

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

ОСНОВЫ ТЕОРИИ ПОЛЕТА
сборник учебно-методических материалов

Направление подготовки 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов

Благовещенск 2017

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

Составители: Агишев В.С., Сердакова В.В.,
Основы теории полета : сборник учебно- методических материалов для специальности 24.05.01. –
Благовещенск: Амурский гос. ун-т, 2017. – 26 с.

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

© Амурский государственный университет, 2017

© Агишев В.С., Сердакова В.В., составление, 2017

СОДЕРЖАНИЕ

1. Введение	3
2. Краткое содержание теоретического материала	3
3. Методические рекомендации к лабораторным занятиям	19
4. Методические рекомендации к самостоятельной работе	24

ВВЕДЕНИЕ

Цель дисциплины - изучения теории движения и динамики полета, формирование представлений о возмущенном и невозмущенном движении космических аппаратов, традиционных и современных методах управления.

Задачи дисциплины:

1. подготовить студента к решению конкретных инженерных задач, возникающих при создании космических аппаратов.
2. дать представление о комплексном проектном подходе к разработке космических аппаратов.

Дисциплина относится к профессиональному циклу. Для освоения дисциплины необходимо изучить следующие предметы: высшую математику, общую физику, основы теории полета космических аппаратов.

После освоения курса студенты должны:

знать:

- математические модели и системы координат, используемые для описания движения КА;
- уравнения, траектории и параметры невозмущенного и возмущенного движения;
- теоретические основы расчета программных траекторий выведения на орбиту, маневрирования и сближения КА, спуска в атмосфере и посадки КА на Землю и планеты;
- методику расчета межпланетных траекторий КА в том числе траекторий сближения с Луной;
- математические модели движения КА относительно центра масс, задачи и методы управления ориентацией КА;
- исполнительные органы системы ориентации КА и их характеристики;
- основные режимы движения и управления КА с электромеханическими исполнительными органами, явление их насыщения.

уметь:

- выбирать систему координат, позволяющую наилучшим образом описывать движение КА, переходить от одной системы координат к другой;
- определять элементы орбиты и трассы ИСЗ по заданным начальным условиям движения;
- рассчитывать приближенно-оптимальные программы выведения КА на орбиту, маневрирования на орбите и спуска на поверхность планеты;
- оценивать влияние на движение возмущающих факторов;
- моделировать управляемое движение в системах Земля-Солнце, Земля-Луна;
- моделировать управляемое движение КА относительно центра масс, оценивать влияние характеристик исполняющих органов на это движение.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ ТЕОРЕТИЧЕСКОГО МАТЕРИАЛА

Введение в предмет. Связь предмета с другими областями науки и техни-ки.

План:

- 1 Цель, предмет, задачи и структура предмета. Его связь с другими курсами.
- 2 Современное состояние развития космонавтики.

Цель: ознакомить студентов с историей и нынешним положением дел в космической технике, предоставить основные понятия и положения о космическом аппарате.

Задачи:

Дать определение основных элементов КА.

Ознакомить с историей развития космической техники.

Ознакомить с перспективными разработками в ракетно-космической технике.

Ключевые вопросы:

Космические аппараты в своем движении по орбитам подчиняются тем же законам движения, что и планеты, и другие небесные тела. История естествознания и математики тесно связана с историей решения вопроса о законах движения небесных тел. Решение этого вопроса потребовало значительных усилий многих замечательных исследователей – Николая Коперника, Тихо Браге,

Иоганна Кеплера, Галилео Галилея, Исаака Ньютона и многих других. В результате именно этих исследований сформировалась классическая теоретическая механика и такие основополагающие математические методы, как дифференциальное и интегральное исчисления.

Оказывается, что во многих случаях движение небесных тел может быть с достаточно высокой степенью точности описано простыми закономерностями. В честь первооткрывателя этих закономерностей, такое движение называется *кеплеровским*.

Современное состояние развития космонавтики:

Объективный ход мирового развития привел к тому, что космическое пространство стало, с одной стороны, сферой столкновения национальных интересов различных государств, а с другой - ареной расширяющегося международного сотрудничества. Фактически сегодня мир вступает в новую фазу геополитического противоборства - в фазу борьбы за достижение стратегического превосходства в космическом пространстве, проявляющегося в экономической, социально-политической и военной областях. На пороге XXI в. космическая деятельность все более уверенно выходит на позиции самостоятельной и наиболее перспективной области скрытого и явного соперничества между развитыми странами с характерными только для нее принципами, формами, способами и чертами.

Естественно, что все большее число государств, приходя к пониманию своих геополитических интересов в космосе, в последние годы резко активизирует космическую деятельность. В настоящее время в ней участвуют более 120 стран, не менее 20 из которых располагают значительным потенциалом для самостоятельной разработки и производства космической техники, запуска спутников собственными или арендуемыми носителями, активного исследования и использования космического пространства. Космическая деятельность традиционно занимала ключевые позиции в геополитике и нашей страны, обеспечивая укрепление обороны и безопасности, развитие экономики, науки, международного сотрудничества. Она долгие годы являлась мощным катализатором научно-технического прогресса, в решающей степени обеспечивая сохранение статуса нашего государства как высокоразвитой державы с огромным научным, техническим и производственным потенциалом.

Естественно, что проблемы развития космонавтики как глобальной сферы приложения интересов человечества не остались в стороне от правового регулирования на национальном, региональном и международном уровнях. При ведущей роли Организации Объединенных Наций процесс космического правотворчества развивался достаточно динамично, хотя зачастую и противоречиво. И до тех пор, пока освоение космоса являлось в известной степени "экзотической сферой" интересов человечества, его правовое регулирование удовлетворяло потребностям и отдельных стран, и международных организаций, и мирового сообщества в целом. Однако успехи прикладной космонавтики в экономическом, военном, технологическом, коммуникационном и даже экологическом аспектах, особенно ярко проявившиеся в последние 20 лет, актуализировали международное космическое право, переводя его в категорию реальных инструментов военно-технической и социально-экономической политики. Процесс правотворчества замедлился, постепенно уступая место "цивилизованному" экспансионизму нескольких ключевых субъектов современной системы международных отношений.

Между тем уже сегодня осозанный или неосозанный отказ от решения задач международно-правового регулирования космической деятельности с учетом форсированного освоения космоса, объективной тенденции проникновения космических технологий практически во все сферы человеческой деятельности, не говоря уже о военно-стратегической, может привести к тому, что целый ряд государств будет навсегда отлучен от широчайших возможностей космонавтики, оставшись тем самым на "задворках" мирового развития. Чтобы этого не произошло, необходимы скоординированные усилия всех стран мира по совершенствованию космического правотворчества (по целому ряду направлений) на пути формирования справедливого и адекватного режима доступа в новом тысячелетии к богатейшим и поистине неисчерпаемым ресурсам "шестого океана".

Классификация космических аппаратов.

План:

- 1 Классификация КА по траекториям.
- 2 Классификация КА по назначению.
- 3 Классификация КА по обитаемости.
- 4 Классификация КА по массе.
- 5 Классификация КА по конструктивным признакам.

Цель: осветить основные разновидности КА по различной классификации и признакам, также рассмотреть главные особенности и отличия по признаку обитаемости.

Задачи:

- Рассмотреть основные виды орбит КА в зависимости от назначения
- Определить главные особенности и отличия компоновки КА по признаку обитаемости
- Более детально рассмотреть устройство КА под различные задачи

Ключевые вопросы:

Космический аппарат, одной из основных задач которого является транспортировка людей или оборудования в верхней части земной атмосферы — так называемом, ближнем космосе, называют космическим кораблём (КК) или космическим летательным аппаратом (КЛА)^{[1][2]}.

Области использования космических аппаратов обуславливают их разделение по следующим группам:

- суборбитальные;
- околоземные орбитальные, движущиеся по геоцентрическим орбитам искусственных спутников Земли;
- межпланетные (экспедиционные);
- напланетные.

Принято различать автоматические спутники (ИСЗ) Земли и пилотируемые космические аппараты. К пилотируемым космическим аппаратам, в частности относят все виды пилотируемых космических кораблей (КК) и орбитальных космических станций (ОС). (Несмотря на то, что современные орбитальные станции совершают свой полёт в области ближнего космоса, и формально могут называться «Космическими летательными аппаратами», в сложившейся традиции, их называют «Космическими аппаратами».)

Название «Космический летательный аппарат» иногда также используется для обозначения активных (то есть маневрирующих) ИСЗ, с целью подчёркивания их отличий от пассивных спутников. В большинстве же случаев значения терминов «Космический летательный аппарат» и «Космический аппарат» синонимичны и взаимозаменяемы.

В активно исследуемых в последнее время проектах создания орбитально-гиперзвуковых летательных аппаратов как частей авиационно-космических систем (АКС) часто используют ещё названия *воздушно-космический аппарат* (ВКА), обозначая *космоланы* и *космолёты* АКС, предназначенные для выполнения управляемого полёта, как в безвоздушном космическом пространстве, так и в плотной атмосфере Земли.

В то время как стран, имеющих ИСЗ — несколько десятков, наиболее сложные технологии автоматических возвращаемых и межпланетных КА освоили всего несколько стран — СССР/Россия, США, Китай, Япония, Индия, Европа/ESA. Пилотируемые КК имеют только первые три из них (кроме того, Япония и Европа имеют КА, посещаемые людьми на орбите, в виде модулей и грузовиков МКС). Также только первые три из них имеют технологии перехвата ИСЗ на орбите (хотя Япония и Европа близки к ней ввиду проведения стыковок).

В 2005 году состоялось 55 запусков космических аппаратов (самих аппаратов было больше, так как за один запуск может выводиться несколько аппаратов). На долю России пришлось 26 запусков. Число коммерческих запусков составило 18.

По *режиму работы* различают следующие типы космических аппаратов^[3]:

- искусственные спутники Земли — общее название всех аппаратов, находящихся на геоцентрической орбите, то есть вращающихся вокруг Земли

- автоматические межпланетные станции (космические зонды) — аппараты, осуществляющие перелёт между Землёй и другими космическими телами Солнечной системы; при этом они могут как выходить на орбиту вокруг изучаемого тела, так и исследовать их с пролётных траекторий, некоторые аппараты после этого направляются за пределы Солнечной системы
- космические корабли, автоматические или пилотируемые, — используются для доставки грузов и человека на орбиту Земли; существуют планы полётов на орбиты других планет
- орбитальные станции — аппараты, предназначенные для длительного пребывания и работы людей на орбите Земли
- спускаемые аппараты — используются для спуска полезной нагрузки с орбиты искусственного спутника или с межпланетной траектории и мягкой посадки на поверхность Земли либо другого небесного тела. Полезной нагрузкой являются люди, стационарные исследовательские станции, планетоходы и т.д.
- планетоходы — автоматические лабораторные комплексы или транспортные средства, для перемещения по поверхности планеты и другого небесного тела

По наличию функции возвращения:

1. Возвращаемые — предусматривают возвращения людей и материалов на Землю, осуществляя мягкую либо жёсткую посадку
2. Невозвращаемые — при выработке ресурса обычно сходят с орбиты и сгорают в атмосфере, либо переводятся на орбиту захоронения.

По выполняемым функциям выделяют следующие классы^[4]:

- метеорологические
- навигационные
- спутники связи, телевидения, телекоммуникационные спутники
- научно-исследовательские
- геофизические
- геодезические
- астрономические
- дистанционного зондирования Земли
- разведывательные и военные спутники
- другие

Многие космические аппараты выполняют сразу несколько функций.

Также по массовым характеристикам:

- фемто- — до 100 г
- пико- — до 1 кг
- нано- — 1-10 кг
- микро- — 10-100 кг
- мини- — 100—500 кг
- малые — 500—1000 кг
- большие — более 1000 кг

Состав космического аппарата и основные служебные системы

План:

1. Состав космического аппарата: научная и служебная аппаратура.
2. Система энергопитания.
3. Система управления.
4. Система ориентации и стабилизации.
5. Система управления движением центра масс.
6. Система терморегулирования.
7. Система сбора научной информации.

Цель: ознакомиться с основными системами КА и их устройством, также рассмотреть основные принципы их работы.

Задачи:

Классифицировать системы КА.

Ознакомиться с устройством и принципами работы главных подсистем КА

Выделить требования, предъявляемые к подсистемам

Ключевые вопросы:

Системы электропитания КА в зависимости от назначения подразделяются по мощности на:

Легкий ИСЗ (эл. мощность $\sim 10\text{Вт}$, сбор информации и передача на землю)

Автоматическая межпланетная станция ($0,5 - 1,5\text{кВт}$, исследования дальних планет, связь на больших расстояниях)

Обитаемый полет ($\sim 2,5\text{кВт/чел}$, для обеспечения системы обеспечения жизнеобеспечения)

Долговременная орбитальная станция ($\sim 30\text{кВт}$, проведение технологических операций)

Проектирование СЭП КА начинается с составления диаграммы электропитания. Расчет производится по пиковой нагрузке, которая возникает в процессе сеансов связи КА с наземными станциями или в процессе работы научной аппаратуры (в зависимости назначения КА). Оптимально СЭП состоит из источника энергии и буферных батарей.

Система ориентации и стабилизации необходима для:

Ориентации солнечных батарей (СБ) на солнце

Ориентации остронаправленной антенны на землю (точность до угловой минуты)

Ориентации оптических приборов (до $\frac{1}{4}$ угловой секунды)

Для ориентации используются оптические системы с поиском основных направлений, в эту систему входят следующие датчики:

Датчики солнца

Линия горизонта

Линия терминатора (разделения освещенной и неосвещенной части планеты)

Астродатчики (основные требования: звезда ориентир должны быть четко определяемой, без возможности ошибочной ориентации, 3 направления должны образовывать декартову систему координат)

Для стабилизации аппарата используются следующие пассивные системы (для поддержания ориентации не требуется постоянный расход энергии):

Стабилизация вращением (необходима вытянутая форма аппарата относительно оси стабилизации)

Система с противовращением

Гравитационная

Геомагнитная стабилизация

Аэродинамическая стабилизация (применимо при высотах до 450км, в основном применяется на спускаемых аппаратах)

Ориентация солнечным давлением

В активных (происходит расход энергии электрической или расход топлива на поддержание заданных параметров ориентации) СОиС в основном применяются следующие системы:

Маховики

Реактивная система стабилизации

Система обеспечения тепловых режимов – необходима для поддержания заданных параметров температуры для комфортной работы целевой аппаратуры.

Стандартная температура для отсеков:

Жилой отсек: $15-25^{\circ}\text{C}$

Приборный отсек: $0-40^{\circ}\text{C}$

Конструкция: до 200°C

СОТР бывает 2 типов:

Активные – происходит расход энергии или рабочего тела

Пассивные – ни каких дополнительных расходов нет

Если электрическая мощность КА $< 0,5\text{кВт}$, тогда целесообразно применять пассивную сис-

тему, в противном случае система должна быть активной. Принцип работы пассивной системы: оградить аппарат от внешних тепловых потоков и сохранить собственную температуру аппарата. Как правило, в качестве пассивной теплозащиты применяется экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ). для активной системы основной задачей является сброс тепла, т.к. работа в основном происходит в безвоздушном пространстве, то возможность сброса тепла ограничивается только посредством лучистого теплообмена, или сбросом теплообменника (жидкости или газа) поглотившего определенное количество избыточного тепла, но это приводит к увеличению массы КА т.к. требуется запас рабочего тела.

Радиотелеметрическая система и бортовые антенны

План:

1. Радиотелеметрическая система и бортовые антенны

Цель: рассмотреть радиотелеметрическую подсистему, основные её элементы и принципы работы

Задачи:

Ознакомиться с разновидностями радиотелеметрического оборудования

Выделить критерии подбора оборудования под поставленные задачи

Разобрать устройство и принципы работы главных элементов радиотелеметрической подсистемы

Ключевые вопросы:

Радиотелеметрическая система необходима для передачи информации с КА на наземные станции, где происходит приемка и обработка информации.

В радиотелеметрической системе в основном используется 3 канала связи с землей:

Командная радиоперехватная линия – передает на борт КА команды с земли (информационный поток минимальный)

Телеметрическая информация – все основные элементы КА имеют датчики состояния. Производится замер основных параметров работоспособности КА, после чего вся эта информация передается на землю по телеметрическому каналу связи (средние потоки информации).

Научная информация – поток основной научной информации, такой как данные с научной аппаратуры, к примеру с телескопов передаются картинки заданного сектора космоса, или фотографии поверхности земли в зависимости от назначения КА. Потоки информации максимальные.

Типы антенно-фидерных устройств:

Штыревая (всенаправленная антенна) $k_{yc} = 1$ (не требует точной ориентации, но передача данных осуществляется только на коротких дистанциях)

Средненаправленная антенна $k_{yc} = 5 - 10$ (требует ориентации на объект приемки информации)

Параболическая антенна $k_{yc} = 30 - 40$ (требует точной ориентации)

На уровне орбиты марсе и т.д. можно передавать информацию только через остронаправленные антенны, если речь идет о луне, то можно использовать штыревые антенны.

Ориентация космического аппарата

План:

1. Главные задачи и основные режимы ориентации.

2. Пути решения некоторых задач ориентации.

3. Возмущающие моменты.

4. Солнечно-звездная ориентация.

Цель: ознакомиться с основными возмущающими факторами действующими на КА в процессе полета и устройством системы ориентации и стабилизации КА в пространстве.

Задачи:

Выделить главные возмущающие силы, воздействующие на КА в процессе полета

Рассмотреть принципы и способы стабилизации КА в пространстве

Ознакомиться с устройством системы и всех её составляющих

Ключевые вопросы:

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.

При переходе с одной орбиты на другую, переходе на траекторию спуска, когда работает основная двигательная установка, необходимо сохранять неизменным направление осей аппарата. Для решения этой задачи предназначена система стабилизации. При стабилизации величина возмущающих сил и моментов намного выше, для их компенсации требуются значительные затраты энергии. Длительности нахождения в этом режиме относительно мала. Системы стабилизации и ориентации ввиду близости выполняемых ими задач нередко частично объединяют, например для них используют одни и те же датчики. В таких случаях можно говорить о единой системе ориентации и стабилизации космического аппарата.

Непосредственно после приведения ориентации к заданной следует режим поддержания заданной ориентации. Характерным для космического полета является отсутствие демпфирующих сил. Поскольку в процессе поддержания заданной ориентации технически невозможно обеспечить нулевое значение угловой скорости КА, то даже незначительные остаточные угловые скорости в условиях отсутствия демпфирующих сил будут постоянно уводить КА от заданного углового положения. Для удержания требуемого углового положения необходимо периодически включать УРД для парирования отклонений КА. В результате поддержание заданной ориентации представляет собой процесс автоколебаний около требуемого углового положения.

Основными требованиями к характеристикам режимов приведения и поддержания заданной ориентации являются:

- Ограничение на максимальный угол отклонения КА от требуемого углового положения φ_{\max} . Данное требование обусловлено следующим обстоятельством. Оптические датчики, используемые в системах ориентации (например, астровизорные датчики, инфракрасный построитель местной вертикали и др.), имеют ограниченный угол обзора. В процессе приведения ориентации к заданной, вследствие действия инерционных сил, КА неизбежно будет проходить требуемое угловое положение на некоторый угол. При этом, чтобы оптический ориентир (звезда, Солнце, Земля и др.) не ушел из поля зрения датчика, ограничивается максимальный угол отклонения КА от требуемого углового положения после захвата ориентира оптическим датчиком. Реальные значения φ_{\max} составляют величины порядка нескольких десятков градусов.

- Требуемая точность ориентации КА φ_{τ} , представляющая собой максимальное отклонение КА от требуемого углового положения в процессе поддержания заданной ориентации. Требования к СОиС зависят, в основном, от решаемых космическим аппаратом задач и вида используемой целевой системы. Для большинства КА требуемая точность ориентации лежит в диапазоне 0,5 — 15 град.

- Требуемое время поддержания заданной ориентации.

При реализации режимов приведения ориентации к заданной и поддержания заданной ориентации используется информация, получаемая от датчиков углового положения КА и датчиков угловой скорости КА. Датчики имеют определенную зону нечувствительности. Обозначим зону нечувствительности датчика угла φ_0 , зону нечувствительности датчика угловой скорости — ω_0 .

Если угол отклонения КА от требуемого углового положения φ и угловая скорость КА ω будут находиться соответственно в диапазонах $-\varphi_0 < \varphi < \varphi_0$ и $-\omega_0 < \omega < \omega_0$, то система ориентации

будет получать от этих датчиков нулевые сигналы. Для реальных датчиков зоны нечувствительности имеют следующий порядок величин: $\varphi_0 = 10^{-2} \div 10^{-3}$ рад, $\omega_0 = 10^{-2} \div 10^{-4}$ рад/с.

В процессе решения поставленной задачи КА должен передавать данные обратно на Землю, по этой причине, при передаче данных, требуется ориентация на Землю КА и АФУ.

У наиболее точных современных солнечных датчиков погрешность определения направления на центр Солнца составляет несколько угловых минут, а размеры поля зрения достигают 60 x 180°. Если снизить погрешность солнечного датчика ориентации до нескольких угловых секунд, то его можно будет использовать вместо или вместе с ЗД (например, при ослеплении последних Солнцем). Помимо этого комбинация высокоточных звездных и солнечных датчиков ориентации может быть использована в автономных системах

навигации. Проблема определения направления на центр Солнца с высокой точностью заключается в том, что угловой размер солнечного диска составляет 30', т. е. очень малую величину по сравнению с полусферой 180°. На матрице размером 1024 x 1024, которая охватывает половину небесной сферы, Солнце будет занимать 3 x 3 пикселя, от-куда вытекает низкая точность определения его центра.

Можно легко повысить точность солнечного датчика, уменьшив ширину его поля зрения. Однако при этом возникает проблема: Солнце большую часть времени не будет в это поле зрения попадать. Можно сделать оптическую головку прибора подвижной, отслеживающей положение Солнца, но это снизит надежность датчика. Можно использовать одновременно несколько датчиков, поля зрения которых соседствуют, но это существенно увеличит стоимость всей конструкции

Управление бортовыми системами космического аппарата

План:

1. Понятие о логике работы и логике взаимодействия бортовых систем.
2. Использование микропроцессорной техники.

Цель: рассмотреть принципы взаимодействия между системами и подсистемами КА для решения поставленной задачи и логику взаимодействия систем.

Задачи:

Рассмотреть способы взаимодействия бортовых систем между собой.

Определить основные законы взаимодействия внутри системы КА.

Рассмотреть оборудование, на основе микропроцессоров применяемое в КА.

Ключевые вопросы:

Автоматический космический аппарат содержит комплекс бортовых систем, приборов и агрегатов, предназначенных для выполнения задач полета. Деление всей аппаратуры космического аппарата на системы достаточно условно. Чаще всего под системой понимают группу приборов и устройств, предназначенных для решения определенного круга задач, например систему управления ориентацией. В отдельных случаях системой считают приборы, поставляемые одной организацией, хотя эти приборы могут участвовать в решении различных задач.

При полной централизации управления понятие системы может потерять всякий смысл. В этом случае вся бортовая аппаратура может состоять из вычислительной машины, коммутационного силового блока, химических источников тока, генератора электроэнергии, приемных и передающих устройств и группы датчиков.

С точки зрения управления каждая из бортовых систем характеризуется различными режимами работы и состоянием резерва. Поясним это примерами. Для системы управления ориентацией могут иметь место следующие режимы: поиск Солнца, поиск звезды, установившийся режим солнечно-звездной ориентации, режим закрутки и т. д. Для системы электропитания: режим заряда химической батареи, режим разряда батареи и режим питания от наземных источников на стартовой позиции. Одним из режимов работы системы может быть проверка её работоспособности или диагностика, если такая операция предусмотрена программой.

Относительно состояния резерва заметим, что в свете мах могут иметься дублирующие приборы, части прибора или отдельные элементы в приборах. Очевидно, что степень использования дублирующих приборов или их элементов в текущий момент времени является важной характери-

стикой данной системы, так как от нее зависит решение, которое необходимо принять наземной оперативной группе или бортовой системе управления. Кроме того, работа системы может зависеть от внешних факторов или от состояния аппарата в целом. Сюда можно отнести положение аппарата на орбите или траектории, положение внешних ориентиров относительно корпуса, схему соединения отсеков, если в полете меняется их взаимное положение. и т. д. Например, если спутник Земли снабжен активной системой ориентации на Солнце, содержащей два дублирующих друг друга датчика Солнца, то эта система должна получить извне или выработать сама сигнал определенного вида при попадании спутника в тень Земли. Если этого не предусмотреть, то попадание в тень будет воспринято системой как выход из строя одного из датчиков или как воздействие возмущения. Указанная ситуация может вызывать включение поиска Солнца с использованием резервного датчика, что в свою очередь может привести к ненужным расходам рабочего тела или электроэнергии. Для некоторых систем роль внешнего фактора может играть время, если от него зависит работа системы.

Изменение режимов работы системы и переход на дублирующие приборы или элементы приборов осуществляются по специальным командам, которые могут поступать на систему от других систем аппарата, от приборов той же системы и по командам с Земли или с других космических аппаратов, Команды могут подаваться в виде постоянных напряжений на некоторых контактах внешних соединений или в виде импульсов напряжений, или в виде замыкания или размыкания цепей приборов данной системы, или, наконец, в виде закодированных сообщений.

Аналогично данная система может выдавать команды и сообщения на другие системы. Команды, которыми обмениваются системы, иногда называют командами взаимного управления, чтобы отличить их от команд, передаваемых с Земли по командной радиолинии.

Режимы работы отдельных систем некоторых космических аппаратов могут следовать друг за другом в определенной последовательности или вообще может существовать только один режим их работы. Переключение с одного режима на другой в этом случае может осуществляться от бортового временного устройства, работающего по так называемой жесткой программе, либо по командной радиолинии, либо по изменению некоторых физических параметров в самой системе. Жесткие программы могут формироваться еще на Земле и определяться схемами соответствующих бортовых устройств, а могут корректироваться или изменяться целиком в полете по командной радиолинии,

На более сложных аппаратах отдельные режимы работы и отдельные системы могут включаться не обязательно в строгой последовательности. Включение того или иного режима какой-либо системы может осуществляться в зависимости от этапа полета, состояния этой и других систем, различных аварийных ситуаций, результатов, полученных с помощью научной аппаратуры, и, наконец, в зависимости от фактической траектории космического аппарата.

В этом случае включение и выключение отдельных режимов и систем, а также переход на дублирующие комплекты может происходить по командной радиолинии, по командам взаимного управления и по командам, формируемым в самих системах.

Естественно, что включение некоторых режимов может происходить не при всяких условиях. Могут существовать запреты на включение отдельных режимов и разрешения на включение других при некоторых ситуациях в данной системе, в других системах или во вне аппарата. При этом иногда запреты могут иметь категорический характер, т.е. при отдельных ситуациях их включение может приводить к авариям. В других случаях некоторые режимы могут не рекомендоваться, так как их включение приведет к дополнительным затратам рабочего тела или электроэнергии, снижению надежности и т.д. В последнем случае эти режимы должны включаться в крайнем случае, когда нет другого выхода.

Указанная условность включения тех или иных режимов и отдельных систем или правила их включения, реализуемые электрическими схемами систем, программами и командами взаимного управления, может быть названа *логикой работы систем* и *логикой взаимодействия бортовых систем и приборов*. Под логикой работы и взаимодействия будем понимать те возможности управления, которые заложены в системах — в их электрических схемах и программах. В понятие логики работы целесообразно включить и временные последовательности включения и выключения от-

дельных режимов, приборов и устройств, если эти последовательности реализуются бортовыми устройствами. Иногда это подчеркивается тем, что вместо термина «логика работы» используют более развернутый термин «программа и логика работы» системы или комплекса бортовой аппаратуры. Ближе к понятию логики работы и взаимодействия бортовых систем лежит понятие алгоритмов управления. Однако если логика работы реализуется схемами и программами работы отдельных систем и системой управления аппарата в целом и в этом смысле является неизменной для данного аппарата, то алгоритмы управления - понятие более широкое, так как оно включает в себя не только логику и программы работы систем, но и правила пользования этими средствами в тех или иных ситуациях. Отсюда следует, что для тех участков полета, на которых аппарат работает полностью в автоматическом режиме, без вмешательства с Земли, понятия логики работы и алгоритмов управления совпадают.

Логика работы и взаимодействия бортовых систем, а также алгоритмы управления определяются задачами данного космического аппарата, его траекторией, составом, характеристиками и режимами работы бортовых систем. Логика работы существенно зависит и от сочетания бортовых и наземных средств управления.

Логика работы и алгоритмы управления разрабатываются параллельно с разработкой внутренней и внешней компоновок и согласованием технических заданий на отдельные системы, приборы и механизмы вновь создаваемого космического аппарата. Весьма существенно, чтобы одновременно с разработкой логики и алгоритмов управления оценивалась их техническая реализуемость и надежность бортовых средств, необходимых для их осуществления.

Логика работы может описываться словами и диаграммами, условными электрическими схемами, на языке алгебры логики или на некоторых машинных языках. Естественно, что последний способ является обязательным, если для анализа логики работы бортовых систем предполагается использовать ЭВМ.

Взаимодействие космических аппаратов

План:

1. Сочетание бортовых и наземных средств управления.
2. Взаимодействие космических аппаратов

Цель: ознакомиться с процессом взаимодействия бортовой и наземной аппаратуры в процессе выполнения поставленной задачи.

Задачи:

Ознакомиться с принципа связи КА с наземными средствами управления.

Выделить основные данные, по которым происходит оценка работоспособности КА.

Определить способы связи КА с наземной инфраструктурой управления.

Ключевые вопросы:

Взаимодействие отдельных космических аппаратов между собой возможно тогда, когда имеется группа или комплекс аппаратов, решающих одну задачу. Для таких групп характерно, что они управляются по единому плану и программы их работы согласованы друг с другом при разработке, при подготовке к пуску или в полете.

В ряде случаев отдельные космические аппараты, входящие в комплекс, обмениваются между собой командами управления и информацией. Этот обмен может быть обязательным для выполнения задач полета, но может быть и средством повышения надежности, т. е. использоваться только при некоторых аварийных ситуациях.

Космические аппараты, входящие в комплекс, могут существовать как отдельные единицы на всех этапах полета, начиная со старта ракеты носителя, или могут функционировать отдельно только на некоторых этапах полета, а на других являться как бы одним аппаратом.

Перечислим некоторые из вариантов космических комплексов.

I. Группа метеорологических спутников, расположенных на геостационарной орбите таким образом, чтобы могли наблюдаться все районы земного шара кроме полярных. Если каждый из таких спутников передает информацию на свой пункт приема, то связи между спутниками могут

быть минимальными или вообще отсутствовать. Если же пункты приема информации расположены так, что некоторые спутники находятся вне зон видимости приемных пунктов, то необходима межспутниковая связь, что существенно усложняет бортовую аппаратуру. В данном варианте минимальное количество спутников равно трем, так как с борта каждого спутника наблюдается область Земного шара, несколько меньшая его половины.

II. Группа спутников, одновременно осуществляющих измерения некоторых физических параметров в различных точках магнитосферы Земли. В этом варианте связи между спутниками могут отсутствовать, особенно если в составе их аппаратуры имеются устройства, запоминающие информацию вне зон видимости приемных пунктов. Управление всеми спутниками осуществляется по единой общей программе, поскольку необходимость включения той или иной научной аппаратуры на одном спутника зависит от результатов измерений, полученных на других спутниках.

III. Космический аппарат на орбите спутника планеты или на пролетной траектории (соответственно орбитальный или пролетный аппарат) и посадочный аппарат, работающий на поверхности планеты или на участке спуска на планету. Здесь под пролетной понимается траектория, проходящая вне атмосферы планеты. На аппарат, движущийся по такой траектории, планета оказывает только гравитационное влияние. В зависимости от функций, выполняемых аппаратами, их взаимодействия и схем полета возможны различные подварианты этого комплекса. Укажем на некоторые из них.

1. Аппарат, предназначенный для функционирования на орбите или пролетной траектории, и посадочный аппарат на трассе полета Земля — планета представляют одно целое. Разделение происходит только около планеты, после чего посадочный аппарат переходит на траекторию спуска, а оставшаяся часть либо продолжает двигаться по прежней траектории, являющейся пролетной, либо совершает маневр и переходит на орбиту искусственного спутника планеты. Во втором случае траектория движения исходного аппарата иногда может быть выбрана такой, чтобы с неё можно было совершить спуск на планету, что уменьшит необходимые затраты рабочего тела на переход спускаемого аппарата на траекторию спуска.

Взаимодействие аппаратов может осуществляться в работе по единой программе при изучении планеты различными методами, в использовании орбитального или пролетного аппарата для ретрансляции информации с посадочного аппарата либо в передаче команд управления на посадочный аппарат через орбитальный или пролетный.

Ретрансляция может оказаться целесообразной для увеличения скорости передачи информации, запоминания информации на орбитальном аппарате в случае, когда такое запоминание трудно осуществить на посадочном аппарате, или в случае, когда на данном временном интервале радиосвязь земли с посадочным аппаратом невозможна, а с орбитальным или пролетным — возможна.

2. При использовании орбитального или пролетного аппарата для ретрансляции может оказаться полезным включение передающей аппаратуры посадочного аппарата осуществлять по командам с орбитального или пролетного аппарата,

3. Разделение орбитального и посадочного аппаратов происходит после выхода на орбиту искусственного спутника планеты и определения района планеты, благоприятного для посадки. Взаимодействие аппаратов после разделения может осуществляться так же, как и в первом подварианте.

4. Выведение на межпланетную траекторию орбитального и посадочного аппаратов осуществляется различными ракетами (даухпусковая схема). На трассе полета Земля - планета, на поверхности планеты и на орбите спутника оба аппарата существуют отдельно. После пребывания на поверхности планеты отсек посадочного аппарата стартует с планеты и после выхода на орбиту спутника стыкуется с орбитальным аппаратом. Возможен случай, когда после этого орбитальный аппарат совершает маневр перехода с орбиты спутника на трассу планета — Земля. В данном подварианте основное взаимодействие аппаратов диктуется обеспечением процесса стыковки. В частности, для обеспечения выхода стартующего с планеты отсека в малую окрестность около орбитального аппарата может оказаться целесообразным команду на старт подавать не с Земли или от временного устройства, а с орбитального аппарата.

Обеспечение условий работы приборов и систем космического аппарата

План:

1. Обеспечение заданных температур и принципы терморегулирования.
2. Газовая среда в герметичных отсеках.
3. Обеспечение работы системы управления ориентацией.

Цель: ознакомиться с устройством системы терморегулирования КА и основными принципами её работы, также рассмотреть оборудование, применяемое для ориентации КА в космическом пространстве.

Задачи:

Выделить возможные способы терморегулирования КА.

Разобрать устройство основных элементов системы терморегулирования и принципы работы.

Классифицировать системы терморегулирования на основании принципов их работы.

Ключевые вопросы:

$$\sum_{k=1}^N c_k m_k \frac{dT_k}{dt} = q_R$$

Это уравнение позволяет качественно проанализировать влияние основных факторов на тепловой режим космического аппарата. Для численных расчетов это уравнение можно использовать только в отдельных частных случаях, например для тепловых расчетов достаточно изолированных от остального аппарата приборов и агрегатов или для элементов, тепловой режим и контакты с окружением которых можно характеризовать одной температурой.

Для полного анализа температур элементов и приборов, ограниченных поверхностью F , необходимо знать не только температуры всех приборов и агрегатов аппарата, окружающих эту поверхность по и распределение температур по поверхности $T(F)$ и связь между температурами элементов T_k .

Связь между температурами элементов внутри рассматриваемого объема и зависимость этих температур от температур $T(F)$ на его границе определяются из решения так называемой внутренней задачи. Внутренняя задача сводится к исследованию некоторой системы уравнений, определяющей распределение температур внутри указанного объема. Эта система может в простых случаях превратиться в систему алгебраических уравнений, а в более сложных может содержать уравнения в частных производных, когда для решения внутренней задачи необходимо исследовать распределение температур по элементам конструкции.

В наиболее простом случае, когда работоспособность прибора или агрегата и его тепловой контакт с окружающей средой и приборами можно характеризовать средней температурой, внутренняя задача имеет элементарное решение $T_k = T(F) = T_{cp}$.

Для полного анализа температурного режима всего КА необходимо записать уравнение аналогичное уравнению $\sum_{k=1}^N c_k m_k \frac{dT_k}{dt} = q_R$, для аппарата в целом и систему уравнений, определяющих температурные связи между всеми характерными элементами аппарата. Такая система уравнений получается чрезвычайно громоздкой даже для простейших КА и потому обычно используют те или иные приближенные методы анализа.

В качестве первого приближения часто рассматривают установившиеся режимы, т.е., полагая в уравнении $\sum_{k=1}^N c_k m_k \frac{dT_k}{dt} = q_R$, записывают его для аппарата в целом и для отдельных характерных приборов, групп приборов и элементов. Решая полученную систему уравнений, находят соответствующие средние температуры для различных режимов работы аппарата.

Основные требования к конструкции космического аппарата

План:

1. Определения и основные требования к компоновке конструкции КА.
2. Особенности разработки негерметичных отсеков.
3. Внешняя компоновка космического аппарата.
4. Определение сил и моментов от светового давления.

Цель: рассмотреть основные виды компоновки КА в зависимости от поставленной целевой задачи.

Задачи:

Рассмотреть силы и моменты сил, действующие на КА в процессе полета.

Разобрать силовые элементы применяемые в конструкции КА.

Установить зависимость между внешними силами и внешней компоновкой КА.

Ключевые вопросы:

Для реализации целевых задач КА снабжен комплексом бортового оборудования, состоящего из узлов и агрегатов, которые выполняют определенные функциональные задачи. Бортовое оборудование подразделяется на целевое, выполняющее заданную целевую задачу, и обеспечивающее (служебное), необходимое для выполнения целевой задачи.

Условно компоновку можно разделить:

- на геометрическую;
- инерционно-массовую;
- функциональную;
- конструктивно-силовую;
- аэродинамическую.

Главные критерии качества компоновки КА:

- обеспечение максимальной эффективности целевого оборудования;
- минимальная масса элементов конструкции и бортового оборудования;
- минимальный расход энергии рабочего тела и электроэнергии;
- требуемая надежность элементов конструкции и систем бортового оборудования;
- унификация элементов конструкции КА и бортового оборудования;
- трудозатраты и стоимость изготовления КА;
- эксплуатационные затраты, как сумма работ по монтажу, демонтажу, наладке приборов с учетом графиков их обслуживания и замены, а также с учетом показателей надежности элементов (например, наработки на отказ).

В большинстве случаев масса конструкции герметичного отсека больше чем масса негерметичного. К этому нужно добавить, что при длительном времени активного существования, характерного для современных КА, приходится считаться с метеоритной опасностью, в случае столкновения достаточно крупного метеорита и герметичного отсека может произойти его разгерметизация, что повлечет за собой падение давления в отсеке. Конструкция негерметичного отсека, как правило, проще и технологичнее герметичного, в связи с чем время на изготовление и испытание КА с негерметичными отсеками затрачивается меньше, чем на аппарат с герметичными отсеками. Также следует отметить, что если в герметичном отсеке находятся приборы системы управления ориентацией аппарата, требующие взаимного углового согласования, то исчезает один из источников ошибок этого согласования, связанный с деформацией корпуса при изменениях давления в отсеке.

С другой стороны разработка негерметичных отсеков имеет свои особенности. Для большей наглядности при анализе указанных особенностей разработки негерметичных отсеков предположим, что некоторый отсек космического аппарата, содержащий электронную аппаратуру, механизмы и средства поддержания теплового режима, разработан и испытан применительно к давлению в отсеке, близкому к нормальному атмосферному давлению.

Допустим, далее, что давление в этом отсеке упало до нескольких миллиметров ртутного столба или ниже, и рассмотрим, как это повлияет на работу аппаратуры. Очевидно, что уменьше-

ние давления в отсеке вызовет или может вызвать следующие изменения:

изменится тепловой режим приборов и элементов внутри негерметичных приборов вследствие уменьшения коэффициента теплопроводности газа в отсеке и исчезновения вынужденной конвекции, если при наличии давления отвод тепла от элементов и приборов осуществлялся за счет этой конвекции

увеличатся коэффициенты трения в трущихся парах механизмов и увеличится износ этих пар;

увеличится испарение конструктивных материалов и смазок, а также влагоотделение из аппаратуры;

появится вероятность возникновения электрических газовых разрядов в высоковольтных цепях отдельных приборов;

если в некоторых приборах и агрегатах имеются герметичные полости, то увеличатся нагрузки на стенки этих полостей и их деформации.

Кроме того, как уже указывалось, некоторые серийные электрорадиоэлементы, установленные в приборах, окажутся в условиях, отличных от тех, применительно к которым они были разработаны и испытаны. Это обстоятельство может потребовать пересогласования условий работы этих элементов и дополнительных испытаний.

Постановка задачи о рациональном использовании космических аппаратов

План:

1. Понятие о процессе проектирования.
2. Вариант алгоритма рационального проектирования.

Цель: выделить основные этапы проектирования КА, и рассмотреть основы проектирования КА для выполнения поставленных задач.

Задачи:

Дать определение процессу проектирования.

Рассмотреть алгоритмы применяемые в процессе проектирования КА.

Ключевые вопросы:

Процесс проектирования космического аппарата включает в себя выбор траектории, определение состава и основных параметров его систем, разработку внешней и внутренней компоновок, определение состава и основных характеристик бортовых антенн, составление программы работы - общей и в отдельных сеансах. Кроме того, поскольку определение основных параметров систем и требований к системе управления, а также составление программы работы невозможно без понимания логики работы отдельных систем и их взаимодействия, то решение этих вопросов должно быть включено в процесс проектирования.

Параллельно с указанными работами осуществляется разработка бортовых систем, отдельных агрегатов, механизмов и узлов аппарата. Как правило, процесс проектирования сопровождается проверкой принятых решений на лабораторных и опытных образцах и макетах самого аппарата и его отдельных приборов и агрегатов.

С точки зрения специализации инженерных работ в процессе проектирования космического аппарата проводятся конструкторские и расчетные работы, разработка логических и электрических схем и разработка программ расчетов и анализов на ЭВМ. Расчетные работы, в частности, включают:

проектные и проверочные прочностные расчеты;

расчеты масс, моментов инерции, положения центра масс и положения главных осей инерции;

тепловые расчеты;

расчеты внутренних и внешних возмущающих моментов, действующих на аппарат;

расчеты по газовой среде герметичных отсеков;

оценки вероятности метеоритного поражения и эрозии наружных поверхностей, определение необходимости в специальных мерах по защите (дополнительные экраны, увеличение толщины оболочек, выбор более стойких покрытий и т. д.);

оценки предполагаемых доз радиации для приборов, стекол, покрытий и элементов конструкции из неметаллических материалов;

динамические исследования, имеющие целью определить требования или проверить жесткость конструкции с точки зрения устранения нежелательного влияния одних механических приборов на другие и на работу системы ориентации;

баллистическое проектирование;

расчеты по системе электропитания, системе ориентации и др. системам.

Если процесс проектирования привязать к принятым для любого изделия этапам разработки, то этот процесс должен охватывать разработку и согласование технического задания на данный космический аппарат, разработку технического предложения, эскизного и технического проектов.

Очевидно, что в процессе проектирования космического аппарата должны быть согласованы между собой основные параметры отдельных систем, характеристики траектории, программа работы и конструкция аппарата.

Унификация бортовых систем космического аппарата, как средство снижения затрат.

План:

1. Общий подход к решению задачи унификации.
2. Математическая формулировка задачи.
3. Варианты постановок задачи унификации.
4. Применение метода неопределенных множителей Лагранжа.

Цель: установить принципы унификации и взаимозаменяемости элементов КА.

Задачи:

Рассмотреть процесс унификации элементов КА.

Определить влияние на стоимость аппарата при увеличении количества унифицированных единиц входящих в состав структуры КА.

Рассмотреть зависимость изменение степени надежности КА от процентного соотношения унифицированных элементов входящих в структуру КА.

Ключевые вопросы:

Задача проектирования микроспутника с учетом унификации служебных систем относится к классу задач поиска экстремума функции с ограничениями, решение которой может быть получено путем сведения ее к задаче поиска экстремума новой функции без ограничений. При этом новая функция формируется на основе старой с добавлением членов, содержащих ограничения. В этом случае появляются дополнительные неизвестные - неопределенные множители Лагранжа, число которых определяется числом функций, описывающих ограничения.

Решение в этом случае сводится к поиску экстремума унимодальной функций, который может быть осуществлен с помощью известных методов численной оптимизации. В частном случае для решения задачи можно обойтись и без применения метода неопределенных множителей Лагранжа. Такая ситуация может возникнуть при ограничении на параметры или, когда решение лежит на границе. В процессе решения конкретной задачи при заданных численных значениях исходных данных должен быть проведен анализ размеров области изменения искомой функции и характер ее поведения.

В процессе предварительного микроспутника, а также при подготовке технических требований к такому аппарату возникает необходимость в определении оптимальных его характеристик. При этом стремятся достигнуть существенной экономии ресурсов: людских, финансовых и материальных при одновременном сокращении сроков разработки аппарата. Такая возможность появляется при рассмотрении нового научного направления в проектировании технических систем: унификации, теоретические основы которого были разработаны группой авторов. Считается, что если в КА 30 % элементов спроектированы заново, то он новый.

В связи с рассмотренным подходом к постановке проектной задачи с учетом унификации возникает необходимость во введении параметра или в общем случае параметров унификации, т.е. в выборе или определении таких параметров, к которым были бы "чувствительны" и качество микроспутника, и затраты, и, если возможно, время разработки. Другими словами, необходимо

найти количественную меру унификации. Итак, параметр унификации должен быть таким, чтобы к нему были "чувствительны" те критерии, по которым можно судить о целесообразном уровне унификации. Учитывая, что масса элемента является определяющей для микроспутника с тем, что масса ИСЗ зависит от массы целевой аппаратуры при прочих равных условиях и времени активного существования, а также учитывая тот факт, что многие критерии качества и затраты тем или иным образом зависят от массы, то параметром унификации предлагается считать относительную массу унифицируемых элементов.

Известно, что затраты на разработку современных микроспутников исчисляются десятками миллионов рублей. Производимые затраты - это затраты на НИОКР, на серийном производстве в связи со сложностью их расчета, используют массу в качестве основного параметра. Другими словами, затраты в серийном производстве напрямую связаны с массой. Поэтому, когда мы учитываем эту другую сторону, то, поскольку масса унифицированных элементов больше, чем неунифицированных, затраты также будут больше. Эта двойственность свойства затрат позволяет говорить о том, что должен существовать некоторый оптимальный по затратам уровень унификации, отвечающий минимуму затрат.

Основные стадии и этапы создания наноспутников формата CubeSat.

План:

1. Научно-исследовательские работы; проектные стадии, включающие опытно-конструкторскую работу; производство изделий; эксплуатация изделий.

Цель: дать определение понятию научно-исследовательская работа, и определить процент затрат приходящихся на эти исследования.

Задачи:

Дать определение понятию научно-исследовательская работа

Определить примерные общие затраты на разработку КА.

Ключевые вопросы:

Процесс создания новых изделий сопровождается большими временными и материальными затратами с привлечением людских, производственных и энергетических ресурсов. В результате проектирования новых изделий создается конструкторская документация на изготовление изделия, под которой понимают в зависимости от назначения совокупность документов, содержащих данные, необходимые для разработки, изготовления,

контроля, приемки, поставки, эксплуатации и ремонта изделия. Цель проектирования - обеспечить производство изделия с заданными свойствами при наименьшей трудоемкости изготовления. Для обеспечения высокого качества в проектировании, изготовлении и эксплуатации новых изделий, в том числе и космической техники, а также для минимизации затрат на создание новой техники установлены единые правила выполнения работ в виде стандартов, которые устанавливают основные стадии и этапы создания новых изделий. Основными стадиями разработки, создания, изготовления и эксплуатации образцов новой техники являются:

- научно-исследовательские работы (НИР);
- проектные стадии, включающие опытно-конструкторскую работу (ОКР);
- производство изделий;
- эксплуатация изделий.

НИР проводится при создании изделий на новых принципах работы, для реализации которых требуется проведение дополнительных исследований по получению новых или уточнению имеющихся характеристик аналогов. Необходимость выполнения этой стадии определяет заказчик по согласованию с разработчиком. НИР включает в себя следующие этапы:

- предплановый патентный поиск;
- разработка и согласование с заказчиком технического задания (ТЗ) на НИР, госрегистрация НИР;
- подготовительный этап (выработка направлений исследований, разработка и согласование частных ТЗ);
- основной этап (теоретические и экспериментальные исследования);

- заключительный этап (обобщение результатов и оценка выполнения НИР);

- приемка НИР.

НИР заканчивается выпуском отчета о НИР и разработкой задания на ОКР.

ОКР включает в себя следующие стадии:

- техническое предложение (ПТ);
- эскизный проект (ЭП);
- технический проект (ТП);
- рабочая конструкторская документация опытного образца (опытной партии) изделия.

Техническое предложение разрабатывают при выполнении наиболее важных и сложных ОКР, если это предусмотрено ТЗ, с целью определения дополнительных или уточненных требований к изделию, которые невозможно было установить в ТЗ. Целью эскизного проекта (ЭП) является становление принципиальных (конструкторских, схемных и др.) решений, которые дают общее представление о принципе работы и построении изделия. Стадия ЭП выполняется в том случае, если это предусмотрено ТЗ. Технический проект разрабатывают в случае, если это предусмотрено в ТЗ с целью выявления окончательных конструкторских и технологических решений, дающих полное представление о конструкции и технологии изделия, когда это целесообразно сделать до разработки рабочей документации. Например, при разработке космической техники эта стадия не предусматривается. Целью стадии разработки рабочей конструкторской документации является создание комплектов конструкторской (КД) и технологической документации, необходимых и достаточных для изготовления опытного образца или опытной партии изделия. Эта стадия является обязательной при создании любых изделий. В зависимости от сложности разработки, квалификации исполнителей, наличия прототипов по согласованию с заказчиком допускается объединение или исключение отдельных стадий и этапов ОКР. Это отражается в ТЗ.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ К ЛАБОРАТОРНЫМ ЗАНЯТИЯМ

Тема: «Теория движения космического аппарата»

Цель - понятие теории движения и динамики полета в окрестности Земли рассматривается в рамках ограниченной задачи двух тел, нахождение элементов орбиты. Умение определять координаты и компоненты вектора скорости КА в геоцентрической экваториальной системе координат через N часов после момента времени t_0 , а также умение строить трассу спутника на двух витках его орбиты.

Задачи:

1. подготовить студента к решению конкретных инженерных задач, возникающих при создании космических аппаратов.
2. дать представление о комплексном проектном подходе к разработке космических аппаратов.

Теоретический материал:

Геометрические параметры эллиптической орбиты:

Уравнение орбиты в полярных координатах:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \vartheta}.$$

Выражения для радиусов апоцентра и перицентра орбиты:

$$\vartheta = 0^\circ \Rightarrow r_\pi = \frac{p}{1 + e} - \text{радиус перицентра орбиты};$$

$$\vartheta = 180^\circ \Rightarrow r_\alpha = \frac{p}{1 - e} - \text{радиус апоцентра орбиты}.$$

Большая полуось орбиты:

$$a = \frac{r_\alpha + r_\pi}{2} = \frac{p}{2(1-e)} + \frac{p}{2(1+e)} = \frac{p}{1-e^2}.$$

Половина фокусного расстояния:

$$c = \frac{r_\alpha - r_\pi}{2} = \frac{p}{2(1-e)} - \frac{p}{2(1+e)} = \frac{pe}{1-e^2} = ae.$$

Малая полуось орбиты:

$$b = \sqrt{a^2 - c^2} = \sqrt{a^2 - a^2 e^2} = a\sqrt{1-e^2} = \frac{p}{1-e^2} \sqrt{1-e^2} = \frac{p}{\sqrt{1-e^2}}.$$

Эксцентриситет:

$$e = \frac{c}{a}.$$

Выразим фокальный параметр из выражений для радиусов апоцентра и перигея орбиты:

$$r_\pi = \frac{p}{1+e} \Rightarrow p = r_\pi(1+e) \quad | \times r_\alpha$$
$$+ \Rightarrow p(r_\alpha + r_\pi) = 2r_\alpha r_\pi$$

$$r_\alpha = \frac{p}{1-e} \Rightarrow p = r_\alpha(1-e) \quad | \times r_\pi$$

Фокальный параметр орбиты:

$$p = \frac{2r_\alpha r_\pi}{(r_\alpha + r_\pi)}.$$

Угловые характеристики:

\mathcal{G} - угол истинной аномалии; E - угол эксцентрической аномалии.

В результате выполнения лабораторной работы студент должен:

Знать:

1. Базовые параметры орбиты
2. Навигационные данные в формате TLE (их значение)

Уметь:

1. Производить расчет параметров движения
2. Получать параметры орбиты из данных в формате TLE

Задача 1. Траектория КА в окрестности Земли рассматривается в рамках ограниченной задачи двух тел. КА в некоторый момент времени (t_0) расположен в точке с геоцентрическими экваториальными координатами (x, y, z). Вектор скорости КА в этот момент имеют компоненты в той же невращающейся системе координат (V_x, V_y, V_z). Найдите элементы орбиты космического аппарата. Гравитационная константа Земли $398600 \text{ км}^3/\text{сек}^2$.

Варианты задания.

Вариант	x [км]	y [км]	z [км]	Vx [км/с]	Vy [км/с]	Vz [км/с]	t_0
1	-3200	200	800	5	-2	6	12 часов 1 декабря 2017 года
2	400	100	3300	7	3	4	11 часов 2 декабря 2017 года
3	8600	5500	400	0	-4	-5	10 часов 3 декабря 2017 года

4	-5700	7200	4700	3	-4	6	9 часов 4 декабря 2017 года
5	5700	500	9000	-4	0	-3	8 часов 5 декабря 2017 года
6	7800	8600	800	-3	-2	-4	7 часов 6 декабря 2017 года
7	1900	300	8600	4	-6	0	6 часов 7 декабря 2017 года
8	8700	5800	000	-4	1	6	5 часов 8 декабря 2017 года
9	-4700	200	5500	-5	-4	-2	6 часов 9 декабря 2017 года
10	1400		700	5	-7	1	5 часов 10 декабря 2017 года
11	9100	7500	500	6	2	0	4 часа 11 декабря 2017 года
12	-6800		300	4	-2	6	3 часа 12 декабря 2017 года
13	8200	600	1000	4	-5	3	2 часа 13 декабря 2017 года
14	4700	800	8900	-2	3	6	1 час 14 декабря 2017 года
15	5700	2200	700	0	8	1	0 часов 15 декабря 2017 года
16	1700	8700	1100	5	0	7	1 час 16 декабря 2017 года
17	-9700	100	3500	-3	0	-5	2 часа 17 декабря 2017 года
18	-1800	9200	300	-3	1	5	3 часа 18 декабря 2017 года
19	-3900	4400	3700	6	-8	2	4 часа 19 декабря 2017 года
20	5700	4100	4600	6	-4	5	5 часов 20 декабря 2017 года
21	-5500	8300	400	-5	5	-3	6 часов 21 декабря 2017 года
22	-6200	500	700	-1	5	-3	7 часов 22 декабря 2017 года
23	6700	1900	7100	0	-6	0	6 часов 23 декабря 2017 года
24	-7600	2700	9000	4	-5	1	9 часов 25 декабря 2017 года
25	-2800	5700	8600	5	-3	4	8 часов 26 декабря 2017 года
26	2000	8500	300	7	2	0	2 часа 27 декабря 2017 года
27	9000	300	9000	0	4	4	2 часа 28 декабря 2017 года
28	7300	600	300	3	-1	-6	8 часов 26 января 2018 года
29	4500	300	700	7	0	0	2 часа 29 декабря 2017 года
30	8400	4800	5100	1	6	4	9 часов 27 января 2018 года
31	1100	6700	8700	3	6	-1	2 часа 30 декабря 2017 года

32	9400	000	8600	0	6	-3	5 часов 26 января 2018 года
33	-5400	5200	200	-7	-2	0	2 часа 31 декабря 2017 года
34	2700	500	500	-5	-1	2	6 часов 25 января 2018 года
35	-2900	6500	700	-4	-5	-5	7 часов 24 января 2018 года
36	-5200	500	900	0	1	7	6 часов 23 января 2018 года
37	2200	600	7200	-6	6	-1	5 часов 22 января 2018 года
38	1700	600	100	0	7	-3	9 часов 21 января 2018 года
39	100	700	4500	-3	2	8	5 часов 20 января 2018 года
40	-800	8600	400	-5	-3	-5	6 часов 19 января 2018 года
41	4900	200	500	-1	-6	2	15 часов 6 января 2018 года
42	9200	500	100	-2	7	-1	14 часов 7 января 2018 года
43	7000	00	800	0	7	6	16 часов 8 января 2018 года
44	3300	3700	700	-7	-3	0	17 часов 9 января 2018 года
45	6700	500	5200	-6	1	-2	18 часов 1 января 2018 года
46	9400	700	1200	4	-1	-6	19 часов 2 января 2018 года
47	9600	600	7800	-2	-6	1	20 часов 3 января 2018 года
48	-6000	5400	3400	3	-2	-6	13 часов 2 января 2018 года
49	2100	600	6800	-4	0	-6	14 часов 1 января 2018 года
50	0	000	300	-2	6	-1	2 часа 13 января 2018 года
51	400	8200	2200	7	-1	2	8 часов 24 декабря 2017 года
52	9800	400	9100	-2	1	5	6 часов 24 января 2018 года
53	-3600	6900	4200	-2	4	-5	6 часов 24 января 2018 года
54	1500	6700	7900	-8	-1	1	6 часов 24 января 2018 года
55	-1500	9200	200	-8	0	-2	2 часа 13 января 2018 года
56	9300	900	900	-4	4	0	9 часов 21 февраля 2018 года
57	-5200	1300	8800	7	-2	-1	8 часов 22 февраля 2018 года
58	-9700	2200	500	4	-5	2	9 часов 20 февраля 2018 года
59	-9100			5	-1	4	9 часов 2 февраля 2018 года

		300	500				
60	9800	600	1900	4	-7	1	10 часов 3 февраля 2018 года
61	-6500	800	100	-4	-3	0	11 часов 4 февраля 2018 года
62	-5800	500	000	2	5	5	5 часов 5 февраля 2018 года
63	-8000	700	500	1	8	-2	12 часов 6 февраля 2018 года
64	6900	1500	400	-6	2	5	19 часов 2 февраля 2018 года
65	-8200	400	4000	3	2	-5	3 часов 20 февраля 2018 года
66	-7900	5600	4600	7	-3	2	19 часов 2 февраля 2018 года
67	4900	6600	400	0	1	8	18 часов 3 февраля 2018 года
68	-2900	9300	2100	0	-4	7	17 часов 4 февраля 2018 года
69	8800	300	6100	-2	-4	-5	15 часов 5 февраля 2018 года
70	9600	300	2200	0	5	-6	14 часов 6 февраля 2018 года
71	-200	900	600	7	-3	0	13 часов 2 февраля 2018 года
72	500	8000	2700	2	5	-7	1 час 20 февраля 2018 года

Задача 2. Используя элементы орбиты, найденные в задаче 1, определите координаты и компоненты вектора скорости КА в геоцентрической экваториальной системе координат через N часов после момента времени t_0 , где N – номер варианта задания.

Задача 3. Траектория спутника Земли рассматривается в рамках ограниченной задачи двух тел. Элементы орбиты спутника (фокальный параметр, эксцентриситет, наклонение орбиты, долгота восходящего узла, аргумент перигея) известны (получены при решении задачи 1).

Эксцентрисическая аномалия точки орбиты, которая рассматривается в качестве начальной точки орбиты (E_0) также получена в рамках задачи 1. Географическая долгота подспутниковой точки этой точки орбиты (λ_0) дана в приведенном списке вариантов.

Построить трассу спутника на двух витках его орбиты.

Известны: гравитационный параметр Земли ($398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$); угловая скорость вращения Земли относительно звездного пространства ($7.292116 \times 10^{-5} \text{ 1/с}$); средний радиус Земли 6371 км.

Вариант	λ_0 , град	Вариант	λ_0 , град	Вариант	λ_0 , град
1	0	25	13	49	78
2	60	26	164	50	37
3	120	27	16	51	131
4	180	28	114	52	119
5	90	29	153	53	129
6	100	30	21	54	38
7	10	31	179	55	55
8	164	32	140	56	47
9	143	33	3	57	135
10	149	34	30	58	98

11	62	35	179	59	114
12	156	36	135	60	113
13	16	37	39	61	89
14	159	38	118	62	84
15	126	39	97	63	22
16	132	40	86	64	96
17	54	41	151	65	34
18	8	42	4	66	174
19	163	43	178	67	106
20	17	44	105	68	3

Вопросы к защите лабораторной работы:

1. Как определяется скорость движения КА по эллиптической орбите?
2. Запишите формулу Кеплера для эллиптического движения.
3. Как связаны углы истинной и эксцентрической аномалии?
4. Как рассчитать период обращения спутника по эллиптической орбите?
5. Сформулируйте третий закон Кеплера.
6. Какие данные зашифрованы в формате TLE?
7. Как изменилась орбита КА?

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 КА можно выделить два основных блока: теоретические основы космической техники, включающие основные понятия, теории и законы движения, и основы устройства и компоновки КА. 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 КА 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.