

Министерство образования и науки РФ
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
сборник учебно-методических материалов
Направление подготовки 24.03.01 Ракетные комплексы и космонавтика

Благовещенск 2017

Печатается по решению
редакционно-издательского совета
факультета инженерно-физического
Амурского государственного университета

Составители: Насуленко К.А., Горбунов А.П.
Основы устройства летательных аппаратов: сборник учебно-методических материалов для
направления подготовки 24.03.01 «Ракетные комплексы и космонавтика». – Благовещенск:
Амурский гос. ун-т, 2017. – 25 с.

Рассмотрен на заседании кафедры Стартовые и технические ракетные комплексы
«25» мая 2017г., протокол № 9.

© Амурский государственный университет, 2017

© Насуленко К.А., Горбунов А.П., составление, 2017

СОДЕРЖАНИЕ

1. Введение	4
2. Краткое содержание теоретического материала	4
3. Методические рекомендации к практическим занятиям	18
4. Методические рекомендации к самостоятельной работе	23

ВВЕДЕНИЕ

Целью изучения дисциплины является формирование у студентов понимания базового устройства летательных аппаратов, развитие инженерного мышления, углубление, развитие и систематизация технических знаний, необходимых для освоения ряда изучаемых дисциплин и при решении практических вопросов в будущей практической деятельности.

Задачами дисциплины являются:

- изучение принципиального устройства летательных аппаратов;
- овладение фундаментальными понятиями, базовыми принципами конструирования летательных аппаратов, изучение основных внешних и внутренних сил действующих на аппарат;
- овладение методами и приемами решения конкретных технических задач;
- формирование навыков анализа технических схем и чертежей;
- формирование способности использовать технические знания для решения прикладных задач учебной и профессиональной деятельности.

В процессе освоения дисциплины студент формирует и демонстрирует следующие общепрофессиональные компетенции:

способностью использовать в профессиональной деятельности знания и методы, полученные при изучении математических и естественнонаучных дисциплин (ОПК-1).

В результате освоения дисциплины обучающийся должен демонстрировать следующие результаты образования:

- 1) Знать: основные технические понятия и законы, основы гидрогазоаэродинамики, прочности и сопротивления конструкционных материалов.
- 2) Уметь: проводить прочностные расчеты, применять основные физические законы при расчетах аэродинамики аппарата, создавать технические чертежи.
- 3) Владеть: методами анализа чертежей, схем и технической документации.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ ТЕОРЕТИЧЕСКОГО МАТЕРИАЛА

Модель космоса и атмосферы. Классификация ракет по различным признакам.

План:

1. Задачи и содержание курса. Основные понятия и определения
2. Модель космоса и атмосферы: основные характеристики околоземного и космического пространств
3. Физические условия космического полёта и их влияние на элементы конструкции и траектории ЛА.
4. Одноступенчатые и многоступенчатые ракеты.
5. Понятия о ракетном блоке и ракетной ступени.
6. Инфраструктура современных ракетно-космических систем.

Цель: сформировать понимание структуры атмосферы и околоземного космического пространства, также предоставить основную информацию о классификации ракет по различным признакам.

Задачи:

Описать структурные составляющие атмосферы и космического пространства, предоставить общие сведения о структуре этих сред.

Изучить основные факторы атмосферных и космических воздействий на летательный аппарат.

Рассмотреть основные этапы развития ракетной техники.

Сформулировать представление об основных видах ракет и их классификации.

Ключевые вопросы:

Атмосфера – газовая оболочка небесного тела, удерживаемая около него гравитацией. Космическое пространство – относительно пустые участки Вселенной, которые лежат вне границ атмосфер небесных тел. Ракета – летательный аппарат, двигающийся в пространстве за

счёт действия реактивной тяги, возникающей только вследствие отброса части собственной массы (рабочего тела) аппарата и без использования вещества из окружающей среды. Ракетноситель – ракета, предназначенная для выведения полезной нагрузки в космическое пространство

Основные понятия и параметры модели космоса и атмосферы:

Атмосфера Земли состоит из множества слоев, таких как:

Тропосфера — нижний, наиболее изученный слой атмосферы, высотой в полярных областях 8—10 км, в умеренных широтах до 10—12 км, на экваторе — 16—18 км. Стратосфера — слой атмосферы, располагающийся на высоте от 11 до 50 км. Характерно незначительное изменение температуры в слое 11—25 км (нижний слой стратосферы) и повышение её в слое 25—40 км от $-56,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+0,8\text{ }^{\circ}\text{C}$ (верхний слой стратосферы или область инверсии). Мезосфера — слой атмосферы на высотах от 40—50 до 80—90 км. Характеризуется понижением температуры с высотой; максимум (0°C) температуры расположен на нижней границе, после чего температура начинает убывать до -70° или -80°C вблизи мезопаузы — переходного слоя к термосфере. Термосфера — слой атмосферы, следующий за мезосферой. Начинается на высоте 80—90 км и простирается до 800 км. Температура воздуха в термосфере колеблется на разных уровнях, быстро и разрывно возрастает и может варьировать от 200 К до 2000 К, в зависимости от степени солнечной активности. Причиной является поглощение ультрафиолетового излучения Солнца на высотах 150—300 км, обусловленное ионизацией атмосферного кислорода. Экзосфера — внешняя часть верхней атмосферы Земли и других планет. Нижняя граница экзосферы — экзобаза — определяется по равенству длины свободного пробега атомов высоте однородной атмосферы. Линия Кармана – Высота над уровнем моря, которая условно принимается в качестве границы между атмосферой Земли и космосом. Активное движение – движение тела под действием реактивной силы. Реактивное движение – движение тела за счет отбрасывания массы. Все ракеты можно классифицировать по разным принципам: по числу ступеней, по массе полезной нагрузки, по высоте орбиты, по назначению полезной нагрузки.

Атмосферное давление (p) – давление атмосферы, действующее на все находящиеся в ней предметы и на земную поверхность, равное модулю силы, действующей в атмосфере на единицу площади поверхности по нормали к ней. Температура (T) – физическая величина, характеризующая термодинамическую систему и количественно выражающая интуитивное понятие о различной степени нагретости тел. Ускорение свободного падения (g) – ускорение, придаваемое телу силой тяжести, при исключении из рассмотрения других сил. Градиент температуры вертикальный (L) – изменение температуры с высотой на единицу расстояния по вертикали, зависящий от влажности воздуха. Универсальная газовая постоянная (R) — константа, равная работе расширения одного моля идеального газа в изобарном процессе при увеличении температуры на 1 К. Молярная масса сухого воздуха (M) – представляет собой средневзвешенное значение молярных масс газов, входящих в состав воздуха

Элементы теории ракетного движения. Внешние нагрузки, действующие на конструкцию ракеты.

План:

1. Основные законы реактивного движения.
2. Внешние нагрузки, действующие на конструкцию ракеты.
3. Тепловые режимы работы.

Цель: сформировать понимание об основных нагрузках, влияющих на ракету в процессе полета,

Задачи:

Сформулировать основные законы реактивного движения.

Изучить основные факторы, которые влияют на скорость ракеты.

Рассмотреть условия, при которых ракета может покинуть атмосферу планеты, и критерии

которые необходимы для вывода ракетой полезной нагрузки.

Ключевые вопросы:

Импульс тела (Количество движения) — векторная физическая величина, являющаяся мерой механического движения и равная произведению массы тела на его скорость. Реактивное движение тела – движение тела, возникающее при отделении некоторой его части с определенной скоростью относительно тела. Сила тяготения – всякие две материальные точки притягиваются друг к другу с силами, прямо пропорциональными массам точек и обратно пропорциональными квадрату расстояния между ними. Аэродинамическая сила – сила, с которой газообразная среда (напр., воздух) действует на поверхность движущегося в ней твердого тела (напр., крыла самолета). Тяга двигателя – сила, возникающая в результате взаимодействия реактивной двигательной установки с истекающей из сопла струей расширяющейся жидкости или газа, обладающих кинетической энергией.

Основные понятия:

Импульс обозначается буквой p и имеет такое же направление, как и скорость. Единица измерения импульса: $[p] = \text{кг} \cdot \frac{\text{м}}{\text{с}}$. Для замкнутой системы тел выполняется закон сохранения импульса: Геометрическая (векторная) сумма импульсов взаимодействующих тел, составляющих замкнутую систему, остается неизменной. Полную аэродинамическую силу (называется полным аэродинамическим сопротивлением) можно разложить на аэродинамическое сопротивление, подъемную силу и боковую силу, перпендикулярную первым двум. Аэродинамическое сопротивление (лобовое сопротивление) – сила, препятствующая движению тел в жидкостях и газах $X_0 = C_{x0} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S$. Подъемная сила – составляющая полной аэродинамической силы, перпендикулярная вектору скорости движения тела в потоке жидкости или газа, возникающая в результате несимметричности обтекания тела потоком $Y = C_y \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S$. Потери скорости на противодавление – потери скорости обусловленные влиянием атмосферного давления на тягу двигателя, что приводит к её уменьшению, и соответственно она принимает значения которые ниже пустотной тяги. $\Delta V_{\text{прот.д.}} = \int_{t_0}^{t_k} \frac{P_{\text{пуст.}} - P}{m} dt = \int_{t_0}^{t_k} \frac{P_H \cdot S_a}{m} dt$, где S_a – площадь среза сопла (м^2), P_H – давление на высоте H (Па), m – масса ракеты (кг). Существуют два основных типа системы обеспечения тепловых режимов, активные и пассивные. Пассивные системы характеризуются в основном применением различных покрытий, размещением отражательных поверхностей на космическом аппарате для поддержания установленных значений температур, также применяются тепловые трубы и мосты для перераспределения тепла внутри аппарата. Активные системы в свою очередь используют теплоноситель, или активные средства защиты космического аппарата от перегрева, такие как подвижные жалюзи, вентиляторы обдува (применяются в конвекционных системах, обеспечивают движение газа внутри космического аппарата). Жидкостные системы (которые производят прокачку теплоносителя внутри аппарата, между основными источниками тепла), также активные системы делятся на замкнутые и незамкнутые, которые характеризуются расходом теплоносителя.

Система аварийного спасения. Системы отделения и стыковки.

План:

1. Приборные, переходные отсеки, головные обтекатели.
2. Двигательные отсеки.
3. Система аварийного спасения.
4. Системы отделения и стыковки.

Цель: изучить виды отсеков космических аппаратов, применимость и устройство системы аварийного спасения.

Задачи:

1. Рассмотреть основные виды отсеков космического аппарата.
2. Изучить способы расстыковки ступеней ракеты.

Сформулировать основные причины использования системы аварийного спасения, и условия её применимости.

Дать представление об основных силовых элементах, применяемых в космических аппаратах.

Ключевые вопросы:

Сухие отсеки – к ним принято относить все не баковые конструкции корпуса ракеты, кроме ферменных конструкций и крепежных рам.

Топливные отсеки ракет-носителей (РН) представляют собой сопряженные тонкостенные конструкции сложной пространственной конфигурации с различного рода внутрибаковыми устройствами, частично заполненные жидкими компонентами топлива и находящиеся под давлением газа наддува. Для твердотопливных ракетных двигателей топливный отсек является частью двигательной установки, т.к. горение топлива происходит внутри этого отсека, в то время как, для ЖРД горючее и топливо проходит через турбонасосный агрегат, после чего эти компоненты под давлением попадают в камеру сгорания через форсунки, где смешиваются и осуществляется горение топливной смеси.

Приборный отсек приборный отсек – сухой отсек корпуса ракеты на жидком топливе, предназначенный для размещения приборов системы управления, системы телеметрических измерений и элементов пневмогидросистемы. Обычно на РН имеется несколько приборных – переходных отсеков, в которых в основном располагается вычислительная техника и системы энергообеспечения РН.

Система аварийного спасения (САС) – бортовая система для спасения экипажа космического корабля в случае возникновения аварийной ситуации на ракете-носителе. САС обычно используется для обитаемых запусков, также применение этой системы возможно при запуске дорогих КА. Применимость системы аварийного спасения определяется типом РН на котором осуществляется доставка полезной нагрузки на орбиту. САС необходима для спасения экипажа корабля на любом участке полета. Ограничением применимости САС является перегрузка, оказываемая на экипаж в процессе отработки этой системы, она ограничена значением в 10g. Для тяжелых ракет – носителей применение САС нецелесообразно, т.к. для увода спасательной капсулы требуется время порядка 5с, этот показатель основан на значении тротилового эквивалента взрыва РН, для «Протона» он составляет примерно 200т. Т.к. предсказать аварийную ситуацию за 5 до её происшествия невозможно, то и применять САС для данного вида ракет не имеет смысла. По этой причине, тяжелые РН не используются для доставки человека в открытый космос, в данный момент большинство пилотируемых миссий осуществляется на РН «Союз» для которого время убегания САС из эпицентра взрыва составляет 1с, что и обуславливает применимость этой системы.

Головной обтекатель — передняя часть ракеты или самолёта. Имеет форму, обеспечивающую наименьшее аэродинамическое сопротивление. Обычно под головным обтекателем находится полезная нагрузка, которая для каждого типа ракеты – носителя разная в зависимости от её назначения (для боевых ракет это боеголовка, для остальных в основном это космический аппарат или набор из аппаратов, также в качестве полезной нагрузки может выступать капсула по доставке экипажа на космическую станцию). После прохождения плотных слоев атмосферы головной обтекатель разделяется, открывая полезную нагрузку, для дальнейшей её доставки на орбиту назначения.

Система разделения – система, обеспечивающая разделения блоков ракеты, ступеней а также головного обтекателя, также включает в состав средства увода отделенных частей от ступени продолжающей движение. Требования к системе разделения: 1) Минимальная масса и габариты; 2) Высокая надежность; 3) Малые возмущения на продольную функциональную часть аппарата; 4) Отсутствие избыточной мощности. Характерный участки движения систем разделения: 1) Движение аппарата как единое целое до подачи команды на отделение; 2) От момента подачи команды до начала относительного движения; 3) Участок управления движением отделившейся части (движение по направляющим); 4) Движение после схода с направляющих до окончания работы средств отделения; 5) Участок свободного движения отделившейся части.

Понятие о компоновочной и конструктивно-силовой схеме РН

План:

1. Понятие о компоновочной и конструктивно-силовой схеме РН.
2. Функциональный состав систем управления БР и РН.
3. Исполнительные органы управления РН и их характеристики.
4. Бортовые вычислительные комплексы.
5. Возможности современных систем управления РН.

Цель: рассмотреть основные виды компоновочной и конструктивно-силовых схем РН, также способы управления РН на этапе выведения.

Задачи:

Дать представление об основных видах устройства РН и оборудования используемого для управления РН на этапе выведения.

Способы контроля и снятия телеметрии в процессе полета РН.

Принципы управления РН после старта с космодрома, и выполнения полетного задания.

Ключевые вопросы:

Компоновка – совокупность проектных работ по обоснованию формы ЛА и взаимного расположения его агрегатов, систем и узлов. Конструктивно компоновочная схема должна изображать геометрию основных отсеков их взаимное расположение и силовую схему РН.

Силовая схема ракеты-носителя в общем случае характеризует:

- нагрузки, воспринимаемые топливным баком;
- место топливных баков в общей структуре корпуса РН;
- силовую схему обечаек баков;
- уровень технологического обеспечения и сложность производственных процессов по изготовлению баков.

Применительно к характеристике силовой схемы нагрузки, действующие на РН, можно разделить на две группы: нагрузки, действующие на РН в целом, т. е. весь комплекс массовых, поверхностных и аэродинамических сил (сила тяжести, инерционные аэродинамические и гидродинамические силы). Локальные нагрузки, которые действуют в пределах только одного топливного бака, т.е. гидродинамические (давление газов наддува, инерционное давление столба компонента топлива) и массовые силы, относящиеся к рассматриваемому баку; в зависимости от конструктивной схемы РН, образующие общий силовой корпус ракеты-носителя.

Место топливных баков в общей структуре корпуса РН определяет схему их связи со всеми остальными конструктивными элементами и позволяет с учетом этого разделить их на топливные баки, входящие в состав корпуса РН, и подвесные топливные баки, крепящиеся к корпусу РН как непосредственно, так и через вспомогательные промежуточные элементы (корпусом РН в этом случае могут быть либо специальные каркасные отсеки, либо другие топливные баки).

Совокупность приборов, устройств и агрегатов, предназначенных для контроля технического состояния и поддержания боевой готовности ракетного комплекса, подготовки, пуска и управления полетом баллистической ракеты (БР) с целью поражения объектов противника с заданной эффективностью. Состоит из аппаратуры, размещаемой на самой ракете: бортовой аппаратуры системы управления ракетой (СУ), и на других элементах ракетного комплекса: наземной аппаратуры системы управления ракетой. Бортовая СУ предназначена для управления полетом БР и подразделяется на три функциональные подсистемы: систему инерциальной навигации, систему наведения ракеты и систему стабилизации движения ракеты.

СУ современных БР представляет собой многоуровневый управляющий комплекс со сложной иерархической структурой, на который возложено решение целого ряда разнородных задач управления, включая диагностирование и управление техническим состоянием ракетного комплекса в процессе боевого дежурства, расчет или дорасчет полетных заданий на пуск, управление подготовкой и проведением пуска, управление полетом ракеты на участке выведения моноблочной или разделяющейся головной части, управление построением боевых порядков средств боевого оснащения ракеты и комплекса средств преодоления противоракетной обороны

(ПРО). СУ РН выполняют подобные задачи, но основной целью является вывод полезной нагрузки в заданную точку пространства на заданную орбиту.

Система управления ракеты обычно состоит из:

бортовой аппаратуры системы управления — обеспечение проверок ракеты на всех стадиях (завод-изготовитель, монтажно-испытательный комплекс и стартовый комплекс), пуска и полета ракеты.

наземной аппаратуры системы управления — обеспечение проверок ракеты на стартовом комплексе и пуска.

контрольно-испытательной аппаратуры системы управления — обеспечение проверок ракеты на заводе-изготовителе и в монтажно-испытательном (техническом) комплексе.

Бортовая цифровая вычислительная машина — бортовой компьютер, предназначенный для установки на авиационные транспортные средства, ракеты-носители, разгонные блоки, космические аппараты, космические станции и др.

Отличие БЦВМ от различных специализированных вычислителей и блоков обработки данных в том, что БЦВМ имеют общепринятую для компьютеров структуру: наличие оперативной и долговременной памяти, устройств ввода-вывода и т. д.

В настоящее время разработана БЦВМ «Аргон-15АР» на самой современной элементной базе, которая предназначена для физической замены широко распространённой устаревшей БЦВМ А-15 на подвижных и стационарных объектах, без выполнения каких-либо доработок, так как имеет полную аппаратную и программную совместимость (режим эмуляции А-15). Машина выполнена в виде одного моноблока на микропроцессоре 1890ВМ2Т, в несколько раз меньше базовой БЦВМ по массогабаритным параметрам и вдвое меньше по энергопотреблению, а также позволяет в дальнейшем производить усовершенствование установленного на объекте оборудования ввиду большого запаса по вычислительной мощности.

Двигательные установки ракет и космических аппаратов

План:

1. Классификация ракетных двигателей.
2. Основные типы двигательных установок РН. Области применения.
3. Устройство и основные элементы прямоточных, турбореактивных и комбинированных двигательных установок

Цель: рассмотреть основные типы ракетных двигательных установок, сферы применимости этих двигателей и сферы применения РН в которых эти двигатели используются.

Задачи:

Дать основные принципы по которым происходит определение типа двигателя и сферы его применения.

Описать основные законы, используемые при выборе и расчете двигательной установки.

Выделить основные виды схем работы двигателей, и конструктивные особенности двигателей работающих на разных видах топлив.

Ключевые вопросы:

Реактивные двигатели (РД) — это двигатели с газообразным рабочим телом, в которых химическая энергия топлива преобразуется в кинетическую энергию продуктов сгорания, расширяющихся в соплах и создающих силу тяги при истечении в сторону, противоположную движению аппарата. Существует классификация РД, в которой эти двигатели подразделяются на две основные группы воздушно-реактивные двигатели (ВРД) и ракетные двигатели (РД). Воздушно-реактивные двигатели подразделяют на компрессорные, или турбореактивные, и без компрессорные — прямоточные и пульсирующие. В воздушно-реактивных двигателях окислителем топлива служит атмосферный воздух. Ракетные двигатели подразделяют на жидкостные и двигатели, работающие на твердом топливе. В ракетных двигателях окислитель топлива (например, жидкий кислород) находится на борту летательного аппарата. РД классифицируют по роду рабочего процесса, виду топлива, характеру источника энергии, способу

передачи энергии рабочему телу и др. признакам. Наиболее характерно деление РД на три основные группы: ракетные двигатели, воздушно-реактивные и электроракетные.

В основном в ракетной технике применяются ЖРД и электроракетные двигатели. Область применения ЭРД в основном дальний космос, т.к. на длинном забеге они обыгрывают остальные ныне существующие двигательные установки, но существенным недостатком этих двигателей является очень слабая тяга, в результате чего они могут применяться только в условиях открытого космоса. Для старта с поверхности планет применяются ЖРД т.к. они обладают большой тягой необходимой для выполнения этой операции. Существует множество гипотетических (перспективных) ДУ которые могут быть созданы в будущем, к примеру двигатель Алькубьерре, гравитационные и другие виды ДУ, которые на нынешнем этапе развития науки и техники еще невозможно создать.

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД; англоязычный термин — ramjet, от ram — таран) — реактивный двигатель, является самым простым в классе воздушно-реактивных двигателей (ВРД) по устройству. Относится к типу ВРД прямой реакции, в которых тяга создается исключительно за счёт реактивной струи, истекающей из сопла. Необходимое для работы двигателя повышение давления достигается за счёт торможения встречного потока воздуха. ПВРД неработоспособен при низких скоростях полёта, тем более — при нулевой скорости, для вывода его на рабочую мощность необходим тот или иной ускоритель. Рабочий процесс ПВРД кратко можно описать следующим образом. Воздух, поступаая со скоростью полёта во входное устройство двигателя, затормаживается (на практике, до скоростей 30—60 м/с, что соответствует числу Маха 0,1—0,2), его кинетическая энергия преобразуется во внутреннюю энергию — его температура и давление повышаются. На выходе из входного устройства, при входе в камеру сгорания рабочее тело имеет максимальное на всём протяжении проточной части двигателя давление. Сжатый воздух в камере сгорания нагревается за счёт окисления подаваемого в неё топлива, внутренняя энергия рабочего тела при этом возрастает. Затем рабочее тело сначала, сжимаясь в сопле, достигает звуковой скорости, а потом, расширяясь — сверхзвуковой, ускоряется и истекает со скоростью большей, чем скорость встречного потока, что и создаёт реактивную тягу.

Турбореактивный двигатель (ТРД, англоязычный термин — turbojet engine) — воздушно-реактивный двигатель (ВРД), в котором сжатие рабочего тела на входе в камеру сгорания и высокое значение расхода воздуха через двигатель достигается за счёт совместного действия встречного потока воздуха и компрессора, размещённого в тракте ТРД сразу после входного устройства, перед камерой сгорания. Компрессор втягивает воздух, сжимает его и направляет в камеру сгорания. В ней сжатый воздух смешивается с топливом, воспламеняется и расширяется. Расширенный газ заставляет вращаться турбину, которая расположена на одном валу с компрессором. Остальная часть энергии направляется в сужающее сопло, образуя реактивную тягу, которая является основной движущей силой.

Комбинированный двигатель – двигатель авиационный, в котором сочетаются элементы двигателей различных схем с целью улучшения его характеристик в широком диапазоне условий полёта и режимов работы. Исходными для образования КД могут служить двигатели, работающие по циклам: $p = \text{const}$ (Брайтона, ракетный), $V = \text{const}$, смешанному (периодического сгорания), циклам поршневых двигателей, двигателей внешнего сгорания и др. Можно выделить две основные группы КД:

- 1) двигатели комбинированных циклов, сочетающие циклы различных исходных двигателей в пределах тракта с обменом энергией между составляющими циклы процессами;
- 2) двигатели, в которых используются общие элементы для реализации различных циклов в разных условиях (режимах полёта и режимах работы).

Жидкостные ракетные двигательные установки

План:

1. Жидкие ракетные топлива.
2. Энергетические и массовые характеристики.

3. Области применения.

4. Особенности использования криогенных компонентов

Цель: рассмотреть основные типы жидких топлив и их энергетические характеристики, выделить наиболее эффективные виды топлив для достижения лучших параметров горения и тяги, рассмотреть инновационные виды энергетических установок применяемых в РН.

Задачи:

Обосновать причины применения тех или иных видов топлива в разных видах ракетно-космической отрасли.

Описать основные законы, по которым определяется эффективность топлива применяемого в РН.

Выделить основные виды топлив которые применяются на текущем этапе развития ракетно-космической отрасли.

Ключевые вопросы:

Ракетное топливо – вещества, используемые в ракетных двигателях различных конструкций для получения тяги и ускорения ракеты посредством энергии химической реакции (горения). Не следует путать ракетное топливо с рабочим телом нехимических ракетных двигателей, например ядерных или электрических.

Ракетное топливо в достаточно условной мере может быть разделено на различные группы; в качестве основных групп обычно рассматриваются следующие:

Электрореактивные: электроэнергия и рабочие тела.

Ядерные: ядерное деление, синтез, распад изотопов.

Химические: химические реакции, реакции рекомбинации свободных радикалов.

Физические: потенциальная энергия сжатых газов.

Криогенное топливо – жидкое топливо (при температуре ниже 120 К), получаемое сжижением газов глубоким охлаждением, к КТ относятся жидкие: водород, метан и (в значительной мере условно) пропан. Они обладают повышенным хладоресурсом топлива, что важно для решения проблем, связанных с охлаждением теплонапряжённых элементов летательного аппарата, силовой установки и бортового оборудования при больших скоростях полёта. Широкие перспективы открываются при использовании в качестве авиационного топлива жидкого водорода, имеющего высокие энергетические характеристики.

Двухкомпонентное жидкое топливо состоит из окислителя и горючего. К жидким топливам предъявляются следующие специфические требования: возможно более широкий температурный интервал жидкого состояния, пригодность, по крайней мере, одного из компонентов для охлаждения жидкостного РД (термическая стабильность, высокие температура кипения и теплоёмкость), возможность получения из основных компонентов генераторного газа высокой работоспособности, минимальная вязкость компонентов и малая зависимость её от температуры.

В качестве горючего используются керосин (лигроино-керосиновые и керосино-газойлевые нефтяные фракции с диапазоном кипения 150-315°C), жидкий водород, жидкий метан (CH₄), спирты (этиловый, фурфуриловый); гидразин (N₂H₄), и его производные (диметилгидразин), жидкий аммиак (NH₃), анилин, метил-, диметил- и триметиламины и т.д. В качестве окислителя применяют: жидкий кислород, концентрированную азотную кислоту (HNO₃), азотный тетраоксид (N₂O₄), тетранитрометан; жидкие фтор, хлор и их соединения с кислородом и др.

Система наддува и дренажа. Система заправки компонентами топлива

План:

1. Принципы устройства ЖРДУ. Система питания и управления ЖРДУ.
2. Вытеснительная и турбонасосная система подачи компонентов топлива.
3. Система заправки компонентами топлива. Классификация топливных отсеков.
4. Внутрибаковое устройство и основные конструктивные элементы.
5. Механизм горения твердотопливного заряда, выбор профиля горения и формы заряда.
6. Особенности запуска и останова двигателя на твёрдом топливе, способы отсечки тяги.
7. Перспективы развития двигательных установок на химическом и других видах топлив.

Цель: рассмотреть принцип устройства и работы ЖРДУ, способы запуска двигательной установки в условиях микро гравитации, показать наиболее эффективные способы закладки заряда для ТТРД и способы управления горением топлива в нем.

Задачи:

Описать принцип работы элементов ЖРДУ и ТТРД и их особенности

Выделить основные различия и причины использования различных двигательных установок для обеспечения выполнения поставленных для РН задач.

Дать представление об особенностях работы ЖРДУ в условиях микро гравитации, и проблемы использования этих двигательных установок.

Ключевые вопросы:

В ЖРД применяют два вида системы подачи топлива вытеснительную и насосную. При вытеснительной системе подачи компоненты топлива вытесняются из баков газом, давление которого превышает давление в камере сгорания. Насосная система подачи - система подачи компонентов топлива в камеру сгорания и газогенератор с помощью турбонасосного агрегата (ТНА), состоящего из нескольких насосов и турбины. Рабочим телом турбины является газ - продукты разложения или низкотемпературного горения в газогенераторе (ГГ основного или вспомогательного топлива). Вытеснительная система подачи применяется во вспомогательных двигателях, насосная - в маршевых.

Система заправки ракеты космического назначения компонентами топлива: Совокупность устройств, предназначенных для приема, хранения, подготовки компонентов топлива и заправки ракеты космического назначения.

В ракетно-космической технике существует большое разнообразие конструктивных схем топливных отсеков, которые можно классифицировать по ряду признаков. По конструктивно-силовой схеме принято различать два основных типа топливных отсеков: с несущими баками и с подвесными баками. Находят применение так-же топливные баки, которые по конструктивно-силовой схеме занимают промежуточное положение между несущими и подвесными. Они сконструированы таким образом, что только часть их конструкции включена в силовую схему корпуса РН. В зависимости от компоновочной схемы РН принято различать многоблочные и моноблочные топливные отсеки. Моноблочные отсеки могут иметь как отдельные баки окислителя и горючего, соединенные проставкой (промежуточным отсеком), так и баки, имеющие общее (промежуточное) днище. Но в обоих случаях они существуют на всех этапах жизненного цикла - от сборки на заводе до завершения функционирования - как один конструктивный бак. По такой схеме выполнены практически все топливные отсеки РН небольшой грузоподъемности, а также топливные отсеки 2-й и 3-й ступеней ракеты-носителя сверхбольшой грузоподъемности "Сатурн-5". Большое разнообразие топливных баков по формам во многом определяется требованиями компоновки топливных отсеков в составе РН. Для нижних ступеней с большим запасом топлива обычно удлинение разгонных блоков больше, чем для верхних, что предопределяет цилиндрические баки (иногда возможны конические, реже сферические). Для верхних блоков характерно небольшое удлинение и поэтому в компоновке используются такие формы, как тор, сфера "чечевица" и т.д.

Твердотопливный заряд горит с поверхности. При нормальном горении пламя снимает с топливного заряда слой за слоем. Скорость проникновения фронта пламени вглубь заряда по нормали к его поверхности называется скоростью горения. Она определяется химическим составом топлива и в довольно широком диапазоне меняется в зависимости от давления в камере и от температуры заряда. Для всех применяемых в настоящее время твердых топлив скорость горения лежит в интервале 0,2-0,6 см/сек, температуры горения 300-600°С. По мере сгорания форма заряда меняется, и площадь поверхности может как увеличиваться, так и уменьшаться. Это приводит соответственно к увеличению или уменьшению секундного расхода, давления и тяги во времени.

Устройство и основные конструктивные элементы ракетного блока

План:

1. Основы конструирования КА.

2. Химические источники, фотоэлектрические, термоэлектрические, термоэлектронные и ядерные (изотопные и реакторные) энергетические установки КА

Цель: показать основные принципы и методы используемые при конструировании КА для выполнения поставленных задач, также выделить элементы используемые для питания бортовой системы РН в полете.

Задачи:

Описать основные методики используемые в процессе создания и конструирования РН под поставленные задачи и полезную нагрузку.

Заложить принципы используемые при выборе оборудования для обеспечения электропитания РН в процессе выведения.

Рассмотреть разные виды оборудования используемого для обеспечения РН энергией необходимой для работы бортовых систем после старта с космодрома и в процессе выведения.

Ключевые вопросы:

Химический источник тока – источник ЭДС, в котором энергия протекающих в нём химических реакций непосредственно превращается в электрическую энергию. Химические источники тока подразделяют на:

Гальванические элементы – химический источник электрического тока, основанный на взаимодействии двух металлов и/или их оксидов в электролите, приводящем к возникновению в замкнутой цепи электрического тока. Назван в честь Луиджи Гальвани. Переход химической энергии в электрическую энергию происходит в гальванических элементах.

Аккумуляторы – химический источник тока, источник ЭДС многократного действия, основная специфика которого заключается в обратимости внутренних химических процессов, что обеспечивает его многократное циклическое использование (через заряд-разряд) для накопления энергии и автономного электропитания различных электротехнических устройств и оборудования, а также для обеспечения резервных источников энергии

Топливные элементы – электрохимическое устройство, подобное гальваническому элементу, но отличающееся от него тем, что вещества для электрохимической реакции подаются в него извне — в отличие от ограниченного количества энергии, запасенного в гальваническом элементе или аккумуляторе.

Внутренний фотоэффект (фотопроводимость) возникает, если энергия кванта облучающего света достаточна для перевода электрона в зону проводимости. Внутренний фотоэффект в веществе, состоящем из полупроводников с проводимостью n- и p-типа, может привести к созданию разности потенциалов на электродах внешней цепи. Это явление используется при создании фотоэлектрических источников тока (германиевых, кремниевых и др. (солнечные батареи)).

Радио изотопные источники энергии – устройства различного конструктивного исполнения, использующие энергию, выделяющуюся при радиоактивном распаде, для нагрева теплоносителя или преобразующие её в электроэнергию.

Термоэлектричество - это теория электричества, определяющая электропроводность как частный случай теплопроводности в материалах с низким сопротивлением, высокой плотностью, преимущественно в твердом состоянии. Электрический ток, согласно этой теории - интенсивная передача внутренней энергии и тепла металла, и рассеяние этого тепла. Коэффициент рассеяния обратен коэффициенту полезного действия, и является базовой характеристикой при переходе от термодинамических уравнений состояния к чистой теоретической электромеханике. Один из материалов, наиболее часто применяющихся в подобных устройствах — теллурид висмута Bi_2Te_3 , химическое соединение висмута и теллура.

Системы управления ракет. Бортовые вычислительные комплексы

План:

1. Ракетный комплекс и космодром.

Цель: дать представление о способах управления РН в процессе выведения, выделить приборы, используемые для снятия информации о работе тех или иных блоков РН, также описать принципы взаимодействия системы управления с органами управления, и схемы по которым происходит корректировка и определение положения РН в пространстве на этапе полета.

Задачи:

Дать представление о способах радиосвязи РН и космодрома, и средствах применяемых для обеспечения непрерывного получения телеметрии от РН на участке полета.

Предоставить общую информацию о работе радиоконкомплекса космодрома и средствах осуществления контроля полета РН.

Ключевые вопросы:

Ракетный комплекс – совокупность функционально и технологически взаимосвязанных ракет конкретного типа, технических средств и сооружений, предназначенных для поддержания их в готовности к применению, пуска ракет, управления их полетом и выполнения других задач (например, защиты ракеты от воздействия поражающих факторов оружия противника). РК включает баллистические или крылатые ракеты с ядерным или обычным зарядом и специальное оборудование (наземное, корабельное, авиационное).

Конкретный состав, структура и технический облик РК и его отдельных элементов разнообразны и зависят от его назначения, организационной принадлежности, способа базирования, типа ракеты, условий боевого применения и т. п. Так, если переносной ПТРК массой 16-20 кг состоит, как правило, из простейшей пусковой установки (ПУ) и лёгкой ракеты, то наземный РК стратегического назначения, кроме ракеты массой от нескольких десятков до сотен тонн и ПУ, обычно представляющей собой сложное и громоздкое сооружение (агрегат), может включать командный пункт (КП), системы и средства связи, транспортно-перегрузочное оборудование, средства заправки (для ракет с ЖРД), обеспечения боевого дежурства, технического обеспечения, электроснабжения и др. Особенность авиационных и корабельных РК — наличие в них устройств и систем, единых и для других видов вооружения размещённых на соответствующем носителе, а также использование для своей работы общесамолётных (общекорабельных) технических средств.

По целевому назначению ракетные комплексы подразделяются на: боевые: ударные, тактические, оперативно-тактические, стратегические, специального применения, зенитные, противоракетные, противотанковые, противокорабельные, противолодочные и т. д.; исследовательские: космические, геофизические, метеорологические и т. д.; учебные.

Космодром – территория, на которой размещается комплекс сооружений, предназначенный для хранения, содержания в готовности, подготовки к пуску, для пуска и контроля полета ракет космического назначения на участке выведения. Название дано по аналогии с аэродромом для самолётов. Обычно космодромы занимают большую площадь и находятся на удалении от густонаселенных мест, чтобы отделяющиеся в процессе полета ступени не навредили жилым территориям или соседним стартовым площадкам.

Наиболее выгодное положение космодрома — на экваторе, чтобы стартующий носитель мог наиболее полно использовать энергию вращения Земли. Ракета-носитель при запуске с экватора может сэкономить около 10 % топлива по сравнению с ракетой, стартующей с космодрома, находящегося в средних широтах. Соответственно, тот же носитель может вывести на орбиту несколько большую полезную нагрузку. С экватора возможен запуск на орбиту с любым наклоном. Поскольку на экваторе не так много государств, способных запускать ракеты в космос, появились проекты космодромов морского базирования.

Состав и назначение основных элементов систем разделения. Основы конструирования КА

План:

1. Особенности функционирования систем разделения: "горячий" и "холодный" способ разделения ступеней

Цель: описать основной принцип и различия «горячего» и «холодного» способа разделений ступеней в процессе выведения полезной нагрузки РН, также выделить причины использования того или иного способа разделения, преимущества и недостатки каждого метода.

Задачи:

Описать каждый способ разделения.

Указать основные критерии, по которым происходит выбор способа разделения и к каким изменениям в конструкции это приводит.

Дать представление о достоинствах и недостатках применения разных способов разделения ракетного блока.

Предоставить общую информацию о работе оборудования и двигателей в процессе разделения.

Ключевые вопросы:

Холодное разделение блоков – запуск последующей ступени производится после отброса блоков предыдущей ступени, когда ступень движется по инерции, т.е. — в условиях невесомости. Недостаток такого разделения состоит в том, что запуску двигателей должна предшествовать операция осадки топлива. Топливо надо сместить к днищу баков, чтобы нормально работали заборники. Эта операция выполняется вспомогательными небольшими двигателями, как правило твердотопливными, сообщаящими ракете небольшое ускорение. Такие двигатели называются двигателями системы обеспечения запуска.

В противоположность холодному практикуется и горячее разделение ступеней. Двигатели последующей ступени запускаются в момент, пока тяга двигателей предыдущей ступени еще не упала до нуля. При таком способе разделения вспомогательные двигатели не нужны, но требуется тепловая защита отбрасываемого блока от воздействия струи запускаемого двигателя.

Возможность использования того или иного способа рассчитывается на основании выгоды в массе или условий запуска двигателей следующей ступени. Если это более конструктивно выгодно и применимо для конкретных случаев, то возможно использование горячего разделения, т.к. это предотвращает усложнение ступени дополнительными двигателями.

Глубокий вакуум и его влияние на конструкцию КА. Космическая радиация и её источники

План:

1. Тепловые потоки, воздействующие на КА.
2. Пассивные системы и их характеристики.
3. Активные системы и их характеристики

Цель: выделить основные тепловые нагрузки которые испытывает РН в процессе выведения, и СА в процессе спуска с орбиты, также законы по которым происходит нагрев и распределение тепла и способы защиты от перегрева и поддержания тепловых режимов в процессе выполнения поставленной задачи.

Задачи:

Описать виды теплозащит применяемых в КА, РН и СА.

Указать основные различия и критерия выбора той или системы терморегулирования для разных видов аппаратов.

Дать представление о достоинствах и недостатках применения различных способов поддержания теплового режима.

Предоставить общую информацию о работе оборудования по поддержанию установленных параметров температуры внутри аппаратов.

Ключевые вопросы:

Система терморегуляции космического аппарата (система обеспечения температурного режима) — служебная система космического аппарата обеспечивает поддержание баланса между получаемой тепловой энергией и её отдачей, перераспределением тепловой энергией между конструкциями аппарата и таким образом обеспечением заданной температуры.

Многие узлы требовательны к температурному режиму, не терпят перегрева или

переохлаждения. Для различных отсеков аппарата приняты различные нормы относительно температурного режима: для обитаемых отсеков пилотируемых космических аппаратов температура должна поддерживаться в диапазоне 18 ± 5 °С;

Космический аппарат непрерывно получает тепло от следующих источников:

- 1) внутренние источники: приборы, агрегаты самого аппарата;
- 2) прямое солнечное излучение;
- 3) отражённое от планеты солнечное излучение;
- 4) собственное излучение планеты;
- 5) энергия, получаемая от столкновения с молекулами газа верхних слоёв атмосферы планеты.

Одной из особенностей космической среды является то, что единственным способом сброса тепла получаемого аппаратом является излучение, т.к. КА находится в безвоздушном пространстве.

Характерной особенностью источников является то, что количество передаваемого ими аппарату тепла не постоянно. Так при заходе аппарата в тень планеты исчезает прямое солнечное излучение; количество тепла излучаемого бортовым радиокомплексом зависит от того ведёт ли вещание передатчик; трение об атмосферу зависит от высоты орбиты и т. д.

Пассивные системы относительно просты, однако не обеспечивают высокой точности поддержания заданной температуры, потому они нашли применение на объектах, температурный режим которых может изменяться в широких пределах. В эту группу входят системы на основе: тепловой термоизоляции; терморегулирующих покрытий; оптимизации взаимного расположения элементов аппарата и источников тепла.

Так как пассивные системы во многих случаях дают слишком широкий диапазон изменения температуры объектов, то их дополняют активными системами, которые осуществляют принудительный теплообмен агрегатов космического аппарата с окружающей средой. Для этого они могут использовать следующие приёмы: изменение ориентации космического аппарата; изменение внутреннего теплового сопротивления; изменение термического сопротивления между выносными поверхностями, играющими роль радиаторов и отсеком, где требуется поддерживать постоянную температуру; регулирование излучательной способности поверхности космического аппарата с помощью жалюзи; используя электрические или радиоизотопные подогреватели; с помощью движения теплоносителя между внешними и внутренними радиаторами.

Системы энергопитания КА и РБ. Система обеспечения тепловых режимов

План:

1. Система обеспечения жизнедеятельности.
2. Система бортового радиокомплекса.
3. Система ориентации и управления движением КА.

Цель: дать основные знания по принципам работы систем энергопитания и базовую информацию об их устройстве, выделить основные параметры, используемые при проектировании этих систем на этапе разработки.

Задачи:

Предоставить общую информацию об оборудовании, которое применяется при проектировании, особенности выбора, а также достоинства и недостатки.

Описать устройство систем и указать основные параметры оборудования используемого в их создании.

Выделить основные требования предъявляемые к оборудованию применяемому при создании обитаемых и автономных аппаратов.

Ключевые вопросы:

Система обеспечения жизнедеятельности космонавта - это совокупность функционально взаимосвязанных средств и мероприятий, предназначенных для создания в обитаемом отсеке пилотируемого космического аппарата условий, обеспечивающих поддержание

энергомассообмена организма космонавта с окружающей средой на уровне, необходимом для сохранения его здоровья и работоспособности. В состав СЖО космонавта входят следующие системы:

СОГС - система обеспечения газового состава,

СВО - система водообеспечения,

ССГО - система санитарно-гигиенического обеспечения,

СОП - система обеспечения питанием,

СОТР - система обеспечения теплового режима.

СЗК - система защиты космонавта (средства защиты космонавта от перегрузок, динамической невесомости, ионизирующих излучений),

СОД - система обеспечения деятельности космонавта (средства обеспечения условий труда, средства организации деятельности, средства поддержания космонавта в работоспособном состоянии),

СМО - система медицинского обеспечения космонавта (средства медицинского контроля состояния космонавта, средства оперативного медицинского контроля состояния космонавта, средства периодических углубленных медицинских обследований, средства медицинской профилактики заболеваний космонавта, средства специфической и неспецифической медицинской профилактики заболеваний космонавта, средства оказания медицинской помощи космонавту, средства консервативной терапии, средства неотложной и специализированной медицинской помощи,

Бортовой радиокомплекс входит в состав бортовой вычислительной системы, и обеспечивает возможность связи системы с наземными источниками сигнала для контроля и управления аппаратом и РН. В состав БРК входят: приемник сигнала, передатчик, блок обмена сигналами, вторичный источник питания, задающий генератор и блок кадровой синхронизации декодирования и дешифрования.

Система ориентации космического аппарата — одна из бортовых систем космического аппарата, обеспечивающая определенное положение осей аппарата относительно некоторых заданных направлений. Необходимость данной системы обусловлена следующими задачами:

ориентирование солнечных батарей на Солнце;

для навигационных измерений;

для проведения различных исследований;

при передаче информации с помощью остронаправленной антенны;

перед включением тормозного или разгонного двигателя с целью изменения траектории полёта.

Задачи, выполняемые аппаратом, могут требовать как постоянной ориентации, так и кратковременной. Системы ориентации могут обеспечивать одноосную или полную (трёхосную) ориентацию. Системы ориентации, не требующие затрат энергии, называют пассивными, к ним относятся: гравитационная, инерционная, аэродинамическая и др. К активным системам относят: реактивные двигатели ориентации, гиродины, маховики, соленоиды и т. д., они требуют затрат энергии запасаемой на борту аппарата. В пилотируемой космонавтике помимо автоматических систем ориентации применяются системы с ручным управлением.

Опыт эксплуатации автоматических космических аппаратов свидетельствует о том, что эффективное управление их полетом наилучшим образом обеспечивается системой из нескольких основных звеньев, каждое из которых способно выполнять определенные функции. К таким звеньям относят:

- наземный комплекс управления (или центр управления полетом), средства моделирования полета и обеспечение обмена информацией между наземным комплексом и аппаратом;

- бортовую автоматику (или бортовой комплекс автоматического управления), включающую в себя «интеллектуальную» часть в виде бортовой вычислительной системы, исполнительную – в виде приборов, преобразующих выходные сигналы бортовой вычислительной системы в управляющие воздействия, и сенсорную часть в виде датчиков определения движения.

Система управления полетом космического аппарата в совокупности с его бортовыми комплексами, агрегатами, механизмами и элементами конструкции, являющимися объектами управления, образует контур управления.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ К ПРАКТИЧЕСКИМ ЗАНЯТИЯМ

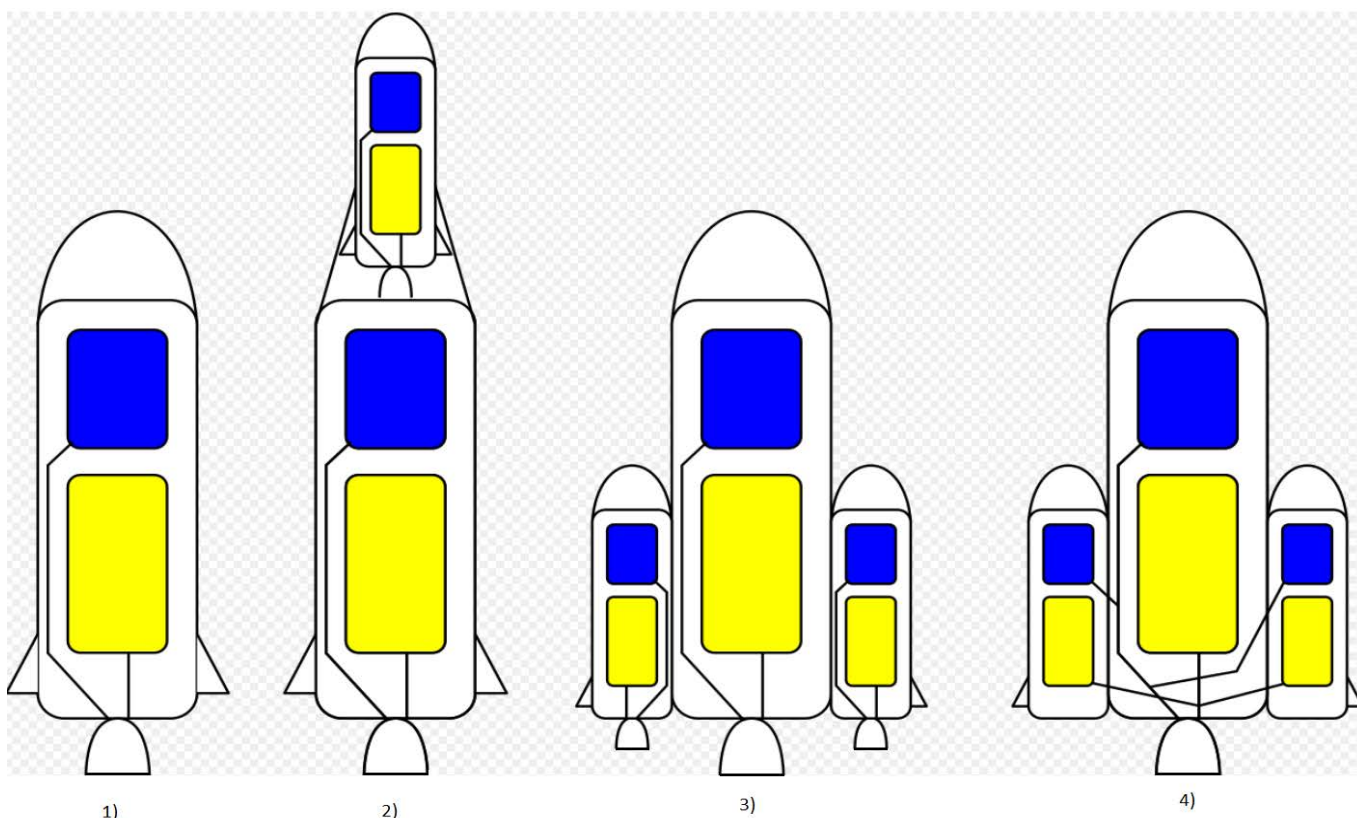
Модель космоса и атмосферы. Классификация ракет по различным признакам.

Вопросы для изучения:

1. Одноступенчатые и многоступенчатые ракеты.
2. Особенности продольного и поперечного разделения.
3. Понятия о ракетном блоке и ракетной ступени.
4. Основные характеристики околоземного и космического пространства.
5. Специфические условия функционирования космических аппаратов в околоземном пространстве.
6. Классификация ракет.

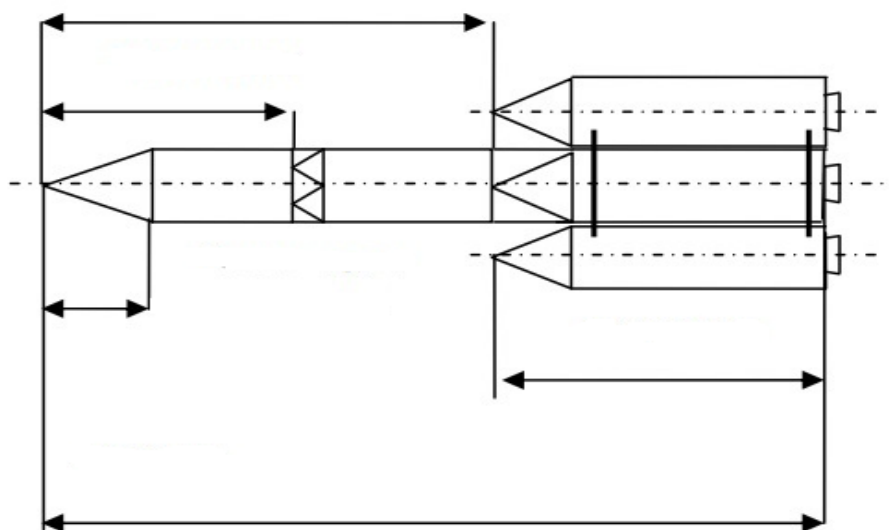
Примерные задания:

1. Распределите варианты компоновки ракет в порядке указанном на картинке



- а) Двухступенчатая ракета с продольным разделением
 - б) Одноступенчатая ракета
 - в) Ракета с внешними топливными емкостями, отделяемыми после исчерпания топлива в них
 - г) Двухступенчатая ракета с продольным разделением.
2. Дайте определение атмосферы.

3. Напишите определение реактивного движения.
4. Основные факторы, которые воздействуют на КА на околоземной орбите.
5. Критерии, по которым происходит классификация ракет.
6. Особенности тропопаузы.
7. В чем главная особенность линии Кармана.
8. Формула распределения давления по высоте.
9. Главные отличия баллистических ракет от пилотируемых.
10. Классификация ракет по полезной нагрузке.
11. Основные элементы атмосферы.
12. Определение ускорения свободного падения, и его величина над поверхностью Земли.
13. Особенности продольного и поперечного разделения.
14. Опишите процесс разделения ракеты в процессе выведения.
15. Укажите на рисунке нумерацию ступеней и полезную нагрузку.



Элементы теории ракетного движения. Внешние нагрузки, действующие на конструкцию ракеты.

Вопросы для изучения:

1. Конечная скорость и конечная дальность многоступенчатой ракеты. Анализ основных потерь скорости
2. Массово-энергетические соотношения для одноступенчатой ракеты.
3. Уравнение движения.
4. Тепловые режимы работы.

Примерные задания:

1. Напишите уравнение движения ракеты в пространстве.
2. Опишите основные потери скорости, возникающие в процессе выведения.
3. Напишите формулу Циолковского для многоступенчатой ракеты с поперечным делением ступеней.
4. Опишите силы действующие на ЛА.
5. Аэродинамическая сила, действующая на ЛА.
6. Сила тяги РД. Уравнение и направление действия.
7. Гравитационная сила. Уравнение и направление действия силы.
8. Основные потери скорости в процессе выведения.
9. Системы терморегулирования, основные типы.
10. Пассивные системы терморегулирования, основные особенности.
11. Активные системы терморегулирования.

Система аварийного спасения. Системы отделения и стыковки.

Вопросы для изучения:

1. Система аварийного спасения, основные параметры и условия применимости.
2. Основные виды отсеков применяемых при создании ЛА.
3. Системы отделения и стыковки.

Примерные задания:

1. Основные Виды стыковочных узлов.
2. Условия применимости системы аварийного спасения.
3. Опишите основные элементы САС.
4. Головной обтекатель, основная функция.
5. Переходные отсеки, основные виды и функции.
6. Приборные отсеки.
7. Основные виды подкрепленной обшивки.
8. Требования, предъявляемые к системе разделения.
9. Виды и основные отличия систем разделения.
10. Особенности системы разделения при параллельном разделении ступеней.

Понятие о компоновочной и конструктивно-силовой схеме РН.

Вопросы для изучения:

1. Определение и основное назначение компоновочной и конструктивно–силовой схемы РН.
2. Исполнительные органы управления.
3. Бортовые вычислительные комплексы.

Примерные задания:

1. Дайте определение компоновочной схеме РН.
2. В чем отличия конструктивно силовой схемы от компоновочной схемы РН.
3. Функционал исполнительных органов управления.
4. Способы управления тягой двигателя.
5. Виды управления РН на этапе выведения.
6. Классификация бортовых вычислительных комплексов.
7. Устройство БВК.
8. Назначение БВК.
9. Требования, предъявляемые к БВК
10. Виды управления РН.

Двигательные установки ракет и космических аппаратов.

Вопросы для изучения:

1. Классификация ракетных двигателей.
2. Основные типы двигательных установок РН.
3. Общее устройство РД.

Примерные задания:

1. Устройство ЖРД.
2. Основные виды ЭРД.
3. Перспективные ДУ.
4. Способы запуска ЖРД.
5. Виды топлив применяемы в ЖРД.
6. Понятие топлива и рабочего тела.
7. Устройство ЭРД.
8. Причины невозможности использования ЭРД в атмосфере.
9. Особенности турбореактивного двигателя.

10. Особенности прямого двигателя.

Жидкостные ракетные двигательные установки.

Вопросы для изучения:

1. Характеристики топлив ЖРД.
2. Требования, предъявляемые к жидким топливам.
3. Области применения ЖРД.
4. Криогенные топлива и системы.

Примерные задания:

1. Виды топлив применяемых в ракетной технике.
2. Основные требования, предъявляемые к топливам.
3. Проблемы, возникающие при использовании криогенных компонентов.
4. Формула и определение удельного импульса.
5. Понятие стехиометрической горючей смеси.
6. Основные параметры жидких топлив.
7. Основные типы пар окислителя и горючего применяемы в ракетной отрасли.
8. Особенности устройства бака для криогенных компонентов топлива.

Система наддува и дренажа. Система заправки компонентами топлива.

Вопросы для изучения:

1. Устройство топливных отсеков.
2. Виды систем подачи компонентов топлива.
3. Основные типы двигательных установок РН.
4. ТТРД
5. Способы закладки зарядов для ТТРД.

Примерные задания:

1. Основные элементы топливных отсеков.
2. Вытеснительная система подачи топлива. Устройство и особенности.
3. Турбонасосная система подачи топлива. Устройство и особенности.
4. Классификация топливных отсеков.
5. Устройство и области применения ТТРД.
6. Механизм горения твердотопливного заряда
7. Профиль горения и форма твердотопливного заряда.
8. Преимущества и недостатки использования твердого топлива.
9. Особенности запуска и останова ТТРД.
10. Способ отсечки тяги.

Устройство и основные конструктивные элементы ракетного блока.

Вопросы для изучения:

1. Основы конструирования, и требования предъявляемы к конструкции.
2. Энергетические установки КА.

Примерные задания:

1. Требования предъявляемые к конструкции КА.
2. Виды энергоустановок используемых в КА.
3. Химические энергоустановки особенности применения.
4. Фотоэлектрические источники питания, применяемые в КА.
5. Особенности солнечных батарей, рабочие условия и условия применимости..
6. Термоэлектрические источники питания.
7. Условия применений ЯЭУ.
8. Ограничения, вносимые в конструкцию КА при использовании ЯЭУ.

9. Понятие о топливной ячейке.

Системы управления ракет. Бортовые вычислительные комплексы.

Вопросы для изучения:

1. Устройства связи КА с космодромом.
2. Ракетный комплекс.

Примерные задания:

1. Дайте определение ракетному комплексу.
2. Антенно-фидерные устройства.
3. Разделение РК по целевому назначению.
4. Дайте определение Космодрому.
5. Критерии выбора места расположения космодрома.
6. Какие преимущества дает расположение космодрома на экваторе.
7. Ограничения, вносимые в место расположения космодрома.
8. Бортовые вычислительные комплексы, основные требования.
9. Эксплуатационные характеристики БВК.

Состав и назначение основных элементов систем разделения. Основы конструирования

КА.

Вопросы для изучения:

1. Горячее разделение.
2. Холодное разделение.

Примерные задания:

1. Горячие разделение, особенности.
2. Ограничения, предъявляемые к конструкции ступеней при горячем разделении.
3. Конструкция баков нижней ступени при горячем разделении.
4. Холодное разделение ступеней.
5. Циклограмма работы двигателя при холодном разделении.
6. Циклограмма работы двигателя при горячем разделении.
9. Особенности разделения двигателей с РДТТ.

Глубокий вакуум и его влияние на конструкцию КА. Космическая радиация и её источники.

Вопросы для изучения:

1. Тепловые потоки, воздействующие на КА в открытом космосе.
2. Теплозащита КА при входе в плотные строи атмосферы.
3. Активные и пассивные системы терморегулирования.

Примерные задания:

1. Опишите основные виды активной теплозащиты.
2. Опишите основные виды пассивной теплозащиты.
3. Теплозащита, применяемая для обеспечения спуска КА сквозь плотные слои атмосферы.
4. Углы входа в атмосферу при спуске КА.
5. Особенности теплозащиты КА работающих в открытом космосе.
6. Воздействия глубокого вакуума на конструкцию КА.
7. Разрушаемая теплозащита.

Системы энергопитания КА и РБ. Система обеспечения тепловых режимов.

Вопросы для изучения:

1. Система ориентации КА в пространстве.
2. Система обеспечения жизнедеятельности.

3. Бортовой радиокomплекс.

Примерные задания:

1. Дайте определение СОЖ.
2. Основные элементы СОЖ человека.
3. Структура бортового радиокomплекса.
4. Функции выполняемые БРК.
5. Состав КИС бортового радиокomплекса.
6. Основные элементы системы ориентации.
7. Способы ориентации КА.
8. Способы стабилизации КА в пространстве для обеспечения выполнения целевой задачи.
9. Устройство звездного датчика.
10. Устройство местного горизонта.

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ДЛЯ САМОСТОЯТЕЛЬНОЙ РАБОТЫ

Для успешного усвоения материала студент должен кроме аудиторной работы заниматься самостоятельно. Самостоятельная работа является активной учебной деятельностью, направленной на качественное решение задач самообучения, самовоспитания и саморазвития. Самостоятельная работа студентов выполняется без непосредственного участия преподавателя, но по его заданию и в специально отведённое для этого время. Условием эффективности самостоятельной работы студентов является ее систематическое выполнение.

В структуре содержания самостоятельной работы по основам устройства ЛА можно выделить два основных блока: теоретические основы ракетной техники, включающие основные понятия, теории и законы движения, и основы устройства и компоновки ЛА. Самостоятельная работа студентов включает самостоятельную проработку теоретического материала, работу с литературой, подготовку к лекциям и практическим занятиям, составление конспектов, самостоятельное исследование теоретического материала, не выносимого на лекции или практические занятия, выполнение домашних заданий, контрольных и проверочных работ, решение задач, проведение расчетов, подготовку к экзамену.

Все формы СРС, а также методы контроля способствуют многократному повторению материала, что, в свою очередь, позволяет студенту лучше запомнить термины и определения, понять изучаемый материал, разобраться в алгоритме решения задач и выполнения лабораторных работ. Таким образом, СРС как одна из активных форм обучения студентов способствует формированию у них знаний, умений и навыков, направленных на самостоятельное, творческое решение задач, возникающих в практической деятельности.

Изучение каждой темы по основам устройства ЛА надо начинать с уяснения основных теоретических представлений. Безусловно, важным является отсутствие пробелов в школьных знаниях, поэтому подразумевается, что студенты знают основные физические и математические формулы и законы.

Изучение дисциплины представляет определенные трудности из-за большого объема фактического материала, значительного количества понятий, своеобразия номенклатуры и тесной связи одного раздела с другим. Поэтому, усвоение курса требует систематической и последовательной работы. Важно соблюдать последовательность перехода к изучению каждого следующего раздела лишь после того, как усвоен материал предыдущего.

Для успешного освоения курса студенты обязаны самостоятельно выполнить ряд работ:

- изучить предлагаемые преподавателем темы теоретического материала и представить их в виде сжатого конспекта, пройти собеседование;
- выполнить в указанные сроки варианты домашних индивидуальных заданий по предложенным темам;
- подготовиться к выполнению тестирования или контрольной работы на аудиторных и внеаудиторных занятиях по изученным темам.

После изучения темы теоретического материала и выполнения лабораторной работы

студентам предлагается выполнить либо письменную проверочную или контрольную работу, либо тест. Контрольная или проверочная работа, тест выполняются на отдельных листах. Для успешной подготовки к текущему контролю студентам предлагаются вопросы для изучения и задания.