устройств. В силовом отношении корпус представляет собой сильно нагруженную конструкцию. В полете и при посадке на корпус ЛА действуют следующие основные нагрузки:

- силы, передающиеся на корпус от присоединенных к нему частей летательного аппарата;
- массовые инерционные силы агрегатов, грузов, оборудования, расположенных в корпусе,
- инерционные силы от собственной массы конструкции корпуса,
- аэродинамические силы, распределенные по поверхности корпуса (при полете в атмосфере Земли или других планет);
- ударные нагрузки при стыковках и разделениях, при приземлении и приводнении.

Обобщенной характеристикой корпуса является его конструктивная схема, отражающая взаимное положение основных силовых элементов конструкции (обшивки, продольного и поперечного силового набора), которые воспринимают нагрузки, действующие на корпус; их конструктивное оформление; методы изготовления и соединения между собой этих элементов. По силовой схеме и конструкции корпус является наиболее сложным агрегатом конструкции ЛА. Это объясняется разнообразием воспринимаемых им нагрузок, особенностью размещения грузов и оборудования и жесткими требованиями к использованию его объема.

Исходя из необходимости расстыковки при эксплуатации и функционировании, а также из соображений технологичности изготовления, сборки и возможности

транспортировки обычными видами транспорта, крупногабаритные ракетно-космические изделия, как правило, проектируются и изготавливаются разделяемыми на отдельные отсеки. Соответственно членятся и корпусные конструкции. Каждый отсек корпуса имеет одну, две, реже три и более поверхности стыка со смежными отсеками (как правило, плоские). Стыки снабжены конструктивными узлами для сборки и соединения отсеков друг с другом, для уплотнения (герметизации) стыков, а также, при функциональной необходимости, — узлами для разделения отсеков или отброса (отталкивания) смежного отсека, агрегата. Требования к сочленению отсеков обычно оказывают существенное влияние на конструктивное исполнение стыков и на конструктивную схему всего отсека.

Требования к конструкции корпуса

Требования к конструкции конкретного отсека корпуса КА существенно зависят от его назначения и положения в конструктивно-силовой схеме КА. Известно, что нагрузки наибольшей интенсивности на несущие конструкции изделий РКТ создаются на участке выведения на орбиту либо при торможении в атмосфере планеты и посадке. Корпусные конструкции исключительно космического назначения обычно конструируют насколько возможно тонкостенными. Ввиду невысокого уровня механических нагрузок часто определяющими характеристиками для них оказываются не прочность, как для большинства «земных» конструкций, а жесткость (допустимый уровень деформаций, обеспечивающий выполнение требований по сохранению точности геометрических характеристик) и технологическая выполнимость.

Основными и наиболее типичными считают следующие требования к конструкции корпуса:

- обеспечивать необходимую прочность и жесткость во всех расчетных случаях нагружения, в том числе с учетом нагрузок, приходящих от смежных отсеков и агрегатов. Это требование для конструкций КА всегда действует в сочетании с жестким ограничением массы конструкции.

- иметь габаритные размеры и форму, удовлетворяющие зонам полезной нагрузки головного блока или отсека полезного груза носителя, и обеспечивать объем, необходимый для размещения приборов и другого оборудования внутри;

- обеспечивать конструктивную увязку и удобные условия сборки со смежными отсеками и агрегатами;

- обеспечивать возможность закрепления оборудования как внутри, так и снаружи. Иногда, стремясь максимально облегчить корпус и исключить воздействие на него посторонних нагрузок (например, динамических — при вибрациях и ударах), избегают закрепления на нем какого-либо оборудования; в этих случаях для монтажа оборудования создают специальную несущую конструкцию, опирающуюся на прочные торцовые шпангоуты, фермы и т.п.;

- обеспечивать доступ внутрь отсека для монтажа оборудования, его проверки, ремонта или замены;

- удовлетворять заданным условиям по сохранению среды внутри отсека (это требование предъявляется в том числе к негерметичным корпусам из-за необходимости защиты от влаги и пыли при наземной эксплуатации), а также по обмену между средами внутри отсека и вне его (вентиляция; выравнивание давления, применяемое для

исключения или уменьшения нагружения оболочки корпуса внутренним или внешним давлением, в конечном итоге для уменьшения массы конструкции).

Анализ конструктивно-силовых схем корпусов

В начале разработки отсека прорабатывается его конструктивная схема, и руководствуются здесь требованием разработки конструкции минимальной массы. При этом уже на этой стадии необходимо полностью учесть такие требования компоновочного и технологического характера, как обеспечение силовой связи и стыкуемости со смежными конструкциями, необходимый доступ к оборудованию при сборке и эксплуатации, наиболее удобные места крепления основных агрегатов, оборудования и других конструкций.

Конструктивные схемы корпусов летательных аппаратов можно разделить на ферменные, балочные и смешанные (ферменно-балочные). Для космических аппаратов наиболее часто применяются балочные корпуса и стержневые конструкции – фермы, зачастую лишенные оболочки.

Тот или иной тип корпусной конструкции выбирается из соображений минимума ее массы при удовлетворении известных эксплуатационных требований и требований технологического характера.

Наиболее рациональной конструкцией, способной воспринимать все действующие на корпус нагрузки при минимальной собственной массе, является тонкостенная пространственная оболочка, подкрепленная изнутри силовым каркасом. Рациональность такой оболочки обеспечивается полноценным использованием ее работающей обшивки как при восприятии местной аэродинамической нагрузки, так и в общей силовой работе конструкции корпуса. Подкрепленная оболочка, обеспечивая хорошую аэродинамическую форму и высокое качество поверхности, наилучшим образом удовлетворяет и

требованиям удобства компоновки, а также живучести и эксплуатационной технологичности. С точки зрения силовой работы такая оболочка рассматривается как пространственная балка, вследствие чего силовую схему подобных корпусов принято называть балочной.

Конструкция балочного корпуса состоит из жесткой обшивки, продольного набора (лонжеронов и стрингеров) и поперечного набора – шпангоутов. Разрабатывая конструктивно-силовую схему, конструктор комбинирует прежде всего основными силовыми элементами: обшивкой, шпангоутами, лонжеронами и стрингерами (рис. 1).

Обшивка образует форму отсека, ограничивает его внутренний объем, при необходимости защищая его от воздействия факторов окружающей среды. Как самостоятельный силовой элемент обшивка работает на растяжение, в частности, от внутреннего давления. В сочетании с силовым набором обшивка воспринимает и передает на элементы силового набора практически все виды действующих нагрузок и напряжений. Относительный вклад обшивки в работу конструкции корпуса в этих случаях зависит от толщины обшивки, частоты силового набора, характера соединения между обшивкой и элементами набора.

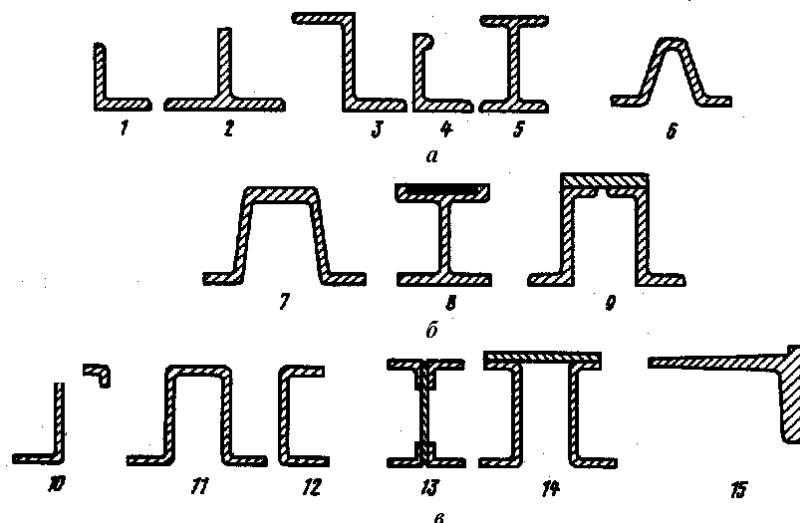


Рисунок 1. - Типовые сечения элементов силового набора:

а — стрингеры; б — лонжероны; в — шпангоуты;

1-5 — открытые профили; 6 — закрытый профиль; 7 — лонжерон с усиленной верхней полкой; 8 — лонжерон с верхней полкой, усиленной композиционным материалом; 9 — сборный лонжерон; 10, 11, 12 — промежуточные шпангоуты; 13, 14 — усиленные шпангоуты (сборные); 15 — торцевой шпангоут

Стрингеры — продольные элементы, подкрепляющие обшивку — воспринимают совместно с обшивкой осевые нагрузки и изгибающие моменты, действующие на отсек. В частности, при воздействии сжимающих нагрузок они благодаря развитой форме поперечного сечения существенно повышают критические напряжения потери устойчивости обшивки. Помимо осевых усилий стрингеры через обшивку воспринимают и распределенные поперечные нагрузки, например от внешнего аэродинамического давления; при этом шпангоуты служат опорами для стрингеров. В качестве стрингеров применяются обычно прессованные или гнутые из листа профили, изготавливаемые и поставляемые централизованно металлургическими заводами. Применение стрингеров оригинального сечения всегда требует убедительного обоснования. При больших сжимающих или крутящих нагрузках на отсек более рациональным с точки зрения обеспечения минимальной массы конструкции является применение профилей закрытого сечения. Кроме того, в большинстве случаев целесообразно выбирать профили, позволяющие включить в совместную работу более широкую полосу обшивки, например, за счет двухрядного крепления и крепления по двум разнесенным полкам.

Лонжероны — мощные продольные элементы силового набора, воспринимающие сосредоточенные продольные и изгибающие нагрузки большой интенсивности (например, от узлов крепления двигателей, смежных отсеков и агрегатов), а также обеспечивающие усиление корпуса в местах вырезов, равноценное ненарушенным зонам. Общие требования к лонжеронам во многом аналогичны требованиям к стрингерам. Но есть и отличия: поскольку лонжерон работает в основном автономно на сосредоточенную нагрузку, связь его с обшивкой не имеет такого значения для лонжерона, как для стрингера, но для повышения работоспособности обшивки целесообразно максимально использовать опору на лонжерон. На конструкцию лонжерона в большей степени, чем для стрингера, оказывают влияние особенности схемы его нагружения и характера связей со

смежными конструкциями. Лонжероны оригинальной конструкции изготавливаются штамповкой, точным литьем, механической обработкой.

Шпангоуты в конструкциях КЛА бывают, как правило, замкнутые, кольцевые. По назначению различают: торцевые (стыковочные) шпангоуты, подкрепляющие край отсека корпуса и обеспечивающие надежное соединение его со смежными конструкциями, и промежуточные, подкрепляющие обшивку на участке между торцевыми шпангоутами и обеспечивающие сохранение формы поперечного сечения отсека. В корпусах, работающих на сжатие и изгиб, промежуточные шпангоуты позволяют повысить общие критические напряжения потери устойчивости за счет уменьшения длины участка между опорами. В отсеках, работающих на кручение, промежуточные шпангоуты, подкрепляя обшивку, препятствуют образованию складок обшивки, исключая возможность радиального перемещения участков обшивки.

По конструктивному исполнению различают нормальные и усиленные шпангоуты. Первые применяются, как правило, в роли промежуточных шпангоутов, т.е. для подкрепления обшивки, и изготавливаются либо из листового материала штамповкой зацело, либо сборными из профильных и листовых деталей. Усиленные шпангоуты представляют собой сборную конструкцию, иногда достаточно сложную, и предназначены обычно для восприятия сосредоточенных сил, приходящих от навесных конструкций, блоков, модулей, агрегатов, и для передачи этих сил в виде распределенной нагрузки на обшивку, а также для усиления обшивки в зонах вырезов, резких переломов обшивки и т.п.

Все балочные корпуса в зависимости от степени участия в силовой работе отдельных элементов можно подразделить на лонжеронные и стрингерные (корпуса типа полумонок) и бесстрингерные (корпуса типа монок), рис. 2.

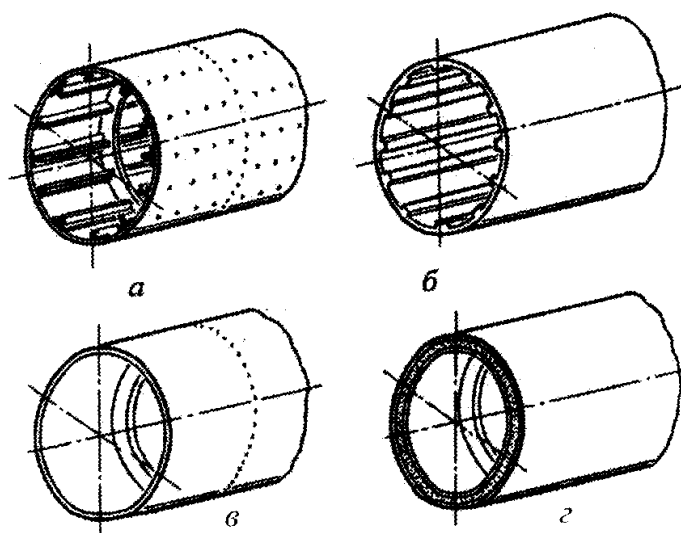


Рисунок 2. - Конструктивные схемы корпусов

В лонжеронных конструкциях (рис. 2.а) состоящих из обшивки мощных лонжеронов и слабого набора стрингеров и шпангоутов, изгибающий момент и осевая сила воспринимается преимущественно продольными элементами, а сравнительно тонкая обшивка работает на сдвиг от перерезывающей силы и крутящего момента. Такие силовые

схемы могут быть использованы в конструкции приборных отсеков, отсеков для размещения целевого груза, отсеков с двигательной установкой. Они часто имеют различные вырезы (люки) больших и малых размеров для подходов к оборудованию при монтажных и проверочных работах. Чтобы исключить ослабление жесткости оболочки и уменьшить концентрацию напряжений в зоне вырезов, люков, их окантовывают соответствующим подкреплением. Для восприятия и передачи значительных сосредоточенных осевых сил (например, от узлов подвески двигателя) лонжеронная схема может оказаться в ряде случаев наиболее целесообразной.

Стрингерный корпус (см. рис. 2.б) выполняется в виде тонкостенной оболочки, подкрепленной стрингерами и шпангоутами. Изгибающий момент и осевая сила воспринимаются в основном стрингерами. Обшивка, придавая корпусу заданные обводы, воспринимает местные нагрузки, перерезывающую силу и крутящий момент, участвует совместно со стрингерами в восприятии изгибающего момента. Благодаря подкреплению она работает с высокими напряжениями сжатия и сдвига. По такой схеме могут быть выполнены хвостовые, приборные и баковые отсеки корпуса при помощи заклепочных, сварных, клеевых и клеесварных соединений. В стрингерной конструкции корпуса также применяют монолитные прессованные или горячештампованные панели и оболочки, когда обшивка выполняется заодно с силовым набором.

При работе стрингерного корпуса обшивка может потерять устойчивость при сжатии осевой силой или изгибающим моментом. Однако это еще не означает разрушения конструкции, ибо продолжают работать стрингеры. Разрушение наступит при потере прочности или устойчивости стрингерами.

Самые простые по конструкции — бесстрингерные корпуса из однородного металлического или неметаллического материала — однослойные монококи. Они состоят лишь из двух элементов: обшивки и шпангоутов (рис. 2.в), причем во многих случаях шпангоуты используются только для стыковки отсеков корпуса, а нормальные шпангоуты оказываются излишними. Все внешние силовые факторы (поперечные силы, изгибающий и крутящий моменты) воспринимает обшивка, т. е. на нее перекладываются функции стрингеров (лонжеронов). В местах выреза обшивки и в местах приложения сосредоточенных нагрузок в таких корпусах устанавливают стрингеры или другие усиливающие элементы. Обшивка может быть изготовлена из листа, литьем вместе со шпангоутами или методом прессования. В настоящее время наряду с металлическими находят широкое применение отсеки корпусов из различных неметаллических материалов. Их изготавливают намоткой или методом прессования в разъемных пресс-формах.

Основное применение такие конструкции находят на ЛА малых диаметров. Это объясняется тем, что с увеличением диаметра критические напряжения потери устойчивости оболочки уменьшаются. При больших значениях диаметра материал такой конструкции работает с невысокой отдачей и ее масса возрастает.

Более высокой несущей способностью (при той же массе) обладают бесстрингерные конструкции с многослойной обшивкой — многослойные монококи (см. рис. 2.г). Обычно применяют трехслойные обшивки, состоящие из двух разнесенных тонких несущих слоев из прочного материала (металла или пластика), соединенных между собой сравнительно малопрочным, но легким наполнителем. В качестве наполнителя используются пенопласты и ребристые конструкции — соты, гофры из пластика, алюминиевой или

стальной фольги и др. Преимуществом трехслойных конструкций является их высокая жесткость, гладкая поверхность, незначительная масса. По сравнению с наборными (каркасными) конструкциями выигрыш может достигать 15–20%. Однако по надежности и технологичности они пока еще уступают наборным конструкциям.

Конструктивно-технологические решения корпусов

Основные отсеки корпуса определяются в большой степени способом соединения элементов, образующих конструктивно-силовую схему и в первую очередь способом соединения обшивки с силовым набором. Для традиционных корпусов, имеющих металлическую листовую обшивку и металлический силовой набор, наибольшее практическое применение имеет соединение их между собой с помощью клепки и сварки.

Клепанные соединения используются для соединения между собой тонкостенных деталей, изготовленных из любых металлических и некоторых неметаллических материалов. Клепка — хорошо отработанный технологический процесс с давними традициями. Типовые конструктивные решения клепаного отсека корпуса показаны на рис. 3. Освоены и широко применяются конструктивные приемы, позволяющие преодолеть или уменьшить влияние некоторых недостатков клепаных соединений и технологического процесса клепки. Для преодоления сосредоточенного характера передачи нагрузок в клепаном соединении и для уменьшения влияния концентрации напряжений в заклепочные стыки вводят клей, образуя клееклепаное соединение (рис. 4). Для герметизации клепаных стыков в ракетостроении широко применяют жидкие герметики, герметизирующие ленты и замазки. Разработаны, унифицированы и используются в необходимых случаях заклепки для односторонней клепки, однако их широкое применение привело бы к неприемлемому утяжелению конструкции и увеличило бы затраты времени на процесс сборки. Все шире внедряются бесшумные и малошумные способы клепки — прессовая, раскаткой (развальцовкой) замыкающей головки и другие, которые наряду с обеспечением лучшей гигиены труда дают для некоторых типов конструкций, например, композитных, ряд технических преимуществ.

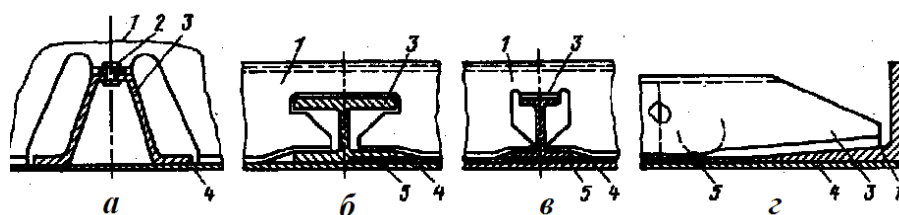


Рисунок 3. - Типовые конструктивные решения узлов пересечения стрингеров и лонжеронов со шпангоутами:

- а — стрингер закрытого профиля и промежуточный шпангоут; б — лонжерон и промежуточный шпангоут; в — стрингер открытого профиля и промежуточный шпангоут; г — стрингер и торцевой шпангоут; 1 — шпангоут; 2 — заклепочное соединение стрингера и шпангоута; 3 — стрингер (лонжерон); 4 — обшивка; 5 — накладка (местное усиление обшивки)

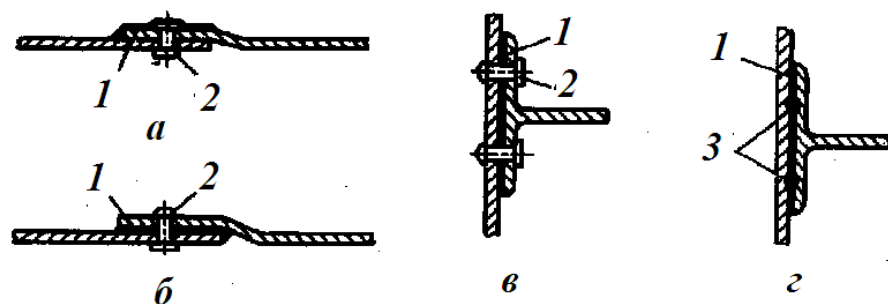


Рисунок 4. - Примеры применения клеев (и герметиков) в соединениях клепкой и точечной сваркой:

а — соединение внахлестку с поверхностной герметизацией; б — соединение с герметиком в стыке; в — герметизация соединения обшивки и стрингера, соединенных заклепками; г — герметизация соединения точечной сваркой; 1 — слой клея или герметика; 2 — заклепка (или другой механический крепеж); 3 — сварная точка

При конструировании заклепочных соединений руководствуются следующими правилами:

заклепка в соединении должна работать преимущественно на срез;

расположение заклепок должно быть упорядоченным исходя из наименьшего ослабления соединяемых элементов, возможно более равномерного распределения усилий по заклепкам и включения в работу наибольшего числа заклепок. Характерные размеры определяют в зависимости от нагрузок и материалов склепываемых элементов конструкции и заклепок. Их рекомендуемые предельные значения имеются в стандартах и справочниках;

материал заклепок выбирают в зависимости от материалов склепываемых деталей; при этом, как правило, не применяют заклепки из материалов высокой прочности и твердости для склепывания существенно менее прочных и менее твердых материалов;

при конструировании соединений, в которых детали из различных материалов должны совместно деформироваться под действием нагрузки или термического расширения необходимо учитывать различие свойств жесткости и термического расширения применяемых материалов;

предусматривать совместную обработку отверстий в склепываемых деталях, поскольку несовпадение осей отверстий существенно ослабляет соединение;

замыкающая головка в пакете из разных материалов должна располагаться со стороны элемента большей прочности или большей толщины; при необходимости для исключения разрушения или деформации материала склепываемых деталей под головки заклепок могут устанавливаться шайбы из более прочного материала, а в отверстие для защиты его стенок вводятся втулки.

Сварные соединения обеспечивают наилучшую передачу нагрузки. Их прочность, принимаемая в прочностном расчете, доходит до 90 % от прочности основного материала. При применении автоматической сварки и наличии надежных средств контроля качества сварные соединения обеспечивают высокую герметичность корпусов. Они наиболее эффективны с точки зрения получения конструкции наименьшей массы.

Основные конструктивные решения сварных корпусов показаны на рис. 5, а примеры шпангоутов — на рис. 6.

Из известных типов сварных соединений в конструкциях корпусов КА чаще используются сварка встык и точечная сварка. Первая применяется при сварке панелей и обечаек обшивки между собой и с элементами силового набора; вторая — для приварки к обечайкам обшивки стрингеров, промежуточных шпангоутов, кронштейнов. Значительно реже применяется сварка внахлестку — для приварки малоответственных кронштейнов.

При изготовлении сваркой корпусов, к которым предъявляются высокие требования по прочности или жесткости, предпочтительным считается стыковое соединение, обеспечивающее хорошее, стабильное качество, симметричную передачу нагрузки между свариваемыми элементами, высокую герметичность.

Точечной сваркой привариваются к тонкостенным оболочкам элементы силового набора, также тонкостенные, чаще всего изготовленные из листового материала. Как и для клепаного соединения, для точечной сварки характерны сосредоточенная передача нагрузки и наличие концентраторов напряжения. В связи с этим для повышения работоспособности конструкции на выносливость иногда применяют точечную сварку в сочетании со склейкой.

К настоящему времени отработаны и достаточно надежные способы контроля качества точечной сварки тонкостенных обшивок. Таким образом, в обоснованных случаях и при грамотном конструировании точечная сварка применима в конструкциях корпусов КА и может оказаться весьма эффективной для обеспечения минимальной массы конструкции.

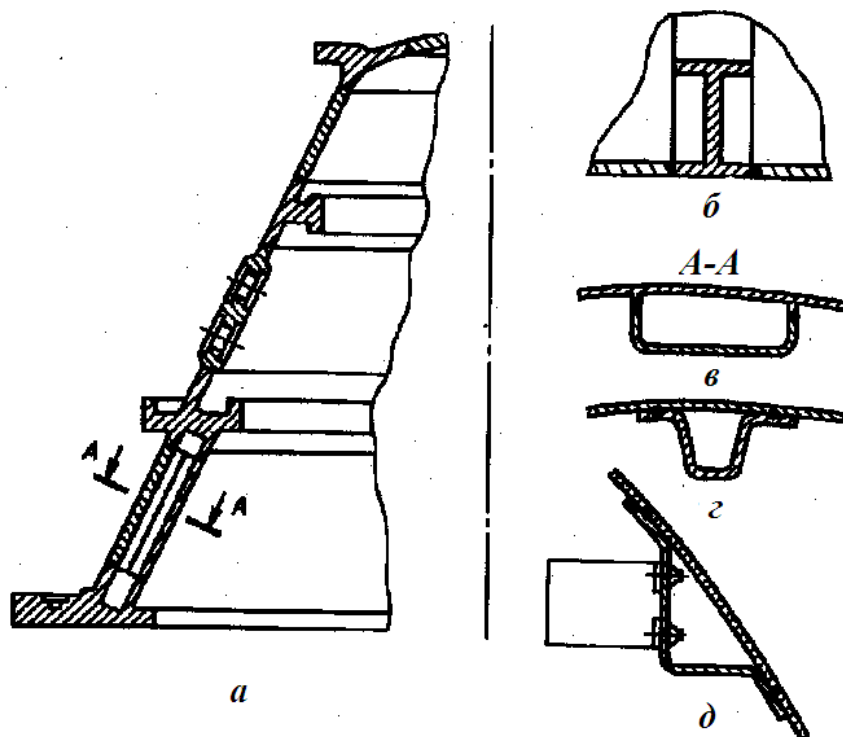


Рисунок 5. - Примеры конструктивных решений сварных корпусов:

- а — герметичный отсек корпуса, сваренный встык; б — приварка шпангоута встык;
- в — лонжерон, образованный сваркой встык; г — точечная сварка стрингера с обшивкой;
- д — кронштейн, приваренный к обшивке точечной сваркой

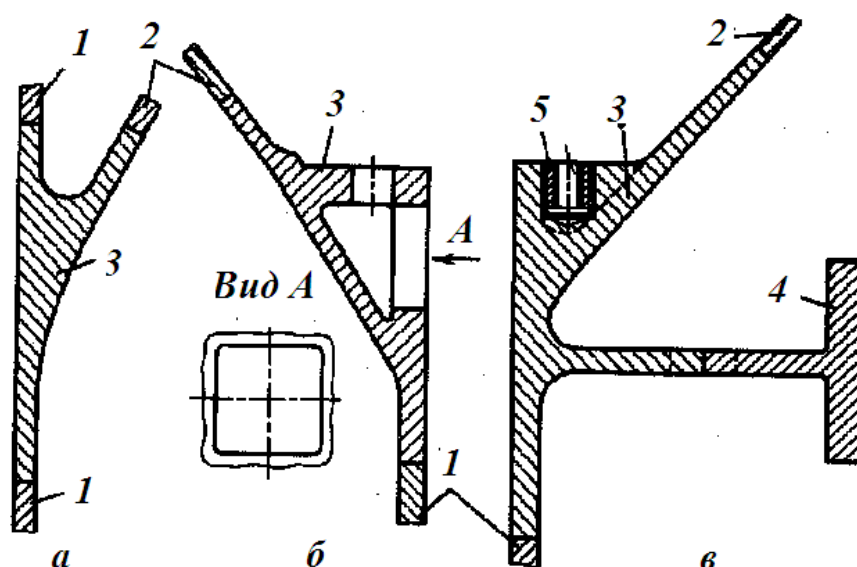


Рисунок 6. - Примеры шпангоутов в узлах соединения днищ и оболочек топливных отсеков:

а — шпангоут промежуточного днища; б — шпангоут, допускающий болтовое соединение с соседним отсеком; в — усиленный шпангоут, допускающий шпильчатое крепление с соседним отсеком; 1 — обечайка бака; 2 — оболочка днища; 3 — стыковочно-распорный шпангоут; 4 — элемент усиления; 5 — резьбовая переходная втулка

При размещении сварных точек руководствуются теми же общими соображениями, что и при размещении заклепок в клепаном соединении. При назначении основных размеров в шве нужно руководствоваться нормативами, содержащимися в справочной литературе по сварке, и стандартах.

Материалы корпусов КЛА выбирают, руководствуясь, прежде всего требованиями высокой удельной прочности, а также технологичности, поскольку технологичность корпусов в большой степени определяет технологичность и стоимость изготовления всего аппарата. Среди других требований для корпусов большое значение имеют характеристики, определяющие несклонность материала к трещинообразованию, низкую чувствительность к концентрации напряжений.

Наиболее употребительными материалами для корпусов являются:

для негерметичных отсеков — высокопрочные алюминиевые сплавы типа Д16, а также новые сплавы, обладающие значительно более высокими характеристиками;

для герметичных отсеков, изготавливаемых сваркой, — пластичные, хорошо свариваемые сплавы типа АМг6.

Перспективным считается применение титановых сплавов, особенно в тех случаях, когда корпус подвержен нагреву. Применение титановых сплавов позволяет уменьшить толщину тепловой защиты или отказаться от нее, а следовательно, уменьшить массу конструкции. Для многих корпусных конструкций эффективно применение композиционных материалов.

К прогрессивным конструктивно-технологическим решениям можно отнести монолитные секции (рис. 7), которые применяются с целью уменьшения количества соединений, улучшения совместности восприятия нагрузок обшивкой и подкрепляющим набором и, следовательно, уменьшения массы конструкции в сильнонагруженных корпусных конструкциях. В монолитных секциях обшивка и подкрепляющие ее ребра

жесткости представляют единое целое. Они чаще всего изготавливаются из толстых плит методами химического фрезерования, электрохимической обработки или механической обработкой. Для этих технологических процессов изготовления монолитных секций характерен низкий коэффициент использования материала; последний метод отличается также большой трудоемкостью. Возможно также применение горячей штамповки, прессования, литья; однако это целесообразно, как правило, только при изготовлении изделий большими сериями, что пока не характерно для производства КА. Кроме того, эти технологические процессы изготовления панелей не позволяют использовать наиболее высокопрочные алюминиевые сплавы.

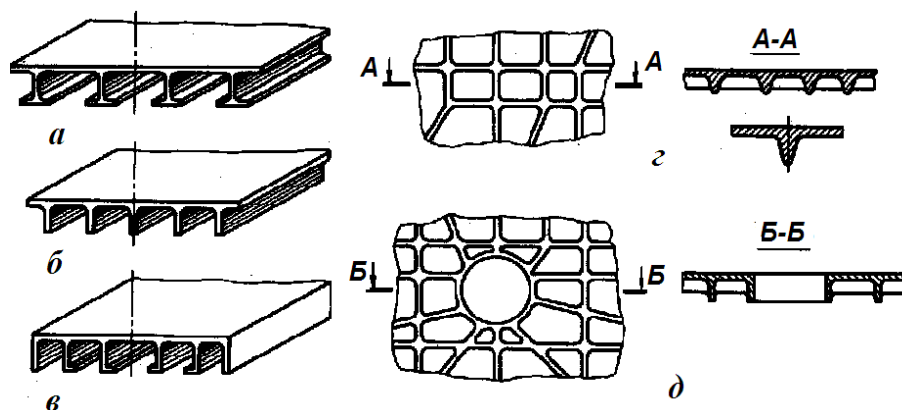


Рисунок 7. - Фрезерованные, штампованные и литые панели корпуса:

а, б, в — фрезерованные панели (а — с продольными элементами таврового типа; б — с продольными элементами в виде ребер; в — продольные элементы Г-образного типа); г — штампованная панель; д — литая панель

Ребра в секциях располагают обычно либо продольно (вдоль образующей поверхности одинарной кривизны), либо в виде системы перекрещивающихся утолщений — секций вафельного типа. Вафельные секции могут использоваться для изготовления оболочек как одинарной, так и двойной кривизны; ребра на них могут располагаться под любыми углами к образующей в зависимости от распределения напряжений в оболочке при рабочих нагрузках. Из таких секций изготовлен, например, корпус станции «Салют». Секции соединяются между собой и с отдельными элементами силового набора (стыковочными шпангоутами, лонжеронами) сваркой встык. Чаще подкрепляющие шпангоуты располагают внутри отсека; при этом, если ребра монолитной секции расположены с той же стороны, что и подкрепляющий шпангоут, последний крепится к ребрам.

Монолитные секции применимы в основном в сильнонагруженных корпусных конструкциях, так как при малых величинах погонных усилий, действующих в оболочке, оказывается технологически невозможным выполнить столь малые толщины стенок и ребер, чтобы использование монолитных ребристых или вафельных секций было рациональным по массе.

К прогрессивным решениям относят также гофрированные обшивки. Они обладают хорошей эффективностью по массовым характеристикам в конструкциях, работающих на сжатие и изгиб, вследствие того, что гофрированный лист имеет значительно больший момент инерции относительно средней линии обшивки, чем гладкий лист той же толщины, в то время как масса его увеличивается в сравнении с гладким листом незначительно. Гофрированные обшивки технологичнее, чем монолитные, и

обеспечивают лучшее использование металла, так как изготавливаются из плоского листа путем его гибки или штамповки. Недостатком гофрированных обшивок является плохая работа на сдвиг в направлении, перпендикулярном гофрам, а также сложность их соединения с торцевыми шпангоутами.

Гофрированные листы могут также применяться в качестве продольного подкрепления гладкой обшивки (рис. 8) и в качестве заполнителя в трехслойных панелях и секциях.

Трехслойные обшивки с заполнителем (рис. 9) эффективны в корпусных конструкциях, работающих на внешнее давление, сжатие при условии обеспечения достаточно прочного соединения между несущими слоями и заполнителем, а также при повышенных требованиях к жесткости обшивки (сохранению формы под нагрузкой). Обеспечивается это тем, что сравнительно тонкие несущие слои из высокопрочного материала, разделенные существенно более толстым слоем заполнителя, в качестве которого используются обычно материалы или конструктивные элементы низкой плотности, образуют конструктивную систему, имеющую момент инерции сечения значительно больший, чем однослойная обшивка такой же массы. Благодаря большому моменту инерции такие обшивки имеют высокие критические напряжения устойчивости, а также хорошую прочность и жесткость на изгиб. Они хорошо работают и на сдвиг.

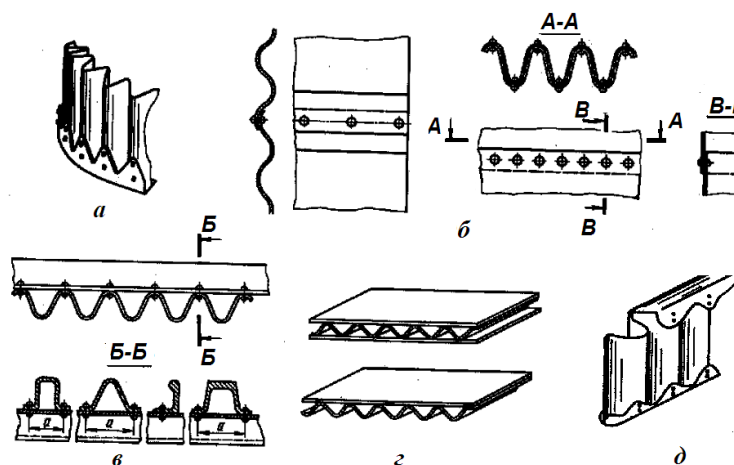


Рисунок 8. - Применение гофрированного листа в конструкции корпуса:
 а — соединение гофрированной оболочки и торцевого шпангоута; б — продольное и поперечное соединения гофрированных листов в обшивке; в — соединение гофрированной обечайки (играет роль и продольного силового набора) с различными шпангоутами; г — панели корпуса, изготовленные из гладких и гофрированных листов; д — сборный лонжерон с гофрированной стенкой

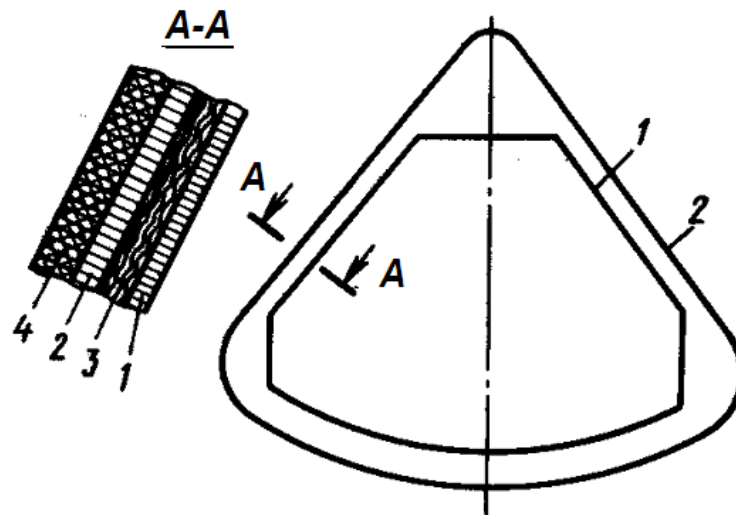


Рисунок 9. - Конструкция оболочки корпуса командного модуля КК «Аполлон»:
 1 — герметичная оболочка кабины (алюминиевая трехслойная панель с сотовым наполнителем); 2 — несущая конструкция теплозащитного корпуса (стальная паяная трехслойная панель); 3 — теплоизоляция; 4 — теплозащитное покрытие (стеклосоты, заполненные фенольной смолой с наполнителем)

Заполнителем могут служить пористые материалы низкой плотности типа пенопласта. Наиболее широко применимым наполнителем являются соты, изготавливаемые из металлической (например, алюминиевой) фольги, стекло-, органо-, графитоволокнистых материалов или бумаги. Роль наполнителя может также играть частый профильный набор или гофрированный лист, располагаемый между двумя гладкими листами. Толщины трехслойных обшивок, определяемые главным образом толщиной наполнителя, выбираются в зависимости от вида наполнителя и конкретных конструктивно-силовых требований и могут составлять от нескольких миллиметров до нескольких десятков миллиметров. Для соединения наполнителя с обшивкой применяются в зависимости от используемых материалов и формы наполнителя склейка, сварка, пайка, клепка.

Новые возможности изготовления прочных и жестких трехслойных конструкций открывает применение современных композиционных материалов, что позволяет снижать массу конструкции до 40 %.

Вопросы

1. Нагрузки, действующие на корпус КЛА. Требования к конструкции корпуса.
2. Функции элементов силовой конструкции корпуса: обшивки, стрингеров, лонжеронов, шпангоутов.
3. Анализ конструктивно-силовых схем балочных корпусов: лонжеронный, стрингерный и бесстрингерный корпуса.
4. Анализ технологических решений корпусов и их элементов.

Учебно-методическая литература:

1. Волоцуев, В. В. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие / В.В. Волоцуев, И.С. Ткаченко. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 144 с.: ил.
2. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: СГАУ, 2006. – 296 с.

3. Туманов А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учебное пособие / А.В Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглаков // М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.
4. Космонавтика, энциклопедия. М., 1985.
5. Гуцин В.Н. Основы устройства и конструирования космических аппаратов. М.: Издательство «Машиностроение», 2003.
6. Новиков В.Н., Вейтин В.Е. Введение в ракетно-космическую технику. – М.: Изд-во МАИ. 1997.
7. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / В.А. Афанасьев, В.С. Барсуков, М.Я. Гофин, Ю.В. Захаров, А.Н. Стрельченко, Н.П. Шалунов; Под редакцией Н.В. Холодкова. - М.: Изд - во МАИ, 1994. - 412с.

4. Практическое занятие 4. Ферменные и рамные конструкции

В ферменных конструкциях корпуса продольные и поперечные силовые элементы (плоские фермы) в соединении образуют пространственную ферму. Стержни ферм, как правило, выполняются из труб, которые соединяются посредством сварки, реже при помощи болтов и заклепок.

Из числа ферменных конструкций на традиционных КА, компоновка и конструктивно-силовая схема которых определяются компоновочно-конструктивной схемой ракетносителя, наибольшее применение имеют осесимметричные ферменные отсеки (рис. 1). Фермы и рамы широко применяются также для монтажа некоторых агрегатов оборудования, например двигательной установки, и в некоторых других типичных конструкциях КА, например каркасах солнечных батарей.

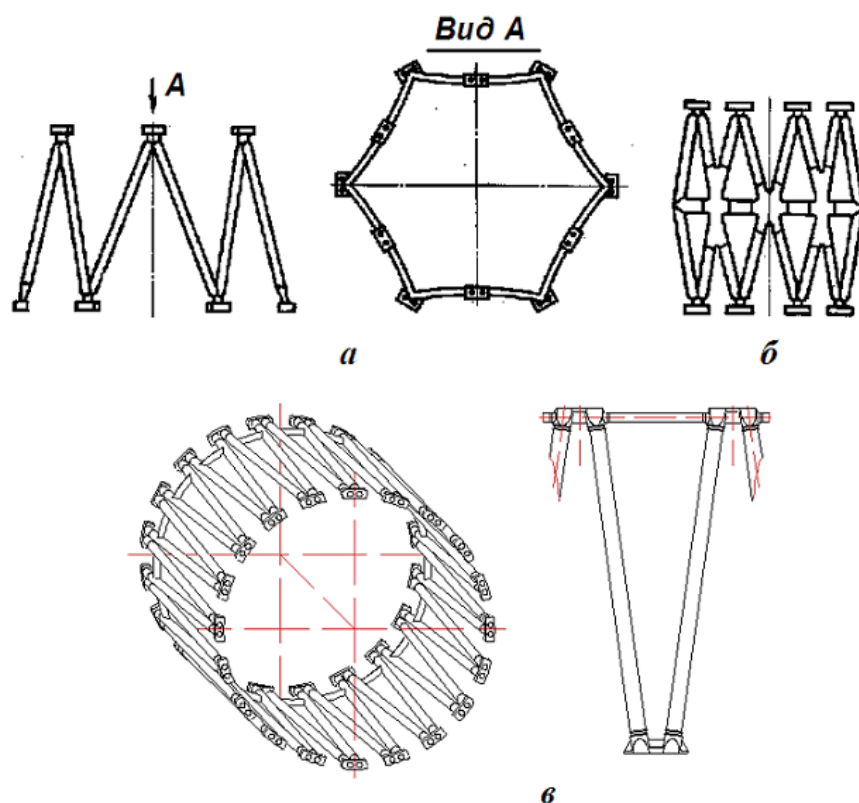


Рисунок 1. - Примеры конструкций ферменных отсеков:
а — 12-стержневая ферма; б — 24-стержневая ферма с промежуточным поясом для отсеков большого удлинения; в — 20-стержневая ферма для цилиндрических отсеков

В качестве примера использования ферм на космических аппаратах на рис. 2 показана ферменная конструкция, используемая в спускаемом аппарате американского одноместного КК "Mercury".

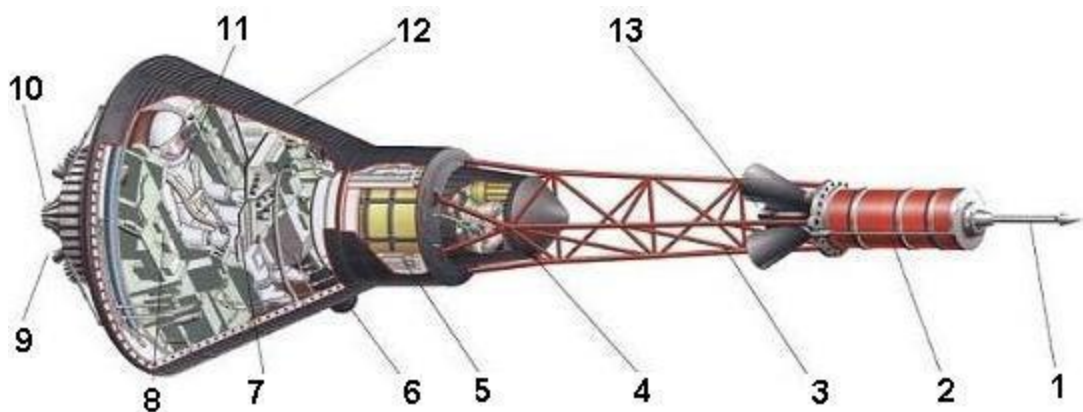


Рисунок 2. - Ферменная конструкция в спускаемом аппарате КК "Mercury":

1 — аэродинамическая игла; 2 — двигательная установка системы аварийного спасения (САС); 3 — монтажная ферма; 4 — обтекатель антенных систем; 5 — микродвигатели системы ориентации; 6 — перископ; 7 — приборная доска; 8 — агрегаты систем связи и жизнеобеспечения; 9 — РДТТ отделения капсулы; 10 — двигатели тормозной двигательной установки (ТДУ); 11 — астронавт; 12 — внешняя обшивка; 13 — РДТТ отделения фермы САС

При конструировании ферм стремятся обеспечить их статическую определимость, так как статически неопределимая конструкция, как правило, оказывается тяжелее из-за трудности точного учета распределения внешних нагрузок между отдельными элементами, зависящего от их жесткостей и многих технологических факторов — допусков на отдельные элементы, точности выполнения сборочных операций и т.д. Оси нескольких стержней в узлах должны сходиться в одной точке.

Основное внимание уделяется соединению стержней между собой, выполнению их концевых участков и фитингов. Задача состоит в том, чтобы по возможности уменьшить передачу на стержень изгибающих моментов, т.е. приблизить характер его нагружения к силовой схеме фермы, в которой, как известно, соединения стержней считаются шарнирными.

Известно также, что характер заделки концов стержней существенно влияет на величину критических напряжений потери устойчивости, что необходимо учитывать в конструкциях, работающих на сжатие. Примеры конструктивного исполнения заделки концов стержней фермы показаны на рис. 3.

Симметрично расположенные стержни симметричной фермы должны иметь одинаковую жесткость. Работоспособность стержней ферм, работающих на устойчивость, естественно, существенно ухудшается при наличии начальной непрямолинейности, конструктивных изломов и изгибов, при введении в конструкцию элементов, нагружающих стержни поперечными нагрузками. Все это необходимо учитывать как при конструировании, так и при предъявлении требований к деталям и полуфабрикатам.

Фермы большого удлинения, работающие на сжатие, целесообразно разбивать на две, вводя промежуточные кольцевые связи (см. рис. 1).

Считают, что для перспективных КА и других космических конструкций, вероятно, окажется целесообразным применение крупногабаритных многостержневых конструкций и не только осесимметричных ферм. Это могут быть консоли длиной в несколько десятков метров, опорные конструкции гигантских антенн радиотелескопов, солнечных энергетических установок и т.п.

В авиастроении широкое применение в прошлом имели так называемые расчалочные фермы, у которых часть жестких раскосов заменена гибкими расчалками, работающими только на растяжение (рис. 4). Такие фермы легче, но менее надежны из-за сложности обеспечения и поддержания необходимого натяжения всех расчалок.

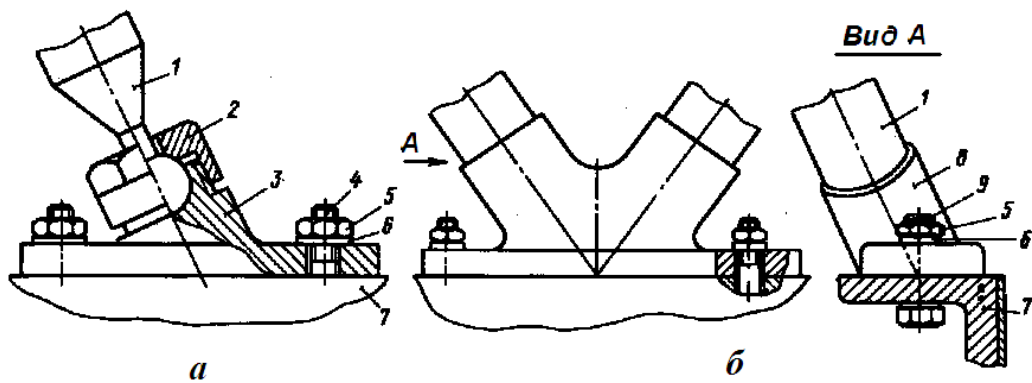


Рисунок 3. - Примеры конструктивного исполнения элементов ферменных конструкций:

а — узел шарнирного соединения стержня с опорой; б — сварной узел соединения стержней с опорным фитингом; 1 — стержень; 2 — накидная гайка; 3 — опора; 4 — шпилька; 5 — гайка; 6 — шайба с контровкой; 7 — соседний отсек; 8 — опорный фитинг; 9 — болт

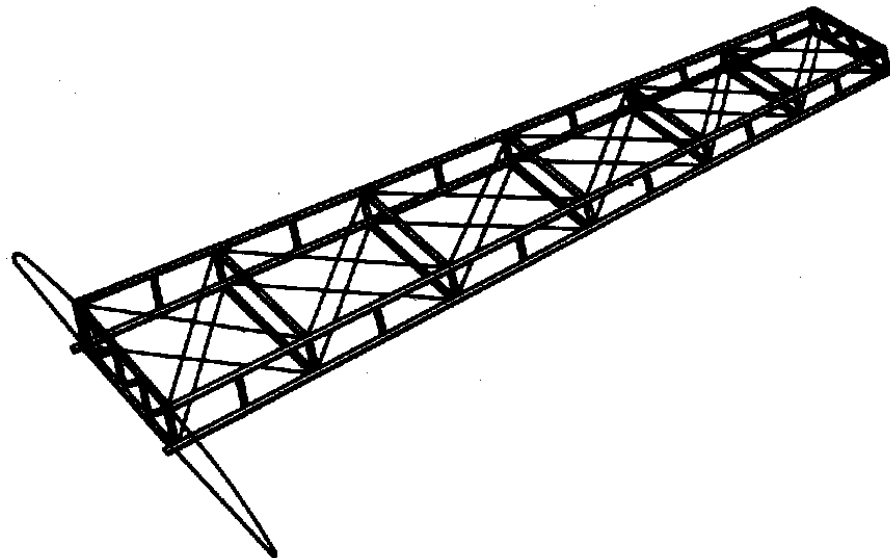


Рисунок 4. - Расчалочная ферма

Особый случай представляет конструирование плоских и пространственных рам, в которых стержни в силу функциональных особенностей нагружаются изгибающими и крутящими моментами. В качестве примера такой рамы можно привести распространенную конструкцию каркаса солнечной батареи (рис. 5). Изгибающие и крутящие нагрузки на стержни здесь создаются за счет натяжения сетки, системы струн или пленки, на которых размещаются фотопреобразователи. Соединения стержней с фитингами (переходными элементами между стрингерами и торцевыми шпангоутами) обычно выполняются сваркой; в отличие от фермы соединение стержней здесь должно быть возможно более жестким. Рамные конструкции широко применяются также для крепления приборов и другого оборудования в приборных отсеках.

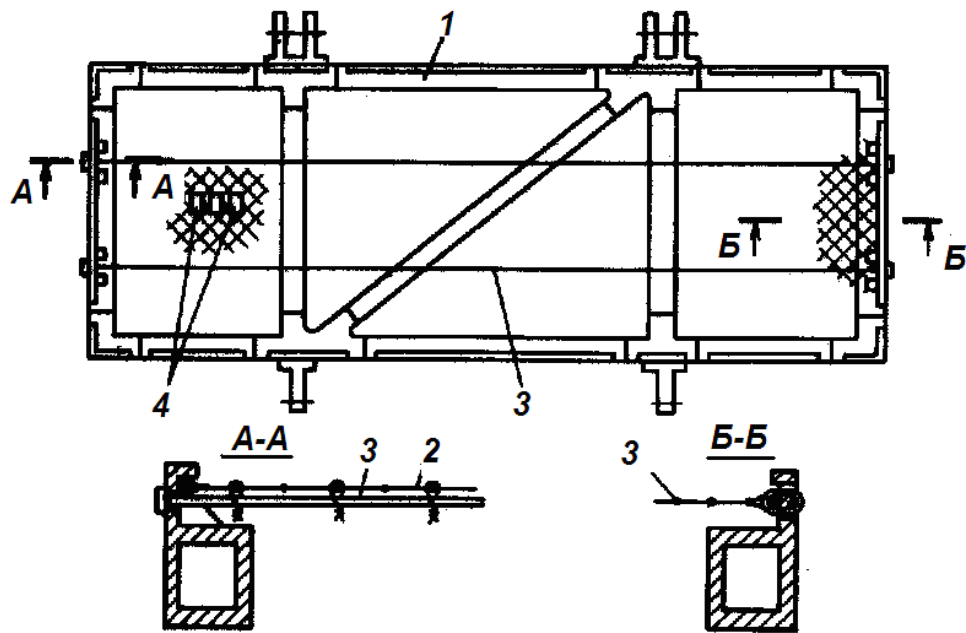


Рисунок 5. - Жесткая рамная несущая конструкция солнечной батареи:
 1 — каркас сварной конструкции; 2 — сетеполотно; 3 — струна;
 4 — фотопреобразователи

Материалы для изготовления ферм и рам выбирают в основном из условий обеспечения минимальной массы конструкции и технологических возможностей прежде всего при выполнении соединений стержней. Наиболее широко применяются алюминиевые и титановые сплавы. Поскольку основным способом соединения стержней с фитингами и законцовками является сварка, то преимущество отдается, как правило, свариваемым сплавам. Очень перспективным для изготовления ферм и рам считается применение композиционных материалов. В тех случаях, когда ферменные или другие стержневые конструкции служат еще и «термомостами», т.е. к ним предъявляются требования по ограничению перетекания тепла между агрегатами, имеющими при эксплуатации существенно различные температуры, предпочтительными материалами для стержней считаются титановые сплавы и композиты на основе стеклопластиков, обладающие меньшей теплопроводностью. Если к конструкции предъявляются повышенные требования по постоянству размеров и формы при переменной температуре эксплуатации, преимущественно следует отдать материалам с малым коэффициентом термического расширения, например углепластикам.

Конструкции космических летательных аппаратов из композиционных материалов

Рассмотрим некоторые наиболее типичные случаи конструктивного исполнения узлов и деталей с применением конструктивных композиционных материалов (КМ), в которых наполнителем является ориентированное, т.е. определенным образом направленное волокно, с заданной плотностью распределенное в матрице.

Полимерные КМ содержат в качестве матрицы полимерные вещества — обычно эпоксидные, полиамидные или другие смолы. Наибольшее распространение получили стекло-, угле- и боропластики, в которых наполнителями являются стеклянные, углеродные и борные волокна. Такие материалы получают обычно намоткой или выкладкой нити или ленты из материала-наполнителя, предварительно пропитанной смолой — связующим. Далее композитный полуфабрикат, уже имеющий форму изделия, а также содержащий необходимые «закладные» элементы, в том числе металлические (ребра жесткости, фитинги, окантовки, кронштейны, петли), которые невозможно или

нецелесообразно устанавливать и прикреплять как отдельную деталь после полного изготовления композитного узла, отверждается в автоклаве или термопечи под давлением.

Порядок укладки, количество слоев и направление укладки каждого слоя должен задать конструктор исходя из потребных прочностных и жесткостных характеристик конструкции. Материал может иметь также межслоевое армирование, исключающее расслаивание и улучшающее работу материала на межслойный сдвиг. В конструкторской практике выработаны некоторые правила построения пакета слоев (рис. 6), призванные обеспечить лучшую работу композитной обшивки или стенки композитного силового элемента, а именно: слои с одинаковой по направлению укладки должны располагаться в пакете симметрично относительно условной средней линии; если в пакете имеется слой с направлением укладки $+f$ относительно направления, принятого за нулевое (обычно направление действия наибольшей нагрузки), то должен быть и слой с направлением $-f$ (f — угол укладки);

при наличии в пакете слоев с тремя и более направлениями укладки предпочтительным считается соседство слоев с наиболее близким направлением укладки.

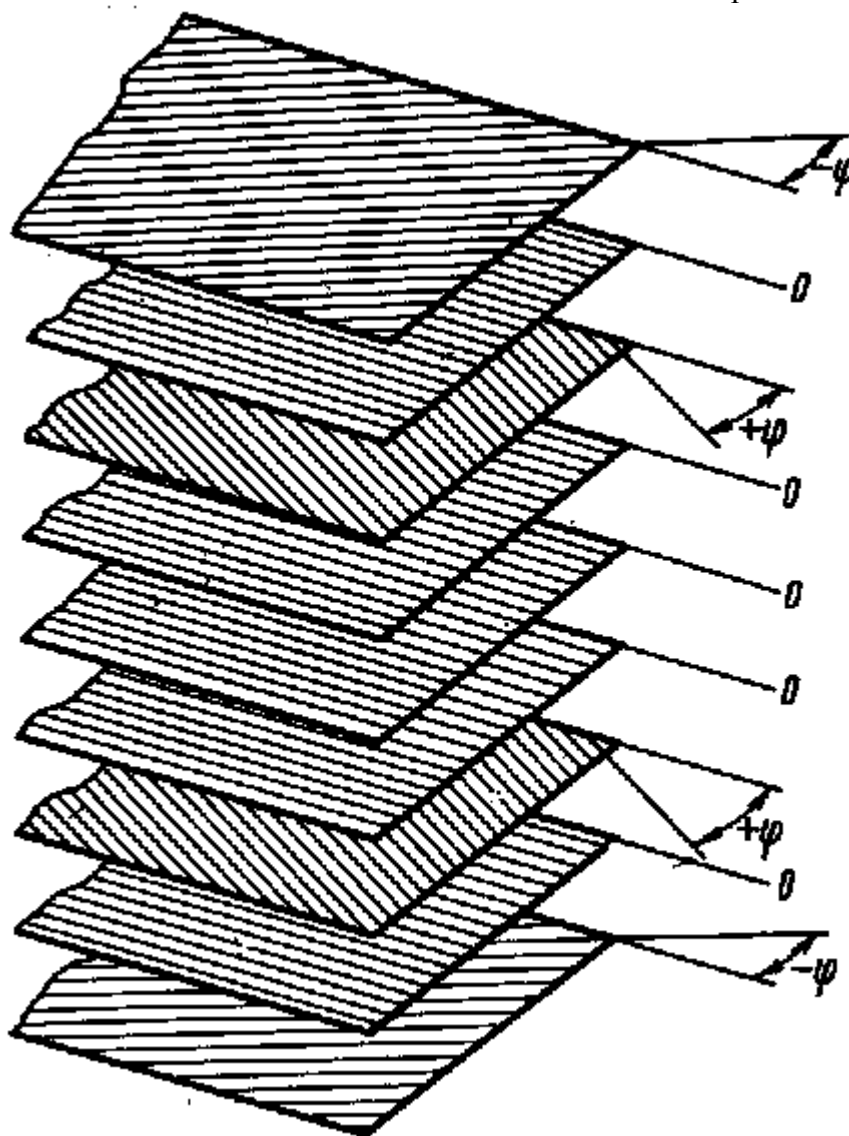


Рисунок 6. - Пример структуры пакета композитной оболочки (стенки профиля)

Наибольшую сложность для конструктора, разрабатывающего любую композитную конструкцию, представляют места соединений композитных деталей между собой и со смежными деталями из других материалов. Поэтому, во избежание приложения сосредоточенных нагрузок к КМ, детали, располагающиеся на стыке со смежными узлами

и агрегатами, изготавливают из традиционных металлических материалов. Для их присоединения используют склейку или адгезионные свойства полимерной матрицы. В ответственных случаях для повышения качества и надежности соединения склейка применяется в сочетании с заклепками или винтами (клеемеханические соединения).

Некоторые примеры соединений, свойственных композитным конструкциям, показаны на рис. 7.

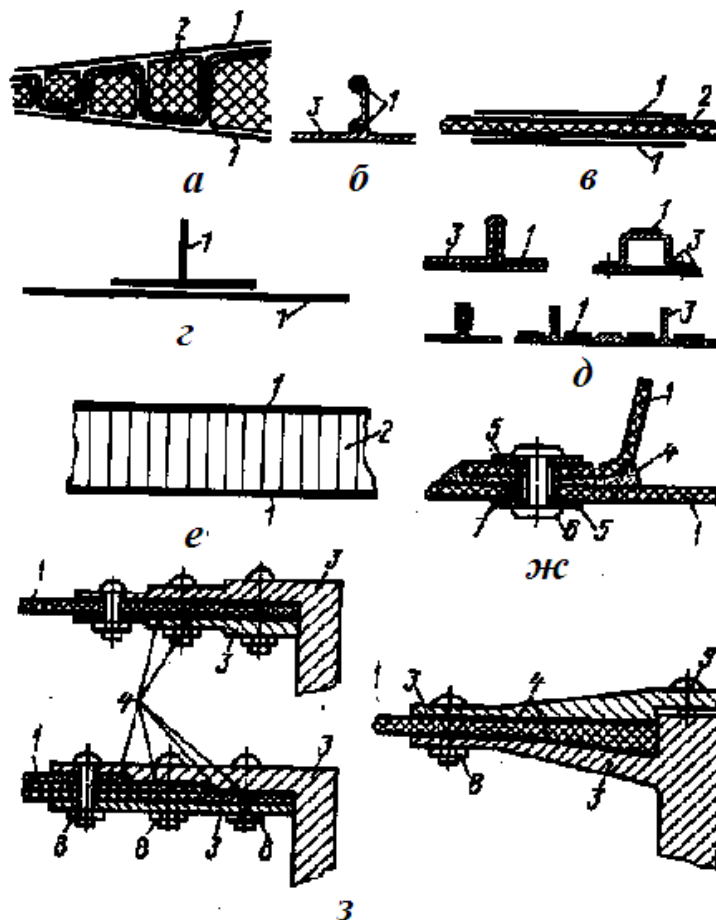


Рисунок 7. - Некоторые виды соединений в композитных конструкциях:
 а — сечение крыла с гофрированным армированным заполнителем; б —
 металлический стрингер, усиленный однонаправленным композитным жгутом в канале; в
 — усиление обшивки композитными накладками; г — присоединение профиля к
 обшивке; д — металлический силовой набор, усиленный клееными композитными
 накладками; е — трехслойная композитная панель с сотовым заполнителем; ж —
 клееклепаное соединение обшивки со стрингером; з — три варианта присоединения
 металлических торцевых шпангоутов к композитной обшивке; 1 — КМ; 2 — наполнитель;
 3 — металл; 4 — слой клея; 5 — подкладочные шайбы; 6 — заклепка; 7 — втулка;
 8 — болтовое соединение; 9 — винт

Обладающие высокой жесткостью КМ, такие, например, как угле- и боропластики, не допускают традиционных операций подгибки, подгонки, плохо поддаются даже местной припиловке. В то же время каждый из соединяемых элементов изготавливается на своей оправке, имеющей определенные допуски на изготовление. Кроме того, трудно избежать полностью технологических деформаций композитной детали в процессе ее автономного изготовления вследствие неравномерных деформаций детали по толщине и на различных участках при температурных режимах из-за особенностей структуры армирования. Наиболее радикальный путь преодоления этой проблемы — применение для композитных конструкций конструктивно-технологических решений, исключаящих

сопряжения заранее отвержденных деталей, т.е. получение композитных узлов в ходе формования из неотвержденных полуфабрикатов на единой оснастке.

Наряду с конструкциями, в которых лишь частично заменен материал деталей на композит, из КМ изготавливают целые корпуса, обшивку, силовой набор. При этом изделию, например обшивке, по мере конструктивной потребности придаются переменная толщина, разнообразная структура армирования, местные усиления, изготавливаемые вместе с обшивкой в процессе намотки. Некоторые из этих конструктивных решений показаны на рис. 8. Элементы, увеличивающие прочность и жесткость оболочки, могут образовываться как единое целое с обшивкой в процессе формирования, либо в виде полностью изготовленной детали или полуфабриката включаться в слоистую структуру композитной обшивки. Такое включение силовых элементов в обшивку позволяет обеспечить большую совместность силовых элементов с обшивкой, чем при присоединении силового набора как отдельных деталей.

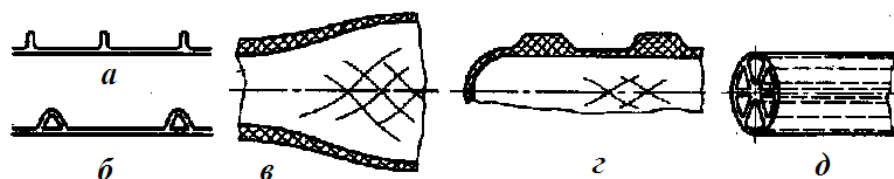


Рисунок 8. - Некоторые специфические конструкции из КМ:

- а — панель с ребрами жесткости; б — панель с элементами жесткости треугольного типа; в — оболочка переменной толщины и диаметра, получаемая намоткой; г — стержень с кольцевыми усилениями; д — стержень повышенной жесткости с внутренними продольными перегородками

Распространенной разновидностью композитных конструкций являются трехслойные конструкции с сотовым или вспененным наполнителем (рис. 9).

В композитных трехслойных конструкциях обшивки обычно изготавливаются из полимерных КМ, выбираемых в зависимости от назначения конструкции: для несущих конструкций — из высокопрочных композитов, например углепластиков; для декоративных панелей — из стеклопластиков и органопластикой. В качестве наполнителей в этих случаях используются металлические соты (алюминиевые) или полимерные композиции. Наполнитель с обшивками соединяется при помощи клея.

Ферменные и другие стержневые конструкции из полимерных КМ обычно имеют фитинги и законцовки из металла (рис. 10). Основную часть конструкторской задачи при этом составляет конструирование соединения стержня с законцовкой, имеющего равную прочность со стержнем и наименьшую массу. Как правило, соединение стержня с законцовкой выполняется в процессе формования и последующего отверждения стержня. Выбор того или иного способа соединения тесно связан с выбором способа изготовления самого стержня.

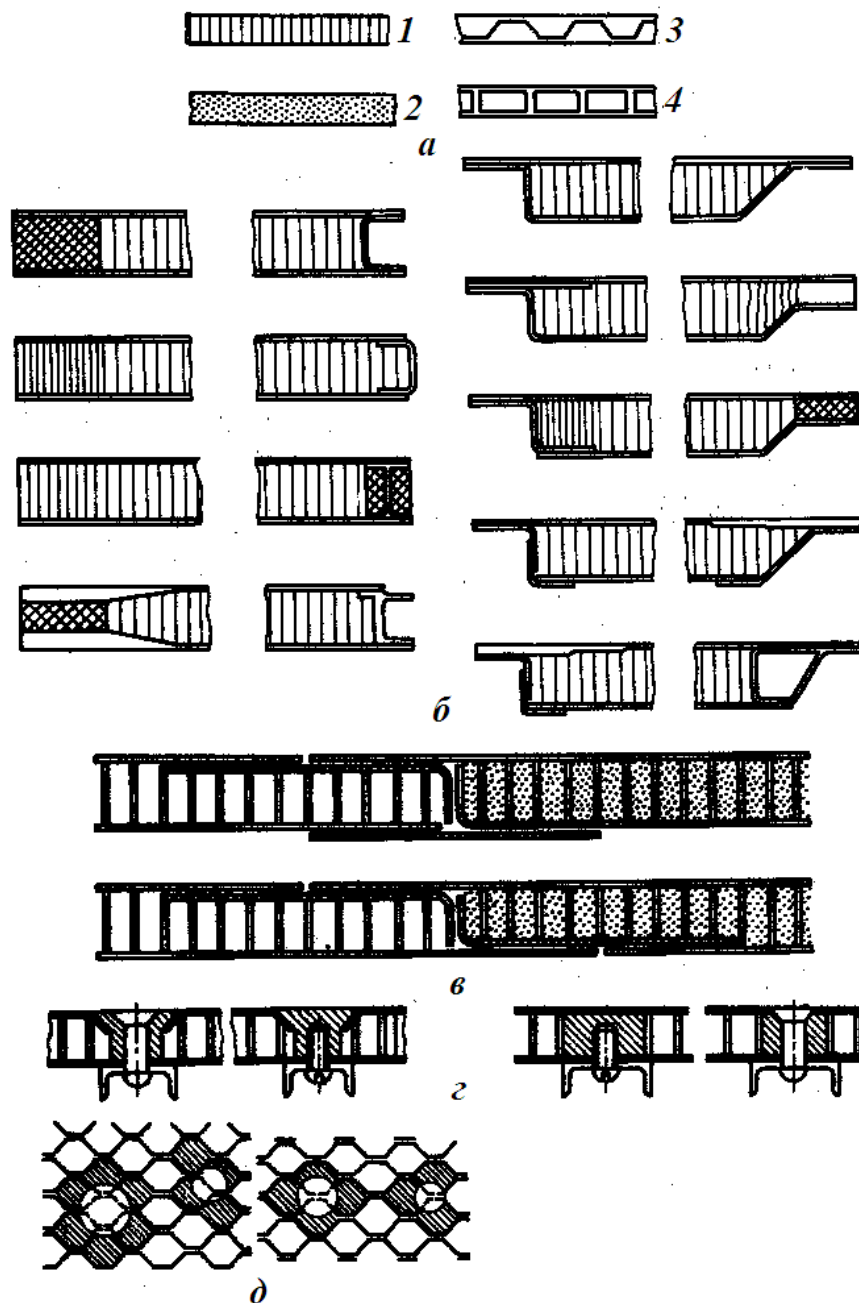


Рисунок 9. - Типовые конструктивные решения трехслойных конструкций с наполнителем:

а — наполнители; 1 — соты; 2 — пенопласт; 3 — гофрированный лист; 4 — стержни замкнутого профиля; б — заделки кромок; в — соединения панелей; г — крепление конструктивных элементов к панелям; д — заливка полостей сот вокруг точки крепления

Трубчатый стержень может изготавливаться намоткой на оправку или выкладкой на оправке шпона — пластины препрега из однонаправленного волокна. Оба способа могут применяться практически для любых форм сечения стержня, в том числе и для некруглых стержней. Изготовление выкладкой считается целесообразней, когда по условиям нагружения желательно получить преимущественно продольную укладку волокон. Для обеспечения равномерного включения всех слоев иногда (особенно при выкладке) организуют ступенчатое соединение; при этом высота ступеньки должна быть кратна толщине монослоя. При отсутствии хорошей производственной базы для изготовления композитных конструкций могут применяться стержни, собираемые из полностью

отвержденных незамкнутых профилей с продольными клеємеханическими или клееными стыками, но по массовым характеристикам такие стержни существенно хуже. Вид законцовки, как и конструкция самого стержня, в большой степени определяется характером эксплуатационных нагрузок: так из числа законцовок, показанных на рис. 10, соединения а применимы в конструкциях, работающих преимущественно на растяжение; соединения б — в конструкциях, работающих на сжатие; соединения в и г применимы при любом характере нагружения.

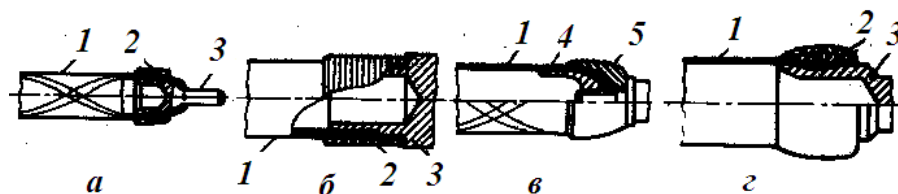


Рисунок 10. - Виды законцовок композитных стержней:

а — соединение с внутренней профилированной втулкой и намоткой; б — соединение с цилиндрической втулкой и намоткой; в — соединение путем свинчивания внутренней и наружной профильных втулок; г — соединение, в котором используется внутренняя втулка с кольцевой проточкой и намоткой; 1 — стержень из КМ; 2 — намотка; 3 — законцовка стержня из металла; 4 — внутренняя профилированная втулка с резьбой; 5 — наружная профилированная втулка

Металлические КМ, из которых наиболее перспективными для конструкций КЛА считаются боралюминий и углеалюминий (алюминиевая матрица, армированная волокнами бора и углерода), обладают более высокими механическими характеристиками, чем полимерные КМ. На сегодня из металлических КМ могут изготавливаться профили разнообразного сечения, в том числе круглые трубчатые стержни, армированные продольно или под небольшими углами к образующей. Элементы из металлических КМ достаточно хорошо соединяются с металлическими фитингами, образуя соединение, равнопрочное основному сечению. Применение металлических КМ, особенно таких, как боралюминий, требует тщательного экономического обоснования в силу его высокой стоимости.

На характеристики конструкций из композитов всех видов очень большое влияние оказывают правильное назначение и точность выполнения технологических режимов (давления, температуры, натяжения нити при намотке и т.п.), качество компонентов и полуфабрикатов, качество подготовки поверхностей присоединяемых деталей и др. Поэтому, чтобы обеспечить изготовление изделия, обладающего расчетными характеристиками, их постоянство от изделия к изделию, от партии к партии, необходимо предъявлять к изготовлению композитных конструкций строгие требования по контролю технологических режимов, качества и характеристик материала.

Учебно-методическая литература:

1. Волоцуев, В. В. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие / В.В. Волоцуев, И.С. Ткаченко. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 144 с.: ил.
2. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: СГАУ, 2006. – 296 с.
3. Туманов А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учебное пособие / А.В Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглаков // М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.

4. Космонавтика, энциклопедия. М., 1985.
5. Гущин В.Н. Основы устройства и конструирования космических аппаратов. М.: Издательство «Машиностроение», 2003.
6. Новиков В.Н., Вейгин В.Е. Введение в ракетно-космическую технику. – М.: Изд-во МАИ. 1997.
7. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / В.А. Афанасьев, В.С. Барсуков, М.Я. Гофин, Ю.В. Захаров, А.Н. Стрельченко, Н.П. Шалунов; Под редакцией Н.В. Холодкова. - М.: Изд - во МАИ, 1994. - 412с.

5. Практическое занятие 5. Герметичные конструкции

Герметичность — свойство конструкции препятствовать жидкостному или газовому обмену между средами, разделяемыми этой конструкцией. Конструкция считается герметичной, если ее проницаемость для жидкости или газа настолько мала, что ею можно пренебречь по условиям работы данного агрегата. Проницаемость как для сплошных конструкций (стенок), изготовленных из монолитного материала, так и для соединений узлов и деталей между собой не одинакова для различных сред. Соответственно и требования к герметичности конструкций предъявляются различные в зависимости от рабочих сред.

Герметичные конструкции в составе КА имеют в основном два назначения:

конструкции, сохраняющие в отсеках среду, необходимую для существования экипажа или функционирования приборов и другого оборудования; это прежде всего корпуса кабин, рабочих, жилых, приборных отсеков КА и элементы соединения их или отдельных их частей между собой;

конструкции для хранения и передачи рабочих жидкостей и газов (компонентов), необходимых для работы различных систем; это баки, баллоны и другие емкости, трубопроводы, агрегаты пневмогидросистем.

Различия между ними определяются свойствами сред, в частности, уровнем избыточного давления, температурой, агрессивностью по отношению к элементам уплотнения, а также требованиями к надежности герметизации; наиболее высокие требования по надежности предъявляются к герметизации обитаемых отсеков.

Любой герметичный агрегат или герметичную систему сообщающихся агрегатов можно схематично представить как замкнутую цепочку элементов, обеспечивающих герметичность внутреннего объема агрегата или системы относительно окружающего пространства; такую цепочку принято называть контуром герметичности агрегата (системы). Для типичного корпуса КА в контур герметичности (рис. 1, рис.2) входят: собственно корпус (оболочка и элементы силового набора); уплотняемые соединения частей корпуса между собой и со смежными герметичными конструкциями; технологические, эксплуатационные, функциональные люки; гермовводы электрических и пневмогидравлических магистралей; клапаны (заправочные, стравливающие, контрольные, функциональные) и т.п.

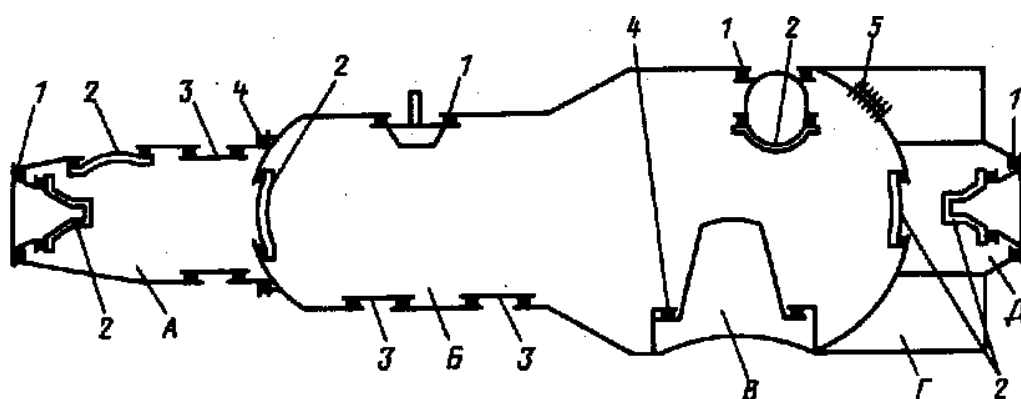


Рисунок 1. - Основные гермоконтуры орбитальной станции «Салют» (общее количество гермосоединений около 400):

А — переходной отсек; Б — рабочий отсек; В — отсек научной аппаратуры; Г — агрегатный отсек; Д — промежуточная камера; 1 — герметичные соединения с агрегатами (шлюзовой камерой, стыковочным агрегатом и т.п.); 2 — эксплуатационные (открываемые в полете) люки; 3 — иллюминаторы; 4 — стыки между отсеками станции; 5 — электрические и гидравлические гермовводы

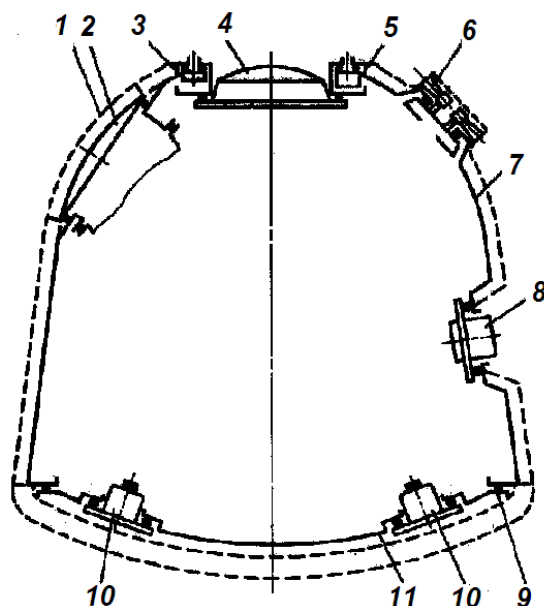


Рисунок 2. - Основные элементы гермоконтура СА КК «Союз» (всего гермосоединений, входящих во внешний гермоконтур, около 200):

- 1 — контур теплозащитного покрытия; 2 — крышка парашютного контейнера;
- 3 — вводы электрических и пневмогидравлических систем; 4 — входной люк-лаз;
- 5 — клапан выравнивания давления и вентиляции; 6 — блок двигателей реактивной системы управления; 7 — контур силовой оболочки корпуса СА; 8 — иллюминатор;
- 9 — гермостык (технологический) корпуса СА и днища; 10 — пороховой двигатель мягкой посадки; 11 — контур нижнего днища корпуса СА

Для количественной оценки герметичности агрегатов, систем, отдельных герметизируемых узлов при отработке и контрольных испытаниях используются характеристики утечки или натекания, определяемые по изменению давления газа в замкнутом объеме за известный промежуток времени.

Учебно-методическая литература:

1. Волоцуев, В. В. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие / В.В. Волоцуев, И.С. Ткаченко. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 144 с.: ил.
2. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: СГАУ, 2006. – 296 с.
3. Туманов А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учебное пособие / А.В Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглаков // М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.
4. Космонавтика, энциклопедия. М., 1985.
5. Гуцин В.Н. Основы устройства и конструирования космических аппаратов. М.: Издательство «Машиностроение», 2003.
6. Новиков В.Н., Вейтин В.Е. Введение в ракетно-космическую технику. – М.: Изд-во МАИ. 1997.
7. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / В.А. Афанасьев, В.С. Барсуков, М.Я. Гофин, Ю.В. Захаров, А.Н. Стрельченко, Н.П. Шалунов; Под редакцией Н.В. Холодкова. - М.: Изд - во МАИ, 1994. - 412с.
8. Основы конструкций космических аппаратов: методические указания к практическим занятиям / Юго-Зап. гос. ун-т; сост. Е.О. Брежнева. Курск, 2020. - 36 с.

6. Практическое занятие 6. Классификация двигательных установок

Двигательные установки космических аппаратов представляют собой совокупность агрегатов, устройств и систем, создающих силу тяги, необходимую для движения ЛА.

В состав двигательной установки входят:

- двигатель – агрегат, внутри которого происходит преобразование химической (тепловой), ядерной или электромагнитной энергии в механическую работу, обеспечивающую создание силы тяги;
- топливная система, состоящая из емкостей для размещения и хранения топлива, а также устройств для подачи топлива в камеру сгорания двигателя в необходимом количестве и состоянии;
- система регулирования тяги – устройства и механизмы, изменяющие величину и направление тяги двигателя;
- узлы крепления и устройства, обеспечивающие функционирование двигательной установки в составе летательного аппарата.

Тип двигателя и его проектно-конструктивные решения теснейшим образом связаны с параметрами ЛА и его обликом (числом ступеней, аэродинамической и конструктивно-технологической схемами, компоновкой и т.п.). Поэтому определение основных проектных параметров двигательных установок (прежде всего, по величине тяги и потребному запасу топлива) входит в общую задачу проектирования ЛА.

На космических аппаратах применяются реактивные двигатели, являющиеся двигателями прямой реакции, которые создают движущую силу – силу тяги, в результате истечения из сопла двигателя струи вещества (рабочего тела), обладающей большой кинетической энергией. Возникающая при этом сила тяги направлена противоположно истечению рабочего тела.

Реактивные двигатели можно разделить на две основные группы: ракетные и воздушно-реактивные. Последние не нашли пока применения в космической технике. Ракетные двигатели используют для создания реактивной силы тяги рабочее тело, находящееся на летательном аппарате. Благодаря этому ракетные двигатели применяются в воздушной среде, а также в безвоздушном пространстве – космосе.

В ракетных двигателях возможно использование трех видов энергии: химической, ядерной и солнечной. Химические ракетные двигатели делятся на ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ), в которых топливо находится непосредственно внутри камеры сгорания, жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), работающие на жидком топливе, подаваемом в камеру сгорания из баков, и смешанные («гибридные») двигатели, работающие на твердо-жидком топливе.

Ракетные двигатели на химическом топливе имеют сравнительно большие расходы топлива. Повышение экономичности ракетных двигателей может быть достигнуто при использовании ядерных источников энергии и принципиально новых способов создания реактивной тяги. Такими двигателями являются ядерные ракетные двигатели и электроракетные двигатели.

В ядерных ракетных двигателях (ЯРД) тяга создается в результате истечения из сопла рабочего тела (теплоносителя), нагреваемого в ядерном реакторе.

Электроракетные двигатели можно разделить на две группы: плазменные и ионные. В плазменных ракетных двигателях (ПлРД) ракетная тяга создается потоком плазмы. Плазма образуется в результате нагрева газа до высоких температур (больше 5000 К) и является хорошим проводником электричества, так как в ней содержатся не только нейтральные, но и заряженные частицы. Для их ускорения в плазменных двигателях применяется магнитное поле.

В ионных ракетных двигателях (ИРД) реактивная тяга создается потоком ионов, ускоряемых с помощью электростатического поля (поэтому такие двигатели иногда называются также электростатическими ракетными двигателями). Для получения потока

ионов могут применяться плазменные или радиоизотопные источники ионов. Из всех рассмотренных типов двигателей ионные двигатели имеют наименьшие расходы топлива на 1Н тяги.

Ракетные двигатели твердого топлива

Ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ) в настоящее время получили широкое распространение в связи с наличием ряда положительных свойств. Они отличаются простотой и надежностью конструкции, так как в них отсутствуют специальные системы подачи топлива; постоянной готовностью к действию и длительностью хранения вместе с летательным аппаратом; возможностью создания большой тяги в короткие промежутки времени, относительно небольшой стоимостью разработки и изготовления и др. К недостаткам РДТТ следует отнести: относительно низкий удельный импульс (по сравнению с другими типами реактивных двигателей), трудности регулирования тяги в процессе полета ЛА, зависимость скорости горения твердого ракетного топлива от температуры заряда и др.

Двигатели на твердом топливе применяются практически во всех классах современных космических аппаратах, либо в виде основных двигателей, обеспечивающих разгон и движение аппарата, либо в виде двигателей управления, ориентации и маневрирования, а также используются в механизмах сброса обтекателей и отделения ступеней т.д..

Основы устройства РДТТ

Конструкция РДТТ представляет собой высокопрочную емкость, состоящую из камеры сгорания, в которой размещается топливный заряд, и соплового блока (с одним или несколькими соплами), через который истекают высокотемпературные газы, образующиеся при горении топливного заряда. Для осуществления воспламенения топливного заряда в камере размещается воспламенитель из быстрогорящего пиротехнического состава, обеспечивающего нагрев и возгорание топливного заряда. Типовая конструктивная схема РДТТ показана на рис. 1.

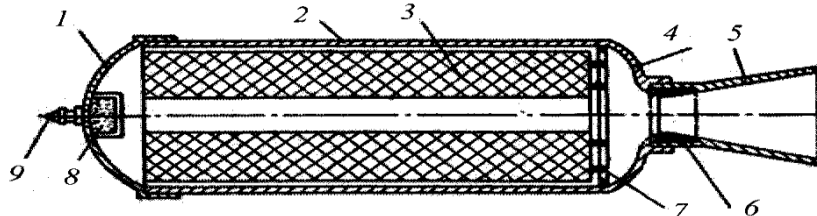


Рисунок 1. - Конструктивная схема ракетного двигателя на твердом топливе с одноканальным зарядом: 1 – переднее днище; 2 – корпус двигателя; 3 – заряд топлива; 4 – заднее днище; 5 – сопло; 6 – графитовый вкладыш; 7 – диафрагма; 8 – воспламенитель; 9 – электрозапал

Топливные заряды, применяемые в РДТТ, разнообразны по своей форме и конструктивным особенностям. Их обычно делят на вкладные заряды, вставляемые внутрь камеры сгорания и удерживаемые при хранении и во время работы специальными решетками (колосниками), и заряды, скрепленные со стенкой камеры. Вкладной заряд может состоять из одной шашки (моноблочный заряд) (см. рис. 1) или несколько однотипных шашек. При применении вкладных зарядов требуется надежная тепловая защита внутренних стенок камеры. Кроме того, в РДТТ с вкладными зарядами должны предусматриваться специальные съемные люки или сопла, через которые может осуществляться их снаряжение, и установка решеток, крепящих заряд. Все это существенно утяжеляет конструкцию двигателя. Поэтому РДТТ с вкладными зарядами обычно применяют в качестве ускорителей при кратковременной их работе. РДТТ со скрепленным зарядом применяется преимущественно в качестве маршевого двигателя. Поскольку топливо является плохим проводником тепла, топливный заряд защищает стенки камеры сгорания от воздействия высокотемпературного газового потока. Это

позволяет существенно уменьшить толщину стенок, а теплозащитные покрытия (ТЗП) наносить в основном на оголенные стенки и днища.

Для изготовления корпуса РДТТ применяют конструкционные материалы: высокопрочные стали, титановые и алюминиевые сплавы или армированные стеклопластики и органопластики. Выбор материалов определяется высокими нагрузками на корпус и сопло двигателя (давление в камере достигает 10-20 МПа при температуре газов 2000-3800 К, время работы – от десятых долей секунд до нескольких минут). Так как стенки РДТТ не охлаждаются, предотвратить их разрушение возможно увеличением толщины стенок, нанесением слоя теплозащитных покрытий (ТЗП), либо прилеганием топлива к стенкам.

Особое внимание уделяется в РДТТ теплозащите входной части сопла, сопловому раструбу и области критического сечения сопла, где тепловые потоки достигают своего максимума и вызывают эрозионное воздействие. Поэтому здесь применяются особо термозероизонно-стойкие материалы (пиролитический графит, молибден, вольфрам и т.п.)

Для того чтобы реализовать на ЛА заданную программу полета, в РДТТ может применяться отсечка или реверс тяги. Прекращение действия (отсечка) тяги РДТТ может быть получено путем резкого уменьшения давления в камере сгорания, приводящего к нарушению горения заряда. Это достигается путем открытия специальных окон в камере, сбросом сопла или днища, а также впрыском воды (или другого реагента) в камеру сгорания из специального резервуара и т.п.

Для создания реверса тяги применяются дополнительные сопла, расположенные на переднем днище и открываемые по команде или автоматически в нужный момент времени и создающие силу тяги в обратном направлении.

Программа тяги или расхода топлива РДТТ по времени обычно задается при проектировании ЛА и входит в основные требования задания на проектирование двигателя. Для управляемого распределения импульса тяги РДТТ по времени могут применяться:

– двухрежимные и двухкамерные РДТТ (рис. 2), в которых одна из камер может включаться по дополнительной команде и создавать необходимый в конкретный момент импульс тяги;

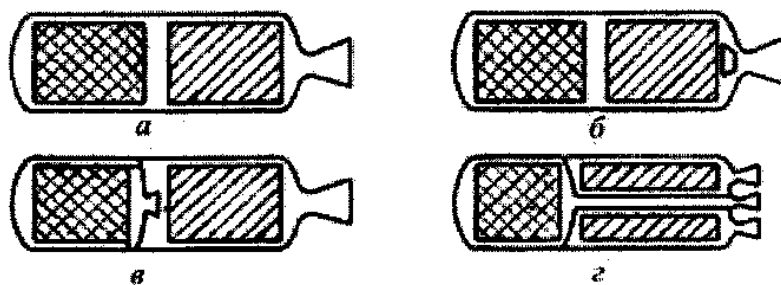


Рисунок 2. - Схемы двухрежимных РДТТ:

а – однокамерный; б – однокамерный с двухпозиционным соплом; в – двухкамерный с промежуточным соплом; г – двухкамерный с промежуточным днищем и газоводом

– РДТТ многократного включения, что позволяет расширить возможности ЛА за счет адаптации программы тяги к условиям полета. С этой целью могут применяться РДТТ с многосекционным зарядом (рис. 3), либо с многократным гашением топливного заряда и повторным его воспламенением (рис. 4). Управление многократным включением тяги РДТТ осуществляется посредством последовательного воспламенения секций заряда газогенератора;

– командное управление тягой РДТТ, которое достигается либо изменением расхода продуктов сгорания через сопло двигателя путем дискретного регулирования площади критического сечения сопла $F_{кр}$ и давления в камере двигателя p_k , либо регулированием скорости горения твердых топлив.

По принципу работы устройства управления вектором тяги РДТТ по направлению можно разделить на следующие группы:

- устройства, отклоняющие сверхзвуковой поток в сопле и за его пределами механическими средствами (газовые рули, управляющие щитки (интерцепторы), поворотные кольцевые рули и насадки (дефлекторы);
- устройства, отклоняющие сопла (поворотные, качающиеся, разрезные и вращающиеся управляющие сопла);
- устройства с инжекцией жидкости или газа в сверхзвуковую часть сопла (инжекционные сопла).

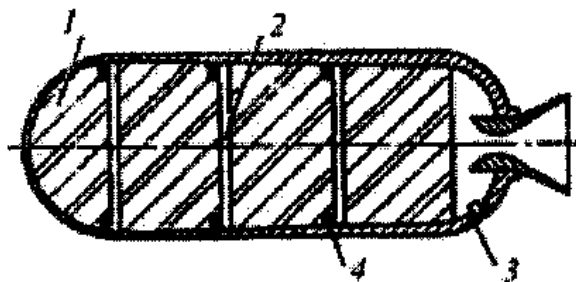


Рисунок 3. - Схема РДТТ многократного включения с многосекционным зарядом: 1 – секция заряда; 2 – термоизоляционные перегородки; 3 – воспламенитель первой секции; 4 – система повторного воспламенения заряда

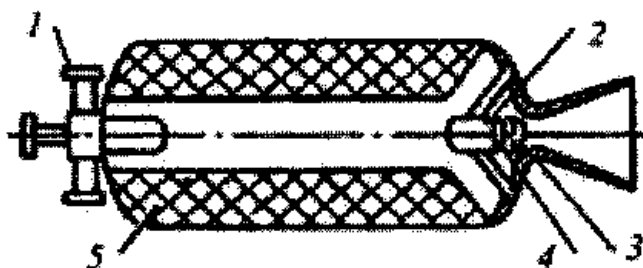


Рисунок 4. - РДТТ с многократным гашением топливного заряда увеличением $F_{кр}$ и повторным воспламенением: 1 – устройство воспламенения; 2 – центральное тело сопла; 3 – положение центрального тела при работе двигателя; 4 – при отсечке тяги; 5 – заряд РДТТ

Твердые ракетные топлива (ТРТ) представляют собой смесь горючего и окислителя, которые в определенных соотношениях и структурах образуют заряд твердого топлива, размещаемый в корпусе РДТТ. От свойств и характера ТРТ зависит количество тепла, выделяемого при горении топлива, а также параметры газообразных продуктов сгорания, истекающих из сопла двигателя.

При выборе твердого топлива для РДТТ руководствуются рядом требований, определяющих энергетическую эффективность и конструктивно-технологические особенности РДТТ. В первую очередь, – это такие показатели, как удельный термодинамический импульс $I_{уд}$, плотность топлива ρ_T , температура продуктов сгорания T_k и скорость горения топлива u_T .

Твердые топлива, применяемые в РДТТ, по своей физической структуре можно разделить на две основные группы: двухосновные (гомогенные) и смесевые (гетерогенные).

Двухосновные топлива (называемые часто порохами), представляют собой твердые растворы (коллоидные соединения) органических веществ, содержащих в одной молекуле горючее и окислитель. Горючей основой таких топлив является нитроцеллюлоза (целлюлоза, обработанная азотной кислотой), которая является унитарным топливом, содержащим в своем составе атомы горючего и окислителя. Однако в чистом виде в

качестве топлива нитроклетчатка применяться не может из-за её пористо-волокнутой структуры, которая вызывает объемное горение, переходящее в детонацию (взрыв). Поэтому нитроклетчатку желатинизируют труднолетучим растворителем (нитроглицерином, динитротолуолом и др.), в результате получают коллоидный раствор.

Кроме основных компонентов в двухосновные коллоидные топлива вводятся различные добавки до 15-16% массы топлива, в том числе пластификаторы (8-11%) для предотвращения растрескивания и улучшения технологических качеств, стабилизаторы химической стойкости (1-5%), катализаторы скорости горения (до 5%) и другие добавки. Для повышения удельного импульса тяги применяются энергетические добавки (например алюминиевая пудра).

Двухосновные топлива имеют плотность $\rho_T = (1,6 - 1,7) \cdot 10^3 \text{ кг} / \text{м}^3$, скорость горения $u_T = 5 - 30 \text{ мм} / \text{с}$, температуру горения $T_k = 2500 - 3200 \text{ К}$. При давлении в камере сгорания $p_k = (40 - 100) \cdot 10^5 \text{ Па}$ создают удельный импульс $I_{y\delta} = 2000 - 2300 \text{ Н} \cdot \text{с} / \text{кг}$.

Двухосновные топлива имеют высокую стабильность физико-механических свойств (до 20 лет), сравнительно низкую стоимость и обеспечивают бездымность продуктов сгорания.

Производство зарядов может осуществляться как с помощью прессования, так и путем литья. Смесевые твердые топлива представляют собой механические смеси горючего, окислителя и различных добавок, способных к горению с выделением значительного количества энергии.

В качестве окислителя в смесевых топливах применяются вещества, содержащие большой процент активного кислорода. Наибольшее распространение получил перхлорат аммония NH_4ClO_4 , которого в составе топлив содержится до 60-80 %.

Горючими компонентами смесевых топлив обычно являются полимерные вещества, синтетические смолы и каучуки, выполняющие одновременно роль связующего. Наибольшее распространение в настоящее время получили горючие-связующие на основе полибутADIЕНОВ. В качестве энергетических добавок, повышающих одновременно плотность топлива и стабильность его горения, применяются порошкообразные алюминий и магний, а также гидриды алюминия и бериллия, образующие при горении продукты с малой молекулярной массой из-за содержания водорода.

Смесевые топлива имеют плотность $\rho_T = (1,6 - 1,95) \cdot 10^3 \text{ кг} / \text{м}^3$, скорость горения $u_T = 4 - 65(100) \text{ мм} / \text{с}$, температуру горения $T_k = 1900 - 3600 \text{ К}$. При давлении в камере сгорания $p_k = (70 - 120) \cdot 10^5 \text{ Па}$ создают удельный импульс $I_{y\delta} = 2200 - 2600 \text{ Н} \cdot \text{с} / \text{кг}$.

Достоинством смесевых топлив являются более высокие, по сравнению с двухосновными, энергобаллистические характеристики, длительные сроки хранения, удовлетворительные механические характеристики при отрицательных температурах, высокая технологичность (позволяющая изготавливать литые топливные заряды, скрепленные с корпусом двигателя). К недостаткам смесевых топлив следует отнести значительное дымообразование при горении за счет перхлората аммония и алюминия.

Для повышения энергетических свойств смесевых топлив в их состав вместо пассивного компонента горючего-связующего (каучука или смолы) вводится активный компонент (нитрат целлюлозы и нитроглицерин). Это приводит к повышению температуры продуктов сгорания и удельного импульса (до $I_{y\delta} = 2700 \text{ Н} \cdot \text{с} / \text{кг}$ и выше). Такие твердые топлива называются модифицированными или нитрозольными.

Выбор конструктивно-компоновочной схемы РДТТ, а также обеспечение определенной программы изменения тяги по времени $P(t)$ неразрывно связано с выбором соответствующей геометрической формы заряда твердого топлива, и прежде всего:

– поверхности горения S_g , которая должна обеспечивать в процессе горения заданный объем газообразования, соответствующий требуемому режиму тяги двигателя по времени. Так, заряды, горящие по торцу, обеспечивают постоянную по времени тягу и применяются в двигателях относительно низкой тяги и с длительным временем работы. Заряды, горящие по боковым поверхностям, дают возможность получать большую тягу при разнообразных законах изменения тяги: при горении с наружной цилиндрической поверхности (рис. 5, а) получается дегрессивное горение, при горении с внутренней поверхности – прогрессивное горение, а при одновременном горении с внутренней и наружной поверхностей (рис. 5, б) – нейтральное горение.

– толщины свода горения $e = u_T \tau$ (рис. 5), от которого зависит время горения заряда τ с учетом скорости горения u_T и выбранной формы топливного заряда.

Формы поперечных сечений зарядов, горящих по боковым поверхностям, могут быть самыми различными (рис. 5): трубчатыми, звездообразными, многоканальными, крестообразными, с продольными пропилами и т.п. При этом часть боковой поверхности и торцов может быть «забронирована» специальным негорящим составом для исключения их из процесса горения. Выбор формы сечения, продольных пропилов и бронирования определяется из условия обеспечения заданного закона изменения тяги по времени (обычно близкого к нейтральному). Вкладные трубчатые заряды горят по внутренним и наружным поверхностям, чем достигается нейтральный закон тяги. Для увеличения поверхности горения (и, соответственно, тяги) в камере двигателя размещается несколько трубчатых зарядов (обычно 3, 7, 19 ..., что обеспечивает плотность заполнения камеры). Для зарядов, скрепленных по внешней поверхности со стенкой камеры обычно применяется сплошная внутренняя конфигурация поверхности горения (звездообразная и т.п.), либо гладкая с щелями-компенсаторами, обращенными к заднему или переднему торцу двигателя. Горение заряда по щелям обеспечивает дополнительный (компенсационный) расход топлива для выравнивания суммарного расхода по времени.

Переменная сила тяги может быть также получена путем сочетания в одном заряде топлив с различной скоростью горения: быстро горящего на начальном режиме работы и медленно горящего на маршевом (основном) режиме.

Масса конструкции РДТТ при выбранной форме и геометрических параметрах существенно зависит от давления p_k и температуры T_k в камере, а также от конструктивных и теплоизоляционных материалов, особенностей горения топливного заряда и способа его закрепления внутри камеры двигателя. Так, например, для нескрепленного заряда требуется нанесение на внутренние поверхности камеры толстого слоя теплоизоляции (что увеличивает массу конструкции камеры), а скрепленный со стенкой топливный заряд, горящий по внутреннему каналу, сам обеспечивает теплозащиту стенки и частично днищ камеры РДТТ от горящих газов.

Помимо этого относительная масса конструкции РДТТ $\alpha_{РДТТ} = m_{кон} / m_T$ (отношение массы конструкции $m_{кон}$ к массе топлива m_T , размещенного в камере двигателя), существенно зависит от характеристик материалов, из которых изготавливаются корпуса РДТТ. Так применение композитных материалов (углепластиков, органопластиков и др.) позволяет уменьшить $\alpha_{РДТТ}$ примерно в 1,2 – 1,5 раза по сравнению со стальными корпусами. На выбор оптимального давления p_k для РДТТ

вливают также и энергетические характеристики РДТТ, так как удельный импульс тяги $I_{уд}$ растет при увеличении давления в камере p_k .

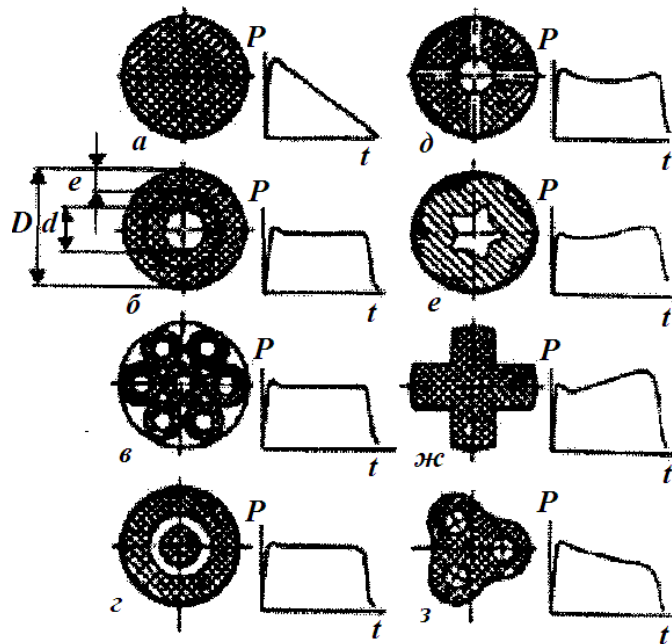


Рисунок 5. - Сечения зарядов различной формы, горящих по боковым поверхностям, и графики изменения тяги по времени: а — цилиндрический сплошной; б — трубчатый; в — трубчатый многошашечный; г — телескопический; д — трубчатый со щелями; е — звездообразный; ж — крестообразный; з — многоканальный

Для лучших современных конструкций РДТТ достигнуто $\alpha_{РДТТ} \approx 0,18 - 0,22$ при $p_{k\text{opt}} = 80 - 120 \cdot 10^5 \text{ Па}$.

Учебно-методическая литература:

1. Волоцуев, В. В. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие / В.В. Волоцуев, И.С. Ткаченко. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 144 с.: ил.
2. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: СГАУ, 2006. – 296 с.
3. Туманов А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учебное пособие / А.В Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглаков // М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.
4. Космонавтика, энциклопедия. М., 1985.
5. Гущин В.Н. Основы устройства и конструирования космических аппаратов. М.: Издательство «Машиностроение», 2003.
6. Новиков В.Н., Вейтин В.Е. Введение в ракетно-космическую технику. – М.: Изд-во МАИ. 1997.
7. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / В.А. Афанасьев, В.С. Барсуков, М.Я. Гофин, Ю.В. Захаров, А.Н. Стрельченко, Н.П. Шалунов; Под редакцией Н.В. Холодкова. - М.: Изд - во МАИ, 1994. - 412с.
8. Основы конструкций космических аппаратов: методические указания к практическим занятиям / Юго-Зап. гос. ун-т; сост. Е.О. Брежнева. Курск, 2020. - 36 с.

7. Практическое занятие 7. Конструкция жидких ракетных двигателей

Двигательные установки с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) обладают по сравнению с РДТТ важными качествами:

- большим удельным импульсом ($I_y = 2500 - 2900$ Н с/кг);
- возможностью регулирования тяги в полете с целью достижения оптимального режима;
- более простой конструктивной реализацией устройств управления вектором тяги.

Недостатки двигательных установок с ЖРД обычно связывают с низкой эксплуатационной технологичностью. Из-за агрессивности жидкого топлива ЛА с ЖРД имеют ограниченное время хранения в заправленном состоянии. Как следствие, возникает необходимость иметь громоздкую систему наземного обеспечения. Техническое обслуживание ЛА с ЖРД более трудоемко, что также связано с ограничениями налагаемыми агрессивностью химических топлив.

Основы устройства двигательных установок с ЖРД

Двигательная установка с ЖРД включает в себя:

- жидкостный ракетный двигатель;
- топливные баки с топливом;
- системы питания топливом и управления двигателем.

Жидкостный ракетный двигатель является основным энергетическим агрегатом двигательной установки, создающим тягу. Он может состоять из одной или нескольких камер (связки камер), которые могут иметь общую или самостоятельные системы питания. Камеры двигателя могут на определенных режимах выключаться, обеспечивая тем самым глубокое регулирование тяги, отвечающее заданным условиям полета.

Камера ЖРД является наиболее сложным элементом, что связано с высоконапряженным динамическим и температурным нагружением ее конструкции. Камера двигателя состоит из головки с форсунками, камеры сгорания и сопла. Головка камеры предназначена для смешивания компонентов топлива. Распыление и перемешивание компонентов топлива обеспечиваются форсунками. От совершенства процессов смесеобразования, а также от правильности выбора геометрических форм и размеров камеры сгорания и сопла зависят удельный импульс тяги, устойчивость и надежность работы двигателя.

Топливная система включает в себя баки с арматурой, систему подачи топлива, систему наддува баков и топливные магистрали.

Топливные баки служат для размещения компонентов жидкого топлива и являются конструктивно-силовой частью многих космических аппаратов, таких как ракеты-носители, разгонные блоки, многоразовые транспортные системы и др., подвергающейся внешним нагрузкам и внутреннему избыточному давлению. Формы топливных баков соответствуют внешним формам и габаритам ракеты и имеют, как правило, цилиндрические обечайки и эллиптические днища. Конструкция баков определяется действующими нагрузками и свойствами размещаемых в них компонентов топлива.

Жидкие ракетные топлива преимущественно двухкомпонентные: горючее и окислитель, размещаемые в отдельных баках. По типу окислителя топлива ЖРД делят на две группы: азотнокислые и кислородные.

Топлива на основе азотной кислоты HNO_3 и ее растворов с окислами N_2O_3 в применении с такими горючими как керосин и НДМГ относятся к высококипящим топливом, обеспечивающим длительное их хранение в топливных баках в заправленном состоянии без специальной теплоизоляции. Азотно-кислотные топлива обладают высокой удельной плотностью (1300 кг/м³) и обеспечивают удельный импульс ЖРД $I_y = 2900 - 3100$ Н с/кг.

Топлива на основе жидкого кислорода (O_2)ж относится к криогенным топливам, температура кипения которых ниже 100К. Так как их нельзя длительно хранить в конденсированном состоянии без охлаждения, криогенные топлива в основном применяют в двигательных установках ракет-носителей космических аппаратов, заправка топливом которых осуществляется непосредственно перед стартом.

Жидкий кислород (O_2)ж используется с такими горючими, как этиловый спирт, керосин, НДМГ и жидкий водород (H_2)ж.

Наибольший удельный импульс ЖРД может быть получен на топливе (O_2)ж+(H_2)ж, который составляет $I_y = 4400 - 4600$ Н с/кг, что в 1.5 раза выше, чем у высококипящих топлив. Однако средняя плотность такого топлива (340 кг/м^3) примерно в 3,5 ниже, чем у азотно-кислотных топлив.

Конструктивный облик двигательной установки с ЖРД во многом определяется типом и конструкцией системы подачи топлива, которые, в свою очередь, зависят от тяги и времени работы двигателя. По типу агрегата, создающего давление подачи, различают газовытеснительные и турбонасосные системы подачи с турбонасосными агрегатами (ТНА).

Газовытеснительные системы подачи основаны на принципе создания в топливных баках высокого давления газов, обеспечивающего вытеснение компонентов топлива из баков в двигатель. В зависимости от типа аккумулятора, из которого поступают газы, вытесняющие компоненты топлива из баков, различают: газобаллонные системы подачи топлива с воздушным аккумулятором давления (ВАД) (рис. 1.а); с пороховым аккумулятором давления (ПАД); с жидкостным аккумулятором давления (ЖАД).

Газовытеснительные системы подачи конструктивно проще, чем турбонасосные. Однако их недостатком является то, что для создания высокого давления в камере сгорания двигателя требуется наддув топливных баков до более высоких давлений, вследствие чего масса двигательной установки оказывается больше, чем при турбонасосной подаче топлива. Поэтому газовытеснительные системы находят в основном применение в двигателях небольшой тяга, рассчитанных на малое время работы.

Турбонасосные системы подачи (см. рис. 1.б) способны обеспечивать более высокие энергетические характеристики двигателя. Это объясняется тем, что высокие давления в камерах ЖРД создаются без увеличения массы топливных баков. В настоящее время в космической технике турбонасосные системы подачи топлива получили более широкое распространение, чем газовытеснительные системы.

При турбонасосных системах подачи топливо поступает в камеру ЖРД под высоким давлением с помощью центробежных насосов, вращаемых газовой турбиной, которая обычно располагается на одном валу с насосами. Эта система, называемая турбонасосным агрегатом (ТНА), приводится в действие горячим газом, вырабатываемым в специальных газогенераторах путем разложения или сгорания топлива. Жидкие топлива для газогенераторов могут быть однокомпонентными (перекись водорода, изопропилнитрат и др.) либо двухкомпонентными (обычно те же, что и в камерах ЖРД), но с меньшей полнотой сгорания, чем в основных камерах (для снижения температуры газов). В последнем случае для начальной раскрутки используются твердотопливные газогенераторы - стартеры. Генераторные газы, прошедшие через турбину ТНА, могут выбрасываться в атмосферу («открытые» схемы) или поступать для дожигания в камеру двигателя («закрытые схемы»). В последнем варианте удельный импульс двигательных установок с ЖРД повышается на 5-10%.

Система управления двигателем предназначена для стабилизации тяги или ее изменения с целью обеспечения заданного режима движения ЛА. Управление вектором тяги можно осуществить тремя способами: изменением секундного расхода топлива (дросселирование двигателя), изменением площади критического сечения сопла и выключением части работающих камер в многокамерных двигателях.

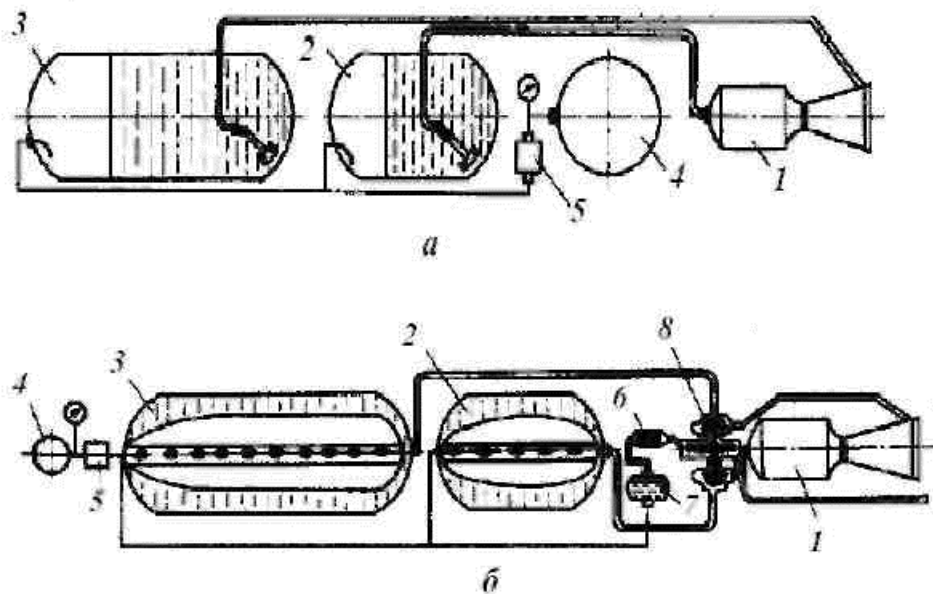


Рисунок 1. - Принципиальные схемы систем подачи топлива:
вытеснительная с ВАД (а), и с ТНА (б):

1 - камера сгорания, 2 - бак с горючим, 3 - бак с окислителем, 4 - воздушный аккумулятор давления, 5 – редуктор, 6 – газогенератор, 7 - топливо для газогенератора, 8 – ТНА

Дросселирование двигателя осуществляется наиболее просто. Это важное преимущество указанного способа. Однако при этом ухудшаются характеристики и условия работы двигателя вследствие отклонений режимов форсунок и сопла от расчетных. Кроме того, из-за уменьшения количества топлива, используемого для охлаждения камеры сгорания, может произойти перегрев или даже прогар двигателя. По этим причинам дросселирование двигателя допускается в ограниченных пределах с изменением тяги не более чем в 3...4 раза.

При регулировании тяги путем изменения площади критического сечения сопла используется центральное регулирующее тело (профилированная игла). Способ сложен в конструктивном плане: трудно обеспечить охлаждение иглы. Третий способ — *отключение части камер* — допускает только ступенчатое регулирование тяги. По массовым характеристикам этот способ, как правило, уступает предыдущим.

Рассмотренные выше элементы не исчерпывают всех устройств двигательных установок. Обычно в их составе предусматривается еще целый ряд вспомогательных систем и устройств, среди которых: системы запуска и отключения двигателя, наддува и дренажа баков, регуляторы различных параметров и др. Однако эти системы мало влияют на проектные параметры основных элементов конструкции двигательной установки.

Компоновочные решения двигательных установок с ЖРД

Компоновка ДУ с ЖРД определяется компоновкой ракеты-носителя или космического аппарата, количеством двигателей, их типом, способом создания управляющих моментов и способом передачи тяг двигателей на корпус РН или КА. Рассмотрим схемы компоновок, представленные на рис. 2.

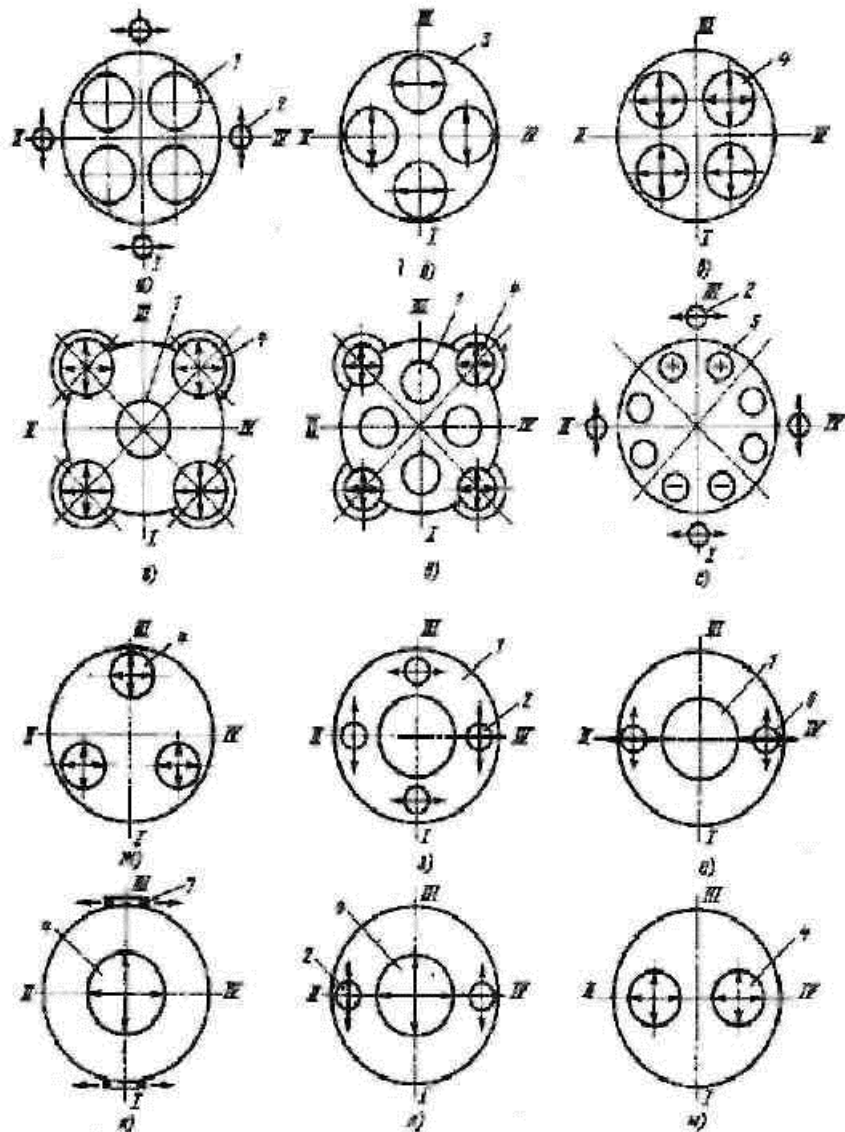


Рисунок 2. - Принципиальные схемы ДУ РБ РН и КА:

1 — неподвижный основной двигатель; 2 — рулевой двигатель (или сопло) с осью поворота (стрелками показано направление качения сопла); 3 — основной двигатель с осью поворота; 4 — основной двигатель с кардановым подвесом; 5 — неподвижный основной двигатель регулируемой тяги {«+» — форсирование. «-« — дросселирование);

6 — рулевой двигатель с кардановым подвесом; 7 — двигатели ориентации, используемые для управления по крену; I, II, III, IV — плоскости стабилизации

а) в центре расположен один основной четырехкамерный двигатель, который неподвижно крепится к корпусу разгонного блока через раму. В плоскостях стабилизации находятся четыре рулевых двигателя. Подача компонентов топлива в основной и рулевые двигатели осуществляется одним ТНА. Каждый рулевой двигатель качается в одной плоскости. Применение четырехкамерного основного двигателя позволяет увеличить плотность компоновки ДУ. Схема реализована на РН «Союз»;

б) четыре основных двигателя расположены в плоскостях стабилизации. Каждый двигатель качается в одной плоскости. Компоновка ДУ плотная. Тяга двигателей может передаваться на корпус, например, через раму или конический отсек. Рулевых двигателей нет, а управляющие моменты создаются за счет отклонения основных двигатели. Выход из строя одного двигателя ведет к потере управляемости;

в) четыре основных двигателя находятся в плоскостях, расположенных под углом 45° к плоскостям стабилизации. Двигатели имеют карданный подвес. Их тяга передается непосредственно на усиленный узел корпуса РБ. При отказе одного и даже двух двигателей управляемость сохраняется;

г) в отличие от схемы в) здесь один центральный двигатель, применение которого хотя и делает компоновку менее плотной, но зато позволяет ступенчато менять тягу РБ, уменьшая перегрузку перед концом работы ДУ РБ, выключая центральный двигатель раньше, чем периферийные. Схема имеет резервы по управлению и тяге, так как с определенного момента можно закончить полет с одним отключенным двигателем. Реализована в РН "Сатурн-5". Если периферийные Двигатели передают тягу непосредственно на корпус, то для крепления центрального двигателя необходим рамный элемент, например крестовина;

д) в отличие от схемы в) имеет четыре двигателя в центре, которые неподвижно закреплены, а периферийные двигатели снабжены карданным подвесом. При одинаковой тяге с ДУ схемы в) позволяет укомплектовать РБ единичными двигателями меньшей размерности. Необходима рама или ферма для крепления центральных двигателей;

е) восемь основных двигателей расположены по кольцу. Их тяга непосредственно передается на корпус РБ. Возможна организация управления в двух плоскостях стабилизации путем рассогласования тяг; в этом случае двигатели крепятся к корпусу РБ неподвижно. Для управления по крену необходимо использовать специальные двигатели или сопла. Управляемость сохраняется при отключении любой пары противоположных двигателей;

ж) три двигателя в кардановом подвесе. Управляемость сохраняется при отключении любого из них. Необходим рамный элемент для передачи тяг двигателей на корпус РБ;

з) один основной двигатель неподвижно закреплен. Четыре управляющих двигателя имеют собственный ТНА и каждый из них качается в одной плоскости. Возможен отдельный запуск основного и управляющих двигателей, что можно использовать для организации разделения и запуска основного двигателя;

и) основной двигатель неподвижно закреплен. Два управляющих двигателя имеют карданный подвес. Управление сохраняется при отказе одного управляющего двигателя;

к) основной двигатель имеет карданный подвес. Для управления по крену используются двигатели системы ориентации. Схема реализована в РКН "Сатурн-5";

л) основной двигатель имеет карданный подвес. Два качающихся в одной плоскости сопла или рулевых двигателя обеспечивают управляемость по крену;

м) два основных двигателя имеют карданный подвес. При отказе одного из них управляемость сохраняется.

Конструкции камер ЖРД

Устройство камер ЖРД определяется особенностями процессов, протекающих в камерах сгорания, которые характеризуются высокими теплонапряженностью и давлением и малым временем пребывания топлива в камере. Рабочий процесс в камере сгорания ЖРД можно разделить на пять зон (рис. 3.): в первой, непосредственно примыкающей к форсункам, происходит распыление компонентов топлива; во второй — подогрев, испарение и смешение топлива; в третьей — процесс сгорания, в результате чего резко возрастает температура газа. В сопле камеры двигателя (четвертая и пятая зоны) происходит сжатие, расширение и разгон продуктов сгорания, т.е. превращение тепловой энергии, полученной в камере сгорания в кинетическую энергию движения газов.

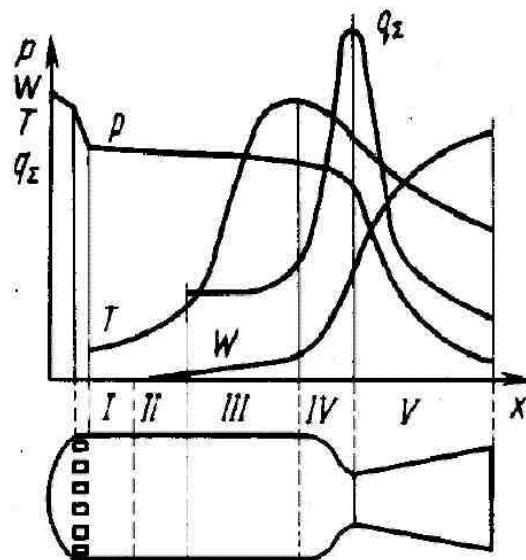


Рисунок 3. - Изменение параметров газового потока по длине камеры ЖРД; p — давление; W — скорость; T — температура; q_z — удельный тепловой поток

Конструктивно камера ЖРД представляет собой тонкостенную оболочку, на одном из торцов которой располагается головка с форсунками, а на другом — сопло (рис. 4.).

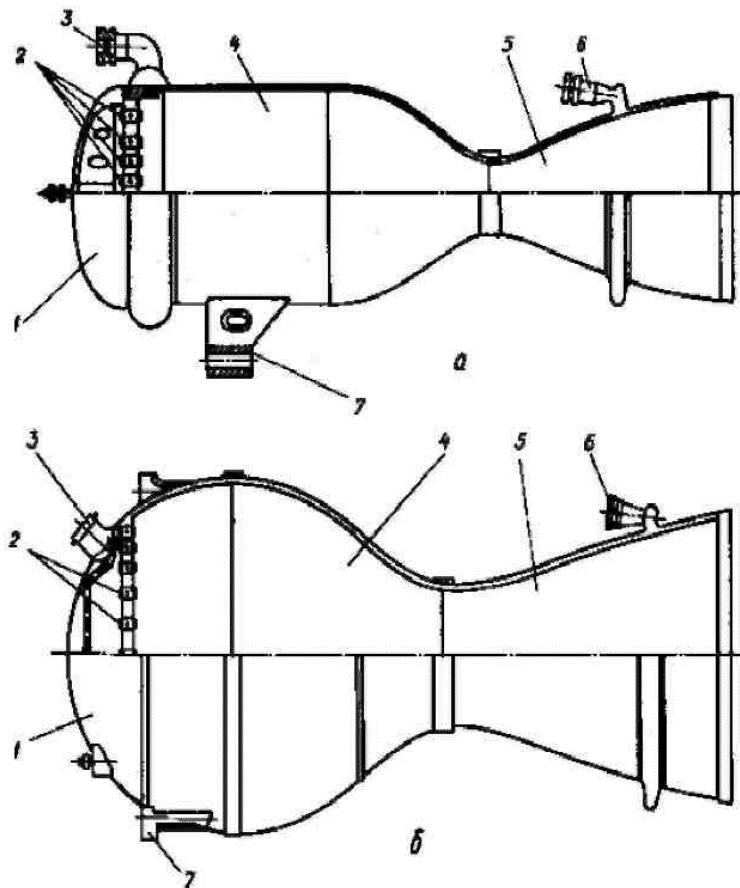


Рисунок 4. - Конструкции камер ЖРД:
 а — цилиндрическая; б — сферическая; 1 — головка камеры; 2 — форсунки;
 3 — входной патрубок горючего; 4 — камера сгорания; 5 — сопло; 6 — входной
 патрубок окислителя; 7 — кронштейн узла крепления камеры

В связи с необходимостью защиты стенок камеры от перегрева в камерах ЖРД обычно применяется регенеративный способ охлаждения, для чего камеры сгорания и сопла выполняются двухстенными (рис. 5.). В отдельных случаях находят применение трубчатые конструкции, в которых охлаждающий компонент пропускается через трубки, являющиеся силовыми стенками камеры. Головки камер обычно выполняются с тремя стенками и отдельными полостями между стенками для горючего и окислителя. Эти полости соединены с камерой сгорания через форсунки.

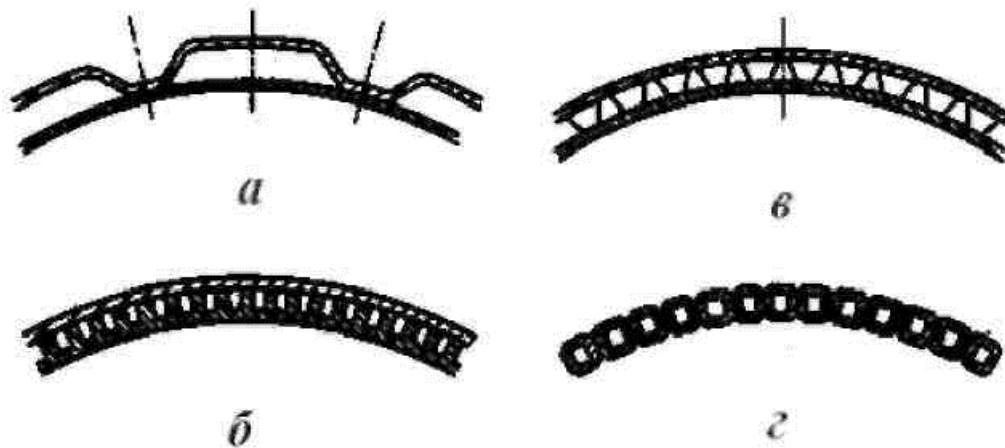


Рисунок 5. - Схемы соединения оболочек камер ЖРД при регенеративном охлаждении: а — соединение сваркой по выштамповкам; б — соединение пайкой с помощью ребер; в — соединение пайкой через промежуточную оболочку; г — соединение пайкой из отдельных трубочек

Основными конструктивно-компоновочными параметрами камер ЖРД являются их форма и геометрические размеры. По форме камеры сгорания могут быть шарообразными, цилиндрическими, коническими и кольцевыми. Шарообразные камеры имеют наименьшую поверхность при заданном объеме и минимальную потребную толщину стенок, что делает их наиболее легкими. Такие камеры обычно применяются на двигателях больших тяг. Недостатком шарообразных камер является то, что они имеют увеличенные поперечные размеры и их изготовление несколько сложнее по сравнению с другими типами камер.

Цилиндрические камеры сгорания нашли наибольшее распространение в двигателях, так как они более просты в изготовлении и имеют наименьшие поперечные размеры, что облегчает их компоновку на ЛА, особенно в многокамерных двигательных установках. Недостатком цилиндрических камер по сравнению с шарообразными являются несколько большая масса и худшие условия для охлаждения стенок.

Конические камеры отличаются простотой в изготовлении, они устойчивы к колебаниям процесса горения, но неэкономичны вследствие излишне больших скоростей продуктов сгорания по длине камеры. Кольцевые камеры с использованием тарельчатых сопел позволяют значительно уменьшить длину двигателя. Но они сложны в изготовлении, имеют большую поверхность охлаждения и массу по сравнению с обычными камерами. Кольцевые камеры целесообразны лишь для двигателей больших тяг.

Учебно-методическая литература:

1. Волоцуев, В. В. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие / В.В. Волоцуев, И.С. Ткаченко. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 144 с.: ил.

2. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: СГАУ, 2006. – 296 с.

3. Туманов А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учебное пособие / А.В Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглаков // М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.
4. Космонавтика, энциклопедия. М., 1985.
5. Гуцин В.Н. Основы устройства и конструирования космических аппаратов. М.: Издательство «Машиностроение», 2003.
6. Новиков В.Н., Вейтин В.Е. Введение в ракетно-космическую технику. – М.: Изд-во МАИ. 1997.
7. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / В.А. Афанасьев, В.С. Барсуков, М.Я. Гофин, Ю.В. Захаров, А.Н. Стрельченко, Н.П. Шалунов; Под редакцией Н.В. Холодкова. - М.: Изд - во МАИ, 1994. - 412с.
8. Основы конструкций космических аппаратов: методические указания к практическим занятиям / Юго-Зап. гос. ун-т; сост. Е.О. Брежнева. Курск, 2020. - 36 с.

8. Практическое занятие 8. Техничко-экономическая оценка разработки КА

Математическая модель КА

В процессе решения задач оптимизации проектных параметров КА возникает необходимость в математических моделях существования (моделях масс), включающих описание наиболее существенных элементов - служебных систем, масса которых, с одной стороны, зависит от требований со стороны целевой аппаратуры, а с другой - определяется их структурой и собственными параметрами каждой системы. Наиболее универсальной и наглядной формой записи математической модели масс является обобщенное уравнение в относительных величинах, уравнение существования.

Анализ литературных источников показывает, что подобного уравнения до настоящего времени не встречалось.

Введем следующее основное уравнение существования КА:

$$\mu_{\text{ПН}} = \frac{1 - \frac{\alpha_{\text{ковстр}}}{\rho_{\text{ИСЗ}}} - \delta_{\text{проч}}}{1 + \varepsilon_{\text{СЭП}} + \beta_{\text{СТР}} + \gamma_{\text{СОС}} - \delta_{\text{проч}}},$$

показывающее связь между относительной массой целевой аппаратуры (ЦА) и статистическими коэффициентами, описывающими долю каждой служебной системы в составе КА.

При выводе этого уравнения были приняты следующие обозначения:

$$\frac{m_{\text{ЦА}}}{m_{\text{ИСЗ}}} = \mu_{\text{ПН}} - \text{относительная масса полезной нагрузки (ПН);}$$

$m_{\text{ЦА}}$ - масса целевой аппаратуры;

$m_{\text{ИСЗ}}$ - масса КА;

$$\frac{m_{\text{ИСЗ}}}{V_{\text{ИСЗ}}} = \rho_{\text{ИСЗ}} - \text{плотность размещения аппаратуры и систем;}$$

$V_{\text{ИСЗ}}$ - масса КА;

$$\frac{m_{\text{констр}}}{V_{\text{ИСЗ}}} = \alpha_{\text{констр}} - \text{удельная масса конструкции;}$$

$m_{\text{констр}}$ - масса конструкции;

$$\frac{m_{\text{СЭП}}}{V_{\text{ЦА}}} = \varepsilon_{\text{СЭП}} - \text{относительная масса системы энергопитания (СЭП);}$$

$m_{\text{СЭП}}$ - масса системы энергопитания;

$$\frac{m_{\text{СТР}}}{V_{\text{ЦА}}} = \beta_{\text{СТР}} - \text{относительная масса системы терморегулирования (СТР);}$$

$m_{\text{СТР}}$ - масса системы терморегулирования;

$$\frac{m_{\text{СОС}}}{V_{\text{ЦА}}} = \gamma_{\text{СОС}} - \text{относительная масса системы ориентации и стабилизации;}$$

$m_{\text{СТР}}$ - масса системы ориентации и стабилизации;

$$\frac{m_{\text{проч}}}{(m_{\text{ИСЗ}} - m_{\text{ЦА}})} = \delta_{\text{проч}} - \text{относительная масса прочих элементов КА;}$$

$m_{\text{проч}}$ - масса прочих элементов КА.

Задание массы целевой аппаратуры $m_{\text{ЦА}}$ и коэффициентов α , ρ , ε , β , γ , δ дает возможность получить сводку масс по КА:

$$m_{ИСЗ} = \frac{m_{ЦА}}{\mu_{ПН}} - \text{масса КА};$$

$$V_{ИСЗ} = \frac{m_{ИСЗ}}{\rho_{ИСЗ}} - \text{объем КА};$$

$$m_{констр} = V_{ИСЗ} \cdot \alpha_{констр} - \text{масса конструкции};$$

$$m_{СЭП} = m_{ЦА} \cdot \varepsilon_{СЭП} - \text{масса системы энергопитания};$$

$$m_{СОС} = m_{ЦА} \cdot \gamma_{СОС} - \text{масса системы ориентации и стабилизации};$$

$$m_{СТР} = m_{ЦА} \cdot \beta_{СТР} - \text{масса системы терморегулирования};$$

$$m_{проч} = (m_{ИСЗ} - m_{ЦА}) \cdot \delta_{проч} - \text{масса прочих элементов}.$$

Полученное обобщенное уравнение обладает универсальностью, что позволяет описывать множество КА самой разнообразной структуры и выходить на конкретную модель, манипулируя статистическими коэффициентами, получаемыми на основе прошлого опыта конструирования. Больше того, можно при статистической обработке данных по КА, разработанным в различных странах и в разное время, получить значения этих коэффициентов в их динамике по годам разработки и таким образом на основе выявленных тенденций прогнозировать их значения, по крайней мере, на срок разработки собственного КА.

Будем считать, что масса целевой аппаратуры КА зависит в первую очередь и главным образом от мощности бортового радиокомплекса (БРК), определяемого заказчиком в зависимости от высоты орбиты функционирования и чувствительности наземных приемных станций. Анализ ИСЗ (таблица 1), имеющих мощность 0,5...2,5 кВт, дает формулу:

$$m_{ЦА} = 46,7 + 73,3 \cdot W_{БРК}.$$

Энергетическая мощность, требуемая для обеспечения работы системы ориентации и стабилизации, системы терморегулирования и других служебных систем, зависит от энергетической мощности целевой аппаратуры (таблица 2):

$$W_{ИСЗ} = -0,10 + 1,6 \cdot W_{БРК}.$$

Анализ статистических данных современных ИСЗ позволяет получить ряд полезных зависимостей для расчета масс системы электропитания (СЭП), системы терморегулирования (СТР) и системы ориентации и стабилизации (СОС).

Таблица 1 - Зависимость массы целевой аппаратуры от энергетической мощности бортового радиокомплекса (БРК) (по зарубежным ИСЗ связи и телевидения)

Характеристики	Название спутника			
	«Инмарсат-2»	«Инмарсат-3»	TV-SAT	«Астра-1А»
Масса ИСЗ, кг	860	1100	1025	1820
Масса целевой аппаратуры, кг	130	190	220	190
Энергетическая мощность целевой аппаратуры, Вт	1 200	2 300	2 500	2 000
Срок активного существования, лет	10	13	9	10

Таблица 2 - Зависимость энергетической мощности СОС, СТР и других служебных систем от энергетической мощности целевой аппаратуры (по зарубежным ИСЗ связи и телевидения)

Характеристики	Название спутника				
	«Интелсат-5а»	«Интелсат-6»	«Интелсат-7»	TV-SAT	«Астра-1А»
Масса ИСЗ, кг	1142	4170	3610	1025	1820
Масса целевой аппаратуры, кг	90	662	446	220	190
Энергетическая мощность ИСЗ, Вт	1453	2252	3968	4500	3600
Энергетическая мощность целевой аппаратуры, Вт	978	1531	2580	2 500	2 000
Срок активного существования, лет	7	13	15	9	10

Массу системы энергопитания на основе солнечных батарей представим в виде суммы масс основных составляющих: массы панелей солнечных батарей (СБ) ($m_{СБ}$), массы буферных аккумуляторов ($m_{аккумулятор}$) и массы системы контроля работы СЭП $m_{контроль}$.

Масса панелей солнечных батарей:

$$m_{СБ} = \frac{0.9 \cdot W}{\varphi} (T_{с.а.с.} + 1)^{1.15},$$

где W - расчетная средняя мощность, отдаваемая в систему энергопитания, кВт; φ - коэффициент полезного действия солнечных батарей; $T_{с.а.с.}$ - срок активного существования ИСЗ.

Масса буферных аккумуляторов:

$$m_{аккумулятор} = 20,0 \cdot E (1 + 3,0 \cdot T_{с.а.с.}^{0.5}),$$

где E расчетная емкость буферных аккумуляторов, кВт·ч.

Масса системы контроля работы СЭП:

$$m_{контроль} = 30,0 (W + 1)^{0.5}.$$

Масса системы терморегулирования зависит от хладопроизводительности Q и срока активного существования ИСЗ $T_{с.а.с.}^{0.5}$:

$$m_{СТР} = 110 \cdot Q^{0.8} (T_{с.а.с.} + 0,2)^{0.25},$$

где Q - хладопроизводительность системы терморегулирования, кВт.

Массу системы ориентации и стабилизации представим в виде следующей функции массы ИСЗ:

$$m_{СОС} = -50 \cdot m_{ИСЗ}^2 + 215 \cdot m_{ИСЗ} - 35.$$

Общие статьи затрат

Под разработкой понимаются этапы создания КА, начиная с получения технического задания и заканчивая поставкой серийно изготовленной продукции заказчику. Суммарные затраты на разработку вновь создаваемого КА включают в себя:

- затраты на проведение научно-исследовательских работ (НИР),

- опытно-конструкторских работ (ОКР), в том числе на проведение автономных комплексных наземных и натурных испытаний,
- затраты на серийное (опытное) производство.

Суммарные затраты на разработку КА представим в виде суммы:

$$C_{\Sigma} = C_{M.ч.} + C_{НИОКР} + C_{произв},$$

где $C_{M.ч.}$ - стоимость материальной части, предназначенной для проведения полного цикла основных испытаний, выполняемых при НИОКР; $C_{НИОКР}$ - затраты на проведение НИР и ОКР без стоимости материальной части; $C_{произв}$ - затраты в серийном производстве.

Суммарная стоимость материальной части при проведении НИОКР может быть проведена по формуле:

$$C_{M.ч.} = (1 + k_{вс}) (C_{констр.1}^{M.ч.} n_{констр}^{АСИ} + \sum_i C_{служ.и}^{M.ч.} n_{служ.и}^{АСИ} + C_{\Sigma} n^{КСИ}),$$

где $k_{вс}$ - коэффициент, учитывающий стоимость вспомогательного оборудования, необходимого для проведения испытаний ($k_{вс} = (0,1 \dots 0,2)$); $C_{констр.1}^{M.ч.}$ - стоимость опытного образца конструкции, изготовленного для испытаний; $n_{констр}^{СИ}$ - количество образцов без наполнителя двигателя для стендовых испытаний (СИ) - объем отработки при СИ; $C_{служ.и}^{M.ч.}$ - стоимость служебных систем, изготовленных для испытаний; $n_{служ.и}^{АСИ}$ - количество образцов служебных систем, изготовленных для АСИ (объем отработки служебных систем, включая отработку технологии); C_{Σ} - стоимость ИСЗ без стоимости целевой аппаратуры; $n^{КСИ}$ - количество образцов для проведения комплексных сдаточных испытаний (КСИ).

Для унифицированных элементов стендовые испытания и другие виды автономных испытаний не проводятся, и затраты на материальную часть определяются только количеством КСИ:

$$C_{M.ч.} = C_{\Sigma} n^{КСИ}.$$

В случае применения унифицированной конструкции не требуется использования нового вспомогательного оборудования $k_{вс} = 0$.

Затраты на разработку конструкции

Стоимость конструкции (затраты на разработку конструкции) определяется в зависимости от ее массы, удельной стоимости, связанной с конкретным элементом конструкции, рассчитываемой по статистическим данным, а также в зависимости от степени освоенности производства.

Стоимость конструкции КА в общем случае определяется по формуле

$$C_{констр.1}^{M.ч.} = k C_{констр}^{M.ч.} m_{констр},$$

где k - коэффициент, учитывающий степень освоенности производства; обычно принимается $k = k_{осв} = 1,2$ - для вновь разрабатываемого КА (для конструкции с использованием преимущественно композиционных материалов, $k_{осв} = 1,25$); $k = k_{сер} = 0,7$ - для унифицированной конструкции; однако, учитывая, что для испытаний материальная часть изготавливается по серийной технологии, то примем, что стоимость материальной части соответствует стоимости КА на этапе освоения серийного производства: $k = k_{осв} = 1,0$ на этапе освоения серийного производства; $C_{констр.1}^{M.ч.}$ - удельная стоимость конструкции на период освоения серийного производства; если суммировать удельные стоимости элементов конструкции, то получаются удельные стоимости конструкции; $m_{констр}$ - масса конструкции КА.

Учитывая, что конструкцию можно расчленить на отдельные элементы, то тогда стоимость конструкции КА:

$$C_{\text{констр.1}} = \sum_{i=1}^N k_i \bar{C}_{\text{констр } i}^{\text{М.Ч.}} m_{\text{констр } i},$$

где k_i - коэффициент, учитывающий степень освоенности производства для каждого элемента конструкции; $\bar{C}_{\text{констр } i}^{\text{М.Ч.}}$ - удельная стоимость элементов конструкции на период освоения серийного производства (таблицы 3; 4; 5); $m_{\text{констр } i}$ - масса элементов, входящих в состав конструкции КА; N - количество элементов конструкции.

Количество стендовых испытаний (СИ) для элементов конструкции $n_{\text{констр } i}^{\text{СИ}}$ приведены в таблице 3.

Таблица 3 - Удельная стоимость элементов конструкции на период освоения серийного производства по ступеням (долл./кг кг•10⁻³)

№ по пор.	Элементы конструкции	$\bar{C}_{\text{констр } i}^{\text{М.Ч.}}$
1	Корпус ИСЗ	0,480
2	Приборная рама	0,240
3	Система отделения от носителя	0,990
4	Механизмы раскрытия элементов конструкции	1,110
5	Прочие элементы конструкции	0,510

Таблица 4 - Количество стендовых испытаний (СИ) для унифицированных и неунифицированных элементов конструкции

№ по пор.	Наименование элемента конструкции	$n_{\text{констр } i}^{\text{СИ}}$	
		Неунифицированные элементы	Унифицированные элементы
1	Корпус ИСЗ	70	45...50
2	Приборная рама	30	25
3	Система отделения от носителя	75	45...50
4	Механизмы раскрытия элементов конструкции	150...220	45...50
5	Прочие элементы конструкции	20	10...15

Таблица 5 - Ориентировочные значения удельных стоимостей (тыс. долл/кг) бортовых систем и элементов КА

№ по пор.	Элементы КА	$\bar{C}_{\text{служ } i}^{\text{М.Ч.}}$
1.	Целевая аппаратура	
1.1.	Радиоретранслятор	3,5
2.	Служебные системы	
2.1	Агрегаты системы ориентации и стабилизации	
2.1.1.	Гиромаховики (точность 1")	2,2
2.1.2.	Сопла ориентации (разгрузка гироскопов при пиковых нагрузках)	1,4
2.1.3.	Корректирующая двигательная установка (КДУ)	1,9
2.1.4.	Топливо для сопел СОС и КДУ	0,03
2.2.	Система энергопитания	

2.2.1.	Панели солнечных батарей (тыс. долл./м ²)	15
2.2.2.	Буферные аккумуляторы	0,6
2.3.	Система терморегулирования	
2.3.1.	Элементы системы терморегулирования	3,8
2.3.2.	Прибор управления СТР	2,1
3.	Прочие элементы КА	
3.1.	Бортовая кабельная сеть (БКС)	1,0
3.2.	Система управления	2,8

Количество конструкций КА для проведения комплексных сдаточных испытаний составляет 20...25 - в случае неунифицированных конструкций КА и 20 - для унифицированных конструкций.

В рассматриваемой методике стоимость КА для комплексных сдаточных испытаний определяется как сумма стоимости конструкции и стоимости служебных систем без учета стоимости целевой аппаратуры.

Затраты на НИОКР

Затраты на НИОКР без учета затрат на разработку материальной части определяются по формуле:

$$C_{\text{НИОКР}} = C_{\text{НИР}} + C_{\text{ОКР}},$$

где $C_{\text{НИР}}$ - затраты на проведение НИР; $C_{\text{ОКР}}$ - затраты на проведение ОКР без учета затрат на материальную часть.

Анализ фактических данных показывает, что затраты на НИР по обоснованию технического задания и затраты на разработку технических предложений составляют 1...2 % от затрат на ОКР. Таким образом, затраты на проведение НИОКР можно представить в виде:

$$C_{\text{НИОКР}} = (1 + k_{\text{НИР}}) \cdot C_{\text{ОКР}},$$

где $k_{\text{НИР}} = 0,01...0,02$ - коэффициент, характеризующий отношение стоимости НИР к стоимости ОКР.

Затраты на проведение ОКР без учета затрат на изготовление и приобретение материальной части складываются из расходов на зарплату инженерно-технических работников, обеспечивающих разработку конструкторской, технологической и нормативно-технической документации на проектируемую ракету, оснастку, испытательное оборудование, включая накладные расходы, затраты на услуги сторонних организаций, и определяются по формуле:

$$C_{\text{ОКР}} = \left(C_{\text{констр}} + \sum_i C_{\text{служ } i} \right) \cdot T,$$

где $C_{\text{констр}}$ - среднегодовые затраты на проведение ОКР без учета стоимости материальной части по конструкции КА; $C_{\text{служ } i}$ - среднегодовые затраты на проведение ОКР без учета стоимости материальной части служебных систем; T - время на проведение ОКР.

Обобщенно $C_{\text{констр}} = 10...15$ млн. долл./год, а $C_{\text{служ } i} = 1...3$ млн долл./год. В таблице 6 для отдельных элементов КА приведены данные по удельным (среднегодовым) затратам на проведение ОКР.

Использование в разработке изделия унифицированной ступени позволяет сократить время и средства на исследования по созданию нового узла или схемно-конструктивного решения, затраты на разработку конструкторской документации, технологических процессов, разработку и изготовление технологической оснастки. Таким

образом, в этом случае затраты на проведение ОКР по ступеням ракеты будут равны нулю: $C_{ОКР} = 0$, следовательно, и $C_{НИОКР} = 0$.

Таблица 6 - Данные по удельным (среднегодовым) затратам на проведение ОКР для отдельных элементов КА

Элементы ИСЗ	Среднегодовые затраты в млн долл./год
Приборный комплекс.....	3
Система ориентации и стабилизации.....	10
Система энергоснабжения	2
Система терморегулирования	7
Конструкция	15

Затраты в серийном производстве

Затраты на серийное производство КА складываются из затрат на производство конструкции и затрат на производство служебных систем бортового оборудования.

Затраты на серийное производство конструкции определяется по формуле:

$$C_{\text{констр}} = C_{\text{констр}}^{\text{М.Ч.}} m_{\text{констр}} N_{\text{ОС}} + k_{\text{сер}} C_{\text{констр}}^{\text{М.Ч.}} m_{\text{констр}} (N_{\text{прогр}} - N_{\text{ОС}}),$$

где $N_{\text{ОС}}$ - количество КА на этапе освоения серийного производства; $N_{\text{прогр}}$ - количество КА в программе выпуска.

В случае применения унифицированной конструкции этап освоения серийного производства отсутствует, поэтому затраты определяются по формуле:

$$C_{\text{констр}} = k_{\text{сер}} \bar{C}_{\text{констр}}^{\text{М.Ч.}} m_{\text{констр}} N_{\text{прогр}}.$$

Затраты на изготовление служебных систем в серийном производстве:

$$C_{\text{служе}} = \sum_i \bar{C}_{\text{служе}i}^{\text{М.Ч.}} m_{\text{служе}i} [N_{\text{ОС}} + k_{\text{сер}} (N_{\text{прогр}} - N_{\text{ОС}})]_i.$$

Аналогично определяем затраты, если в составе служебных систем есть унифицированные

$$C_{\text{служе}i} = k_{\text{сер}} \bar{C}_{\text{служе}i}^{\text{М.Ч.}} m_{\text{служе}i} N_{\text{прогр}}.$$

Затраты на выведение ИСЗ на рабочую орбиту

Затраты на выведение ИСЗ на рабочую орбиту зависят от стоимости предоставляемых услуг. Если при решении задачи и ее анализе учитывать не только затраты на разработку, но и затраты на выведение ИСЗ на рабочую орбиту, то характер функции стоимости от унификации может измениться в том смысле, что оптимальное решение может находиться в рассматриваемом диапазоне параметра унификации. Это обстоятельство может существенно усложнить решение поставленной задачи.

Стоимость предоставляемых услуг возрастает в зависимости от массы ИСЗ, но эта зависимость в общем случае носит дискретный характер, однако, как показывают исследования, при попутном выведении имеет место плавно возрастающая зависимость стоимости от массы ИСЗ. Например, удельная стоимость выведения полезного груза с помощью действующих транспортных средств при попутном выведении составляет 6000-11000 долл./кг. В таблице 7 даны ориентировочные значения стоимости выведения на геостационарную орбиту.

Стоимость выведения при попутном выведении на рабочую орбиту может быть определена по приближенной формуле:

$$C_{\text{вывед}} = \bar{C}_{\text{вывед}}^{\text{попут}} m_{\text{ИСЗ}},$$

а при самостоятельном выведении на геостационарную орбиту:

$$C_{\text{вывед}} = 0,05479 m_{\text{ИСЗ}} - 9,01,$$

при $m_{ИСЗ} > 600\text{кг}$;

где $C_{\text{вывед}}$ - стоимость выведения, млн долл.; $m_{ИСЗ}$ - масса ИСЗ, кг.

Таблица 7 - Ориентировочные значения стоимости выведения на геостационарную орбиту в зависимости от массы ИСЗ

Название носителя	Масса полезного груза на геостационарной орбите, кг	Стоимость выведения, млн долл.
"Спейс шаттл" + РАМ-D	545	21,5
"Орел-82" + РВВ	725	30
"Дельта" + РАМ-D	726	29,7
"Спейс шаттл" + РАМ-A	1000	40
"Атлас-Центавр"	1226	65
"Орежі-S2" + USTM	1360	30
"Ариан-4"	1400	68
"Атлас-2"	1820	62.5
Титан-340" + IVS	1861	540
"Атлас-2А"	1980	70
"ЗеннТ-3SL"	2100	85
Н-2	2200	190
"Атлас-ГАБ"	2250	70
"Спейс шаттл" + IVS	2270	126
"Ариан-44Б"	2500	155
"Титан-42"	4540	350
"Спейс шаттл" + "Центавр"	5448	167

Некоторые статистические данные по массовой сводке КА

Конструкция корпуса. Конструкция ИСЗ состоит из корпуса, приборных рам, системы отделения от носителя, кронштейнов и механизмов раскрытия и крепления выносных элементов. Масса конструкции $m_{\text{констр}} = (0,12...0,25) m_{ИСЗ}$. Нижнее значение относительной массы конструкции относится к крупногабаритным ИСЗ, масса которых определяется нагрузками на участке выведения на орбиту $m_{\text{констр}} = (0,12...0,15) m_{ИСЗ}$. Верхнее значение $m_{\text{констр}} = (0,15...0,25) m_{ИСЗ}$ характерно для возвращаемых ИСЗ, для

которых при расчете конструкции на прочность принимаются нагрузки на участке спуска с орбиты.

Система энергопитания. В настоящее время в качестве типичных источников энергопитания применяются аккумуляторы, солнечные батареи с аккумуляторами, топливные элементы, радио изотопные источники.

Масса СЭП зависит от типа источника тока. Относительная масса

СЭП: $m_{\text{констр}} = (0,08...0,25) m_{\text{ИСЗ}}$. Нижнее значение относится к ИСЗ с солнечными батареями и буферными химическими элементами (аккумуляторами). Верхнее значение относительной массы $\gamma = 7... 10$ СЭП соответствует химическим элементам. Солнечные батареи в целом: конструкция $\gamma = 3...6 \text{ кг/м}^2$; фотоэлементы $\gamma = 3,5...4,5 \text{ кг/м}^2$.

Система терморегулирования. Масса системы терморегулирования зависит от величины тепловыделения аппаратуры и систем ИСЗ. Относительная масса СТР: $m_{\text{СТР}} = (0,012...0,035) m_{\text{ИСЗ}}$, причем нижнее значение относится к малогабаритным ИСЗ с небольшим уровнем тепловыделения и простейшими, как правило, пассивными системами терморегулирования. Верхнее значение относительной массы системы терморегулирования касается ИСЗ с большим тепловыделением и сложной системой терморегулирования с жидкостными контурами, радиаторами и т.п.

Система управления. Система управления ИСЗ зависит от назначения аппарата и программы его функционирования. Относительная масса системы управления $m_{\text{СУ}} = (0,050...0,100) m_{\text{ИСЗ}}$. Нижнее значение - для простейших ИСЗ. Верхнее значение - для многофункциональных ИСЗ.

Система ориентации и стабилизации. Масса системы ориентации и стабилизации зависит от типа системы (активная или пассивная), а для активных СОС - от времени работы: $m_{\text{СОС}} = (0,08...0,15) m_{\text{ИСЗ}}$. Нижнее значение касается ИСЗ со временем работы от нескольких дней до нескольких месяцев, а верхнее - для ИСЗ со временем работы более года.

Антенно-фидерные устройства и кабельные сети. Относительная масса антенн и фидерных устройств $m_{\text{АФУ}} = (0,008... 0,025) m_{\text{ИСЗ}}$. Относительная масса кабельной сети $m_{\text{БКС}} = (0,06... 0,10) m_{\text{ИСЗ}}$.

Бортовой радиокомплекс. В таблице 8 приведены некоторые массовые данные (в кг) относительно бортового радиокомплекса.

Таблица 8 – Данные о массе аппаратуры относительно бортового радиокомплекса

Тип аппаратуры	Процент массы бортового радиокомплекса
аппаратуры радиолинии связи	30...50
аппаратуры радиоконтроля орбиты	80... 150
телеметрические системы ($450\text{кг} \leq m_{\text{ИСЗ}} < 1500\text{кг}$)	40...50

Электронная аппаратура (ЭА) различных систем:

$$m_{\text{ЭА}} = (0, 20...0, 60) m_{\text{ИСЗ}}.$$

Некоторые другие массовые соотношения. Плотность размещения аппаратуры в приборном отсеке: $\rho = \frac{m_{\text{АПП}}}{V_{\text{отс}}} = 400...600 \text{ кг} / \text{м}^3$. Масса приборного отсека с аппаратурой

(гермоконтейнер, приборная рама, воздухопроводы и т.п.): $\rho = 600...1000 \text{ кг} / \text{м}^3$.

Относительная масса топливных баков (ТБ): $a_{\text{ТБ}} = 0,05...0,10$.

Масса баллонов со сжатым газом, находящимся под давлением 10...30 МПа,
 $\rho = 3500...4000 \text{ кг} / \text{м}^3$.

Баллон с пропаном при давлении 0,3...0,6 МПа имеет плотность 1500 кг/м³.

9. Тесты по дисциплине «Конструкции космических аппаратов»

Аэродинамические и инерциальные нагрузки на КА возникают	На пассивном участке полета
	При разделении ступеней РН
	Входа в атмосферу
	Посадки КА
Материалы, используемые в качестве теплозащиты должны выдерживать температуру	300 град
	600 град
	1200 град
	свыше 1200 град
Источник не оказывающий радиационного воздействия на электронные оболочки веществ	Радиационные пояса Земли
	Световое излучение Солнца
	Карпускулярное излучение
	Электромагнитное излучение Солнца
Особенно тяжелыми условиями для работы КА являются	Солнечное излучение
	Радиационные пояса Земли
	Космические лучи
	Электромагнитное излучение Солнца
Для улучшения работы подвижных соединений конструкции КА в условиях глубокого вакуума не применяют	Специальные консистентные смазки
	Высокооборотные трущиеся пары
	Низкооборотные трущиеся пары
	Самосмазывающиеся материалы
Суммарные затраты на разработку вновь создаваемого КА включает в себя кроме	Затраты на запуск серийного изделия
	Затраты на проведение НИР
	Затраты на серийное (опытное) производство
	Затраты на ОКР, в том числе проведение автономных комплексных наземных и натурных испытаний
Стоимость конструкции КА не зависит	От массы
	От удельной стоимости, связанной с конкретным элементом конструкции
	От степени освоенности производства
	От стоимости целевой аппаратуры
К задачам унификации конструкции КА не относится	Минимизация затрат на разработку КА при заданном качестве
	Максимизация времени разработки КА при заданных затратах и качестве
	Максимизация качества КА при заданных затратах на производство
	Максимизация качества КА при заданных затратах и времени разработки

Корпус как несущий элемент КА, обеспечивающий надежную защиту от воздействия окружающей среды должен быть	Стержневым
	Монококовым
	Трубчатым
	Балочным
Радиационные характеристики материалов не определяются	Методом накладного фотометра
	Методом зеркального отражения
	Спектральным методом
	Радиационным методом
Нагрузки наименьшей интенсивности на несущие конструкции изделий РКТ создаются	на участке выведения на орбиту
	на участке свободного полета
	при торможении в атмосфере планеты
	при посадке
Тип корпусной конструкции КА выбирается из соображений	минимума массы конструкции
	максимума массы конструкции
	минимума размеров конструкции
	максимума размеров конструкции
Типовые элементы силового набора конструкции КА	Стрингеры, шпангоуты
	Лонжероны, шпангоуты
	Стрингеры, лонжероны
	Стрингеры, шпангоуты, лонжероны
Стрингеры это	продольные элементы, подкрепляющие обшивку
	мощные продольные элементы силового набора
	поперечное ребро корпуса КА
	поперечные элементы, подкрепляющие обшивку
Лонжероны это	продольные элементы, подкрепляющие обшивку
	мощные продольные элементы силового набора
	поперечное ребро корпуса КА
	поперечные элементы, подкрепляющие обшивку
Шпангоуты это	продольные элементы, подкрепляющие обшивку
	мощные продольные элементы силового набора
	поперечное ребро корпуса КА
	поперечные элементы, подкрепляющие обшивку

Монолитные секции применимы в основном в	слабонагруженных корпусных конструкциях
	нагруженных корпусных конструкциях
	сильнонагруженных корпусных конструкциях
	не нагруженных корпусных конструкциях
Не возможное применение гофрированного листа в конструкции корпуса:	Соединение торцевого шпангоута и панели корпуса, изготовленные из гладких листов
	Соединение гофрированной оболочки и торцевого шпангоута
	Продольное и поперечное соединения гофрированных листов в обшивке
	Панели корпуса, изготовленные из гладких и гофрированных листов
В состав двигательной установки не входят:	двигатель
	система терморегулирования топлива
	топливная система
	система регулирования тяги
В ракетных двигателях не возможно использование вида энергии:	механической
	химической
	ядерной
	солнечной