



МИНОБРНАУКИ РОССИИ
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«МИРЭА – Российский технологический университет»
РТУ МИРЭА

**«Инженерия космических систем. Основы программирования
и конструирования космических аппаратов»**

учебное пособие

Авторы: Скрипачёв В.О.
Полушковский Ю.А.
Семёнова О.В.
Авдеев К.В.
Гайдуков К.А.

Москва - 2024

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	7
Введение	8
1 Астрономия и космонавтика	11
1.1 Краткие сведения о формировании двойной системы Земля-Луна	13
1.1.1 Значение космических исследований	15
1.1.2 Исследования Луны космическими аппаратами	18
1.1.3 Пилотируемые космические экспедиции на Луну	24
1.1.4 Затмения Солнца и Луны	25
1.1.5 Физические свойства космического пространства, влияющие на полёт космических аппаратов	30
1.1.6 Классификация орбит космических аппаратов и их характеристики.....	34
1.1.7 Инженерия космических систем.....	39
1.2 Применение космических систем.....	41
1.3 Астрономические системы координат.....	44
1.3.1 Геоцентрическая система координат.....	44
1.3.2 Горизонтальная система координат.....	50
1.3.3 Первая экваториальная система координат.....	53
1.3.4 Вторая экваториальная система координат.....	54
1.4 Связь астрономии с другими науками.....	58
1.5 Природа тяготения и его роль в астрономии и космонавтике....	62
1.5.1 Закон всемирного тяготения.....	62
1.5.2 Законы Кеплера.....	63
1.6 Космические скорости.....	66
1.6.1 Эра создания искусственных небесных тел.....	73
1.6.2 Вывод КА на орбиту с помощью многоступенчатых ракет.....	77
1.6.3 Основные причины, изменяющие орбиту КА.....	78

	Вопросы для самоконтроля.....	82
	Список используемых источников.....	83
2	Основы устройства космической техники.....	84
2.1	Термины и определения.....	84
2.2	Баллистическая схема полёта.....	85
2.3	Классификация космических аппаратов.....	91
2.4	Основы устройства космической техники.....	93
2.5	Устройство космического аппарата.....	96
2.5.1	Конструкция космического аппарата.....	100
2.5.2	Бортовое целевое и обеспечивающее оборудование космического аппарата.....	105
2.5.3	Оборудование для обеспечения информационного управления на борту космического аппарата.....	110
2.5.4	Трёхмерное моделирование КА.....	112
2.6	Моделирование служебных систем КА.....	117
2.6.1	Установка датчиков и систем космических аппаратов, относящихся к группе служебных систем.....	120
2.6.2	Моделирование полезной нагрузки космических аппаратов. Установка датчиков и систем КА, относящихся к группе полезной нагрузки.....	121
2.6.3	Сборка итогового проекта КА в программном обеспечении. Разработка итогового проекта КА.....	123
2.6.4	Сохранение результатов моделирования в форматах, необходимых для работы на станках лазерной резки и 3D-печати.....	124
	Вопросы для самоконтроля.....	127
	Список используемых источников.....	127
3	Программирование.....	128
3.1	Цели и место проектирования ПО в жизненном цикле ПО.....	128

3.2	Последовательность проектирования ПО.....	132
3.2.1	Классическая водопадная модель.....	132
3.2.2.	Итеративная водопадная модель.....	136
3.2.3	Спиральная модель.....	139
3.2.4	V-модель.....	142
3.2.5	Процесс разработки программного обеспечения RUP.....	145
3.3	Структура технологического комплекса производства программ бортового программного обеспечения космических аппаратов.....	146
3.4	Обзор сред разработки C/C++.....	152
3.5	Программы, выбор названия, тип работы.....	156
3.6	Комментарии и заголовочные файлы.....	158
3.7	Применение переменных.....	157
3.7.1	Определение переменных, условия ввода.....	158
3.7.2	Определение переменных. Области переменных.....	163
3.8	Структура кода на языке C++.....	165
3.9	Общие сведения о разветвляющихся алгоритмах.....	167
3.10	Циклы в программах.....	169
3.10.1	Цикл с предусловием и постусловием и их применение.....	169
3.10.2	Цикл for и его применение.....	171
3.11	Объявление массивов, описание, обращение к элементам.....	173
3.12	Указатели и связь с массивами.....	176
3.13	Функции.....	179
3.13.1	Объявление и описание функций.....	179
3.13.2	Передача параметров в функцию по указателю.....	184
3.14	Работа с данными (условия, применение, изменения, условия ввода и изменения. Вывод данных. Применение вывода данных.....	186
	Вопросы для самоконтроля.....	192

	Список используемых источников.....	193
4	Основы производства малых космических аппаратов.....	194
4.1	Виды производств МКА.....	194
4.2	Правовой режим производства и применения КА.....	195
4.3	Затраты на разработку, изготовление и вывод на орбиту.....	197
4.4	Стандартизация и последовательность разработки.....	199
4.5	Разработка печатных плат в специализированном ПО.....	211
4.5.1	Обзор СПО и его возможности.....	211
4.5.2	Макетирование и изготовление печатных плат.....	215
	Вопросы для самоконтроля.....	220
	Список используемых источников.....	221

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящее учебное пособие является первой частью учебно-методического комплекса, посвящённого вводным основам создания космических аппаратов и их применения для решения научных и хозяйственных задач. В учебном пособии рассмотрены некоторые астрономические аспекты в части, касающейся обеспечения полётов космических аппаратов, а также основы устройства космической техники, необходимые для понимания производства малых космических аппаратов.

Учебное пособие предназначено для школьников 10-11 классов.

При рассмотрении материала настоящего учебного пособия предполагается, что читатель на уровне средних классов школы обладает знаниями математики и физики и ряда естественных наук.

Целью данного учебного пособия является предоставление школьникам знаний для выбора будущей профессии и последующему успешному освоению общеинженерных и специальных дисциплин в ВУЗе. Более подробные знания по инженерии космических систем могут быть получены читателями как самостоятельно, так и в период последующего обучения в ВУЗе из специальной учебной и справочной литературы.

Авторы выражают благодарность рецензенту – доктору технических наук Замуруеву Сергею Николаевичу за ценные замечания и рекомендации, которые были учтены при подготовке рукописи учебного пособия к изданию.

ВВЕДЕНИЕ

Тот, кто решил посвятить свою жизнь космической отрасли знаний, устремляет свой взор в мировое пространство, задаваясь вопросами мироустройства. К настоящему времени человечество накопило поистине грандиозный объем разносторонних знаний о физических явлениях на Земле и в Космосе, их взаимосвязи и воздействии на все живое Земли.

Особенно впечатляющими являются достижения научно-технической революции XX века, в ходе которой особую роль сыграло освоение космического пространства. Следует особо отметить, что развитие космической техники и исследования на этой базе в начале освоения околоземного космического пространства, а затем Солнечной системы и выход за её пределы существенно повлияли на формирование современного мировоззрения человека на его место в Солнечной системе и Вселенной. Стали очевидными уникальность биосферы Земли и справедливость глубочайшей озабоченности о её сохранении от естественных и техногенных катастроф и их негативных последствий. Исследование космоса не только дали стимул в развитии промышленных технологий в области материаловедения, радиоэлектроники и др., но в области природопользования и исследования окружающей среды.

Космические средства стали важным источником информации для объективного познания физических явлений и процессов, наблюдаемых и происходящих в твердой, жидкой оболочках Земли и в окружающем ее газообразном пространстве. В настоящее время они рассматриваются и как неотъемлемая часть общественно-производственной деятельности человека. Количество проектных и хозяйственных организаций нашей страны, ближнего и дальнего зарубежья, постоянно использующих космическую информацию для решения своих задач, исчисляется сотнями. Трудно переоценить значение космических средств в освоении околоземного космического пространства и в развитии представлений человека о его состоянии и строении. Человечество

пользуется благами космических систем в интересах глобальной связи и ретрансляции больших потоков сообщений, в интересах навигации и геодезии, метеорологии и наблюдения за наземными, воздушными и космическими объектами. Развивается космическая технология получения «чистых» материалов в условиях космического вакуума и невесомости. Доказана возможность работы человека на космических станциях в течение целого года и более. Человечество получает новую информацию для обобщения и построения адекватной модели строения Вселенной.

Задачи курса

В качестве задач курса «Инженерия космических систем. Основы программирования и конструирования космических аппаратов» определены:

- изучение основ астрономии в части исследования околоземного космического пространства и Солнечной системы посредством космических аппаратов;
- ознакомление с наиболее яркими событиями мировой и отечественной космонавтики;
- изучение общего устройства космических аппаратов, его бортовой научной и служебной аппаратуры, а также моделирование систем малых КА с применением специального программного обеспечения и последовательность их проектирования и производства;

Учебное пособие состоит из четырёх разделов.

Первый раздел посвящён раскрытию основ астрономии в части понимания целей, задач и особенностей применения космических средств для изучения Земли и околоземного космического пространства. Приведены основные исторические вехи отечественной и мировой космонавтики.

Во втором разделе показаны основы устройства космических аппаратов, их классификация и конструктивные особенности, целевое и служебное

оборудование.

В третьем разделе на основе изучения приёмов и методов программирования показано применение специального программного обеспечения для моделирования разработки отдельных составных частей космического аппарата.

Четвёртый раздел раскрывает основы конструирования и производства малых космических аппаратов.

1 АСТРОНОМИЯ И КОСМОНАВТИКА

Представляет интерес происхождение этого слова. «Космос» по-гречески это украшение, порядок. Философы Древней Греции, начиная с Пифагора, понимали под словом «космос» Вселенную, рассматриваемую как упорядоченную гармоничную систему, в которой все движения строго подчиняются извечным законам природы.

В настоящее время под космосом понимают Вселенную, рассматриваемую как нечто единое, подчиняющееся общим законам. Слово «космос» имеет ещё одно значение, связанное с осуществлением давнишней мечты человечества о космических полётах. В таких терминах как «космический полёт» или «космонавтика» космос противопоставляется Земле. В современном понимании космос есть всё, что находится за пределами Земли и её атмосферы. Ближайшая и наиболее доступная исследованию область космического пространства – околоземное пространство. Говоря о космических исследованиях, чаще всего имеют в виду именно изучение околоземного пространства, которое иногда называется ближним космосом.

Солнечной системой называется система, состоящая из центральной звезды – Солнца и обращающихся вокруг неё 8-ти больших планет со своими спутниками: Меркурий, Венера, Земля, Марс, Юпитер, Сатурн, Уран и Нептун. Кроме 8-ми планет в Солнечной системе есть множество астероидов и малых планет, метеорных тел и межпланетной твёрдой космической пыли.

Возможно, в Солнечной системе существует ещё одна планета. Исследование орбит транснептуновых небольших тел показало, что они выстроены некоторым неслучайным образом. Среди разных гипотез была высказана идея существования ещё одного тела с массой в несколько раз больше массы Земли, которое находится гораздо дальше, чем другие планеты. Возможно, раз в десять дальше Нептуна.

Скорее всего, девятая планета станет последним большим объектом в Солнечной системе. Хотя по мере ее изучения периодически открывались

тела, которые получали статус планет. Первый такой случай произошел, когда был открыт астероид. Он получил название Церера и статус планеты между Марсом и Юпитером. Но довольно быстро люди стали открывать другие астероиды, и Цереру «разжаловали».

Потом был открыт Плутон — объект за орбитой Нептуна. И он получил статус планеты. Многие из нас выросли с осознанием, что в Солнечной системе девять планет. Но когда в 1990-е годы стали открывать транснептуновые тела, выяснилось, что Плутон точно так же, как Церера, не одинок и его орбита весьма непохожа на орбиты иных планет и носит «гостевой» характер. Рядом с ним на очень схожих орбитах обращается вокруг Солнца большое количество тел. В результате длинных дискуссий Плутон тоже был «разжалован» из планет. Правда, ради него был введен специальный статус - карликовая планета.

Солнце – лишь одна из многих звезд, образующих гигантскую звездную систему – Галактику. Наша Галактика содержит 100 – 200 млрд. звезд. Они располагаются так, что Галактика имеет вид плоского диска с как бы вставленным в него в середине шаром меньшего диаметра.

В настоящем разделе учебного пособия ниже рассмотрены:

- краткие сведения о формировании двойной планетной системы

Земля-Луна и исследование Луны космическими средствами;

- классификация околоземных орбит и их характеристики;
- системы астрономических координат;
- показаны области применения космических систем;
- связи астрономии с другими науками;
- даны характеристики космических скоростей;
- охарактеризованы причины, приводящие к изменению орбит КА.

1.1 Краткие сведения о формировании двойной системы Земля-Луна

Современные космологические теории при несущественном своём отличии сходным образом трактуют процесс образования солнечной планетной группы и в том числе двойной планеты Земля-Луна. В период формирования Солнечной системы, каждая из планет земной группы формировалась в своей подзоне в газопылевой туманности окружающей протосолнце, которая доминировала в этой планетарной туманности. Земля, как и другие планеты (тела) земной группы, прошла все этапы от её зарождения до современного состояния. Процесс формирования всех планет (объектов) земной группы шёл одновременно, но вот условия для роста планет существенно различались. Наиболее благоприятное место досталось Земле и Венере. Из известных закономерностей в распределении плотности у планет Земной группы следует, что Земля, в период своего развития последовательно прошла через стадии или состояния с параметрами подобные параметрам Луны затем Марса и затем Венеры, как по размерам R , так и по распределению в них плотности вещества [1]. До какого-то момента начальное формирование Луны происходило в подзоне Венеры, но с увеличением угловой скорости вращения сместил ее в сторону орбиты Земли. Приход Луны в подзону Земли

богатую вихрями, преимущественно правой спиральности, и захват их Луной привел к тому, что скорость вращения Луны вокруг своей оси была синхронизирована с периодом обращения Луны вокруг Земли, вследствие чего возникла замкнутая двойная система Земля – Луна. В настоящее время доминирует сила гравитационного взаимодействия между Землей и Луной. При этом, Земля стала терять (за счет приливных явлений) свою ротационную кинетическую энергию, то есть происходит замедление её суточного вращения, а Луна соответственно увеличивает свою энергию, что увеличивает радиус её орбиты. Расчет скорости удаления Луны от Земли даёт значение 1,2 см/год. С помощью угловых отражателей (лазерного рефлектора), установленных на Луне, сегодня определена скорость удаления Луны от Земли в 4 сантиметра в год.

Захват Луны Землёй привел в целом ряду глобальных физических явлений в планетной группе [2]:

- во-первых, приход Луны стал главным фактором, стимулировавшим не только начало формирования суши на планете Земля, но и её развитие.

- во-вторых, в результате зачистки подзоны планеты Земля, в период формирования суши на планете и в дальнейшем, Земля практически уже не подвергалась бомбардировке крупными кометами и астероидами, которые ранее сформировались в подзоне Земли;

- в-третьих, Луна приняла удар, практически всех комет и астероидов из подзоны Земли, на себя, что обеспечило в дальнейшем идеальные условия для плавного развития многих процессов на Земле и самое главное, обеспечило сохранность флоры, и фауны на Земле после формирования суши;

- в-четвертых, Луна, аккумулировав весь оставшийся строительный материал из подзоны протопланеты Земли, после завершения основного процесса формирования самой планеты Земля, и, следовательно, Луна стабилизировала основные динамические характеристики Земли, поскольку сформировалась стабильная двойная система с иерархическими свойствами

(почти как атом водорода, то есть идеальная система);

- в-пятых, приход Луны предотвратил возможность формирования у Земли системы собственных спутников (наподобие спутниковых систем у газовых планет) несмотря на то, что подзона Земли была наиболее богата строительным материалом;

- в-шестых, гравитационный захват Землёй Луны привёл к формированию двойной системы Земля – Луна. На Луне это гравитационное воздействие Земли привело к существенной асимметрии внутреннего строения и структуры Луны с её видимой стороны, обращённой к Земле.

На Земле, это тоже привело к существенным переменам. Луна стала оказывать большое влияние на динамику процессов в земной коре и в мантии, фактически управляя ими. Луна стала главным и единственным «дирижёром» для многих динамических процессов на Земле. Хотелось бы отметить, в частности, что благодаря гравитационному воздействию Луны, снимаются многие статические деформационные напряжения в земной коре на ранней стадии. Это существенно понижает порог накапливаемых деформаций в земной коре, а значит и пиковой мощности потенциально возможных землетрясений и других тектонических процессов.

Приход Луны в подзону Земли, привёл к мощным гравитационным возмущениям как в исходной земной коре – базальтовом слое, так и в мантии планеты. Это привело к разломам в земной коре, резко активизировала эффузивный и интрузивный вулканизм и, в значительной мере, привело к зарождению и формированию на континентах складчатых горных сооружений и других геоморфологических структур.

Захват Землёй Луны привёл к деформации мантии в Земле, и к изменению коэффициента эллиптичности Земли. Это также стало вероятно главной причиной преобразований первородного материка Гондвана-Лавразия на нашей планете в Мезозойскую и Кайнозойскую эры.

Кроме того, Луна стала оказывать большое влияние на климат на Земле. Приход Луны сформировал стабильное магнитное поле Земли, а значит,

защитил Землю от космических лучей, что обеспечило сохранение жизненных форм на Земле (обитающих на суше), когда Земля стала подвержена влиянию жёсткого ионизирующего излучения Солнца и космоса.

Описанные выше процессы интересны не только в познавательном аспекте формирования Солнечной системы, но обуславливают понимание актуальности исследования ближнего и дальнего космоса, нашей и соседней Галактик, а также Вселенной в целом.

1.1.1 Значение космических исследований

Применение космических аппаратов (КА) в настоящее время можно охарактеризовать следующими направлениями:

1. Обеспечение связи между наземными фиксированными и подвижными (авиационными, морскими, воздушными) пунктами.
2. Реализация навигационно-временного обеспечения наземных, воздушных и орбитальных (космических) потребителей.
3. Проведение научных исследований – мониторинг поверхности Земли, атмосферы, ионосферы и магнитосферы, а также планет Солнечной системы.
4. Дистанционное зондирование Земли.

Наиболее ёмкое по содержанию является дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ), которое в свою очередь включает следующие основные задачи:

- контроль погодообразующих и климатообразующих факторов с целью достоверного прогнозирования погоды и изменения климата, в том числе влияние на погоду и климат процессов в околоземном космическом пространстве;
- контроль за состоянием источников загрязнения атмосферы, воды и почвы с целью обеспечения природоохранных органов федерального и регионального уровней информацией для принятия

управленческих решений;

- оперативный контроль чрезвычайных ситуаций техногенного и природного характера с целью эффективного планирования и своевременного проведения мероприятий по ликвидации их последствий;
- информационное обеспечение хозяйственной деятельности в том числе картографии и кадастровой деятельности, рационального землепользования и производства сельхозпродуктов, поиска полезных ископаемых и состояния лесов, контроль рыболовства и состояние рыбных промыслов;
- создание динамической модели Земли как системы с целью прогнозирования нарушений экологического баланса и разработки мероприятий по сохранению среды обитания человека.

Развитие и использование космических средств и методов ДЗЗ является особенно актуальным для России с ее огромной территорией и сложным географическим положением. Богатство природных ресурсов, труднодоступность отдельных районов, сложность в организации и проведении наземных, аэрологических и авиационных наблюдений обуславливают необходимость дальнейшего развития космических технологий. Кроме того, глобальный экологический мониторинг, оперативная оценка чрезвычайных ситуаций и их последствий, а также ряд других задач могут быть эффективно решены только с использованием данных от космических аппаратов.

Небезынтересно, что помимо искусственных спутников, у Земли есть ещё и естественные. И это не только Луна. Семь астероидов (Круитни, Камоалева, Дуэнде, 2003 YN107, 2004 GU9, 2010 SO16 и Троянский 2010 ТК7) были захвачены гравитационным полем Земли и рано или поздно, под воздействием возмущающих факторов с орбиты Земли уйдут.

Историческая справка:

Датой начала космической эры принято считать 4 октября 1957 года – дата запуска в СССР первого искусственного спутника Земли.

Практика получения изображений поверхности Земли из космоса насчитывает более полувека. Однако первый снимок земной поверхности был получен ровно 100 лет тому назад при помощи фотоаппарата, установленного на немецкой баллистической ракете ФАУ-2, запущенной в 1945г. с американского ракетного полигона White Sands. Хотя этот полет и нельзя назвать орбитальным, поскольку ракета лишь «подпрыгнула» до высоты 120 км, съёмка все же была сделана из космоса, ведь граница космического пространства условно на высоте 100 км, где аэродинамические процессы уже не проявляются. После чего аппарат был возвращён с плёнкой на землю в специальной капсуле. Такой положение сохранялось вплоть до 1960г., пока американцы не запустили в прикладных целях свой первый метеорологический КА Tiros-1. Первый советский КА «Космос-4» с фотоаппаратурой военного назначения на борту был выведен на орбиту 26 апреля 1962г.¹ С тех пор область применения данных дистанционного зондирования Земли из космоса значительно расширилась. В 2023 году в околоземном космическом пространстве на высотах от 200 до 40 000 км от поверхности Земли (не считая более 1800 малых КА Илона Маска, число которых постоянно растёт), находятся более 5500 КА (из них порядка 2500 – активны), принадлежащих 109 странам. Данные от различных источников разнятся и со временем меняются.

1.1.2 Исследования Луны космическими аппаратами

Всего через 1 год и 3 месяца после успешного запуска в СССР Первого КА 2 января 1959 осуществлён запуск ракеты-носителя «Восток-Л», которая вывела на траекторию полёта к Луне автоматическую межпланетную станцию

¹Назначение первых советских КА самостоятельно можно посмотреть по адресу: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Список_космических_аппаратов_«Космос»_\(1—250\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Список_космических_аппаратов_«Космос»_(1—250))

(Рисунок 1.1) АМС «Луна-1», которая также имела названия «Луна-1Д» и «Мечта»). Задачами АМС было проведение серии научных экспериментов и сбор данных об окружающей среде по трассе с последующей жёсткой посадкой на поверхность Луны.

По трассе полёта бортовая аппаратура АМС выполнила серию экспериментов: зарегистрирован внешний радиационный пояс Земли, осуществлены первые прямые измерения параметров солнечного ветра на расстояниях 20-150 тыс. км от Земли.

На удалении от Земли на 22 000 км обнаруженные вариации напряжённости магнитного поля показали существование внеионосферной токовой системы в магнитосфере Земли. В целях «оптического» доказательства полёта АМС к Луне осуществлён выброс 1 кг натрия, что позволило на расстоянии 119 500 км несколько минут наблюдать АМС как искусственную комету или звезду 6 величины. Было установлено отсутствие

у Луны значительного магнитного поля.

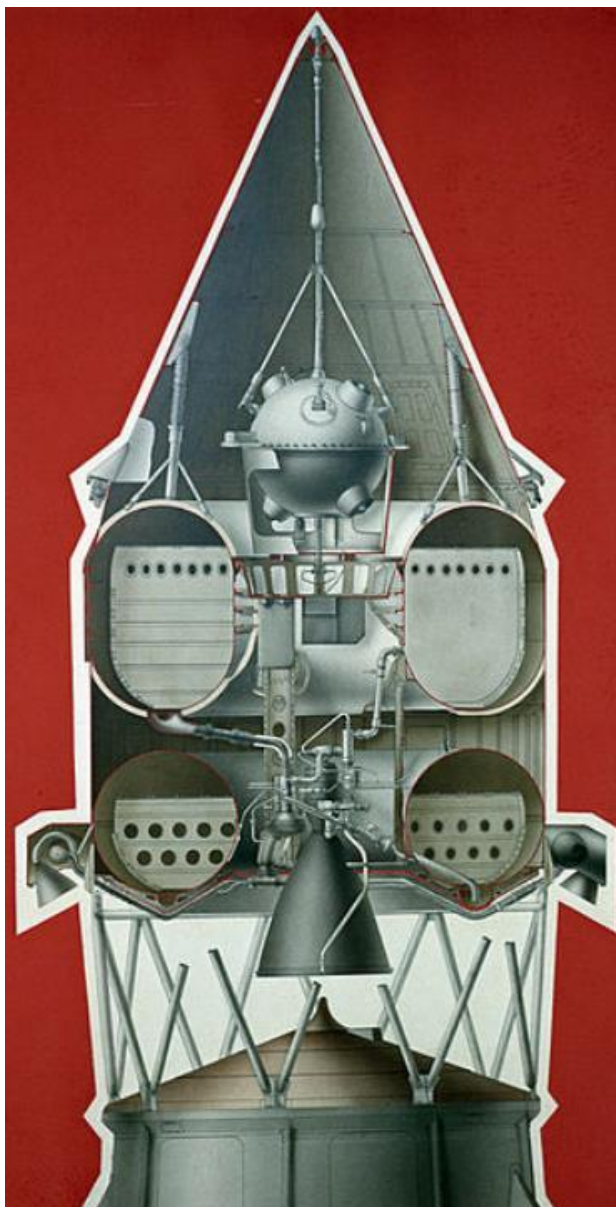


Рисунок 1.1 - Компонировка АМС «Луна-1» с разгонным блоком под обтекателем ракеты-носителя. [3]

На удалении от Земли на 22 000 км обнаруженные вариации напряжённости магнитного поля показали существование внеионосферной токовой системы в магнитосфере Земли. В целях «оптического» доказательства полёта АМС к Луне осуществлён выброс 1 кг натрия, что позволило на расстоянии 119 500 км несколько минут наблюдать АМС как искусственную комету или звезду 6 величины. Было установлено отсутствие у Луны значительного магнитного поля. Из-за отсутствия в то время

необходимого опыта АМС не смогла стать искусственным спутником Луны и прилуниться способом простого падения АМС на поверхность с выбросом вымпелов. Станция, пролетев мимо Луны приобрела дополнительную скорость, совершив так называемый гравитационный манёвр. Так советская АМС «Луна-1» ещё в 1959 году стала первым космическим искусственным телом, достигшим второй космической скорости и ставшим Первым искусственным спутником Солнца с радиусом орбиты 146,4/197,2 млн.км (перигей/апогей), то есть до орбиты Марса осталось каких-то 15 млн.км. Задачи космического полёта были признаны частично успешными, рекордными для своего времени и весьма плодотворными с научной точки зрения.



Рисунок 1.2 - АМС «Луна-1»

По астробаллистическим расчётам станция должна вернуться к Земле в 2109 году, если гравитационные возмущения от других планет не изменят параметры её орбиты. Надеемся, что наши потомки этот уникальный КА через 85 лет «поймают» и поместят в музей всемирной космонавтики.

Краткая хронология последующих запусков отечественных (СССР и РФ) АМС для исследования Луны приведена в таблице 1.1

Таблица 1.1 - Краткая хронология последующих запусков

отечественных (СССР и РФ) АМС для исследования Луны

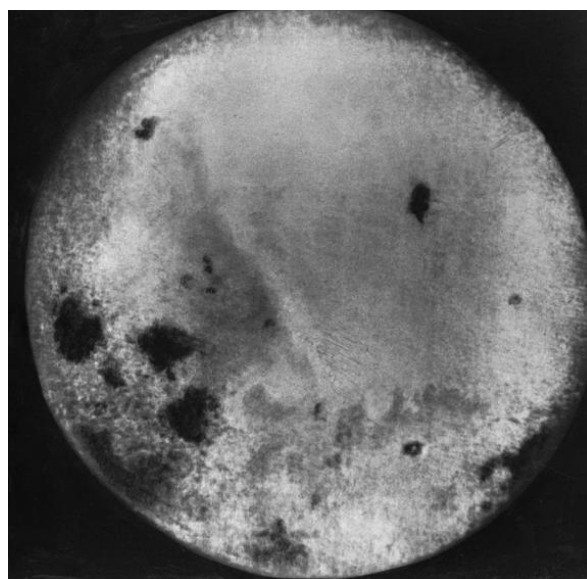
Обозначение АМС	Дата запуска	Достигнутые задачи АМС	Результат
«Луна-2»	02.09.1959	Жёсткая посадка на Луну	Успешно
«Луна-3»	04.10.1959	Фотографирование обратной стороны Луны и передача по радиоканалу изображения на Землю	Успешно
«Луна-5» и «Луна-8»	1960-1965 гг	Научные исследования. Составление первой полной карты Луны	Потеря управления
«Луна-6» и «Луна-7»	1960-1965 гг	Научные исследования. Составление первой полной карты Луны	Успешно
«Луна-9»	03.02.1966	Впервые в мире совершила мягкую посадку на поверхность Луны. Первая в мире круговая фотопанорама лунной поверхности в районе посадки.	Успешно
«Луна-10»	31.03.1966	31.03.1966 стала первым искусственным спутником Луны. Получены данные о химическом составе поверхности. Определены параметры гравитационного поля Луны. Проведено 219 сеансов радиосвязи.	Успешно. За 56 дней активного существования совершено 460 оборотов вокруг Луны
«Луна-13»	12.12.1966	Исследования физико-механических свойств лунного грунта. Получение панорамного фототелевизионного детального изображения	Успешно
«Зонд-5» «Зонд-6»	Сентябрь 1968г Ноябрь 1968г	Беспилотный вариант лунного корабля 7К-Л1 с насекомыми и черепаками на борту (впервые). Совершив облёт Луны и выполнив программу научных экспериментов, возвратились на Землю, совершив посадку в заданных районах.	Успешно
«Луна-16» «Луна-20» «Луна-24»	24.09.1970 14.02.1972 24.08.1976	Автоматическая доставка на Землю лунного грунта. Исследование химического состава, геологического разреза	Успешно
«Луна-17»	10.11.1970	Доставка на поверхность Луны «Лунохода-1». Прошёл 10,5 км	Успешно
«Луна-18»	1971 г	-	Аварийные условия спуска

«Луна-21»	14.01.1972	Доставка на поверхность Луны «Лунохода-2». Прошёл 37 км. Передал 89 000 файлов малокадрового телевидения	Успешно
«Луна-25»	21.08.2023	Запущена с космодрома «Восточный» Планировалась мягкая посадка	Аварийная посадка

На рисунке 1.3 показаны внешний вид АМС «Луна-3» (а) и снимок обратной стороны Луны (б).



а) АМС «Луна-3»



б) Снимок обратной стороны Луны, 1959г.

Рисунок 1.3 - Автоматическая межпланетная станция «Луна-3» и симок обратной стороны Луны

Сходные исследования Луны проводились и в США. С 1966 года по 1968 год вывели на орбиту вокруг Луны пять станций «Лунар-Орбитер» (Lunar Orbiter) и станцию «Эксплорер» (Explorer). Для посадки на Луну проводились в то же время запуски семи аппаратов «Сервейер» (Surveyor), пять из которых успешно прилунились. С 1994 по 1999 гг. проведено дистанционное зондирование Луны с окололунной орбиты двумя КА «Клементина» (Clementine, 1994) и «Лунар проспектор» (Lunar Prospector). Космическим

агентством Японии дважды выполнены полёты к Луне:

- январь 1990г. - экспериментальный КА MUSES-A (Hiten-Nagoromo);
- август 1997г. - более сложный аппарат LUNAR-A. Отказались от запуска;
- сентябрь 2007г. – запущен КА KAGUYA в рамках проекта SELENE.

США в рамках лунной программы заявили о необходимости международного взаимодействия через так называемые Соглашения Артемиды (Artemis Accords). К настоящему времени НАСА заключило такие соглашения с более чем двумя десятками стран, в том числе Канадой, Японией, ОАЭ, Великобританией и Германией.

Космическим аппаратом «Смарт-1» (SMART-1, Small Mission for Advanced Research in Technology, 2003-2006) к исследованию Луны подключилось Европейское космическое агентство.

Разработка лунной программы Китая, впоследствии названной «Чаньэ» (богиня Луны в китайской мифологии), началась в конце 1990-х годов. В 2004 году готовый план приняли к реализации, и тогда же начались первые работы. В октябре 2007 года был запущен первый китайский лунный КА «Чаньэ-1», который проработал на орбите Луны 16 месяцев и успешно прилунился в марте 2009 года. Китайский луноход «Юйту» («Нефритовый заяц»), доставленный на Луну 14.12.2013 г. проработал на её поверхности 31 месяц. 03.01.2019 г. КА «Чаньэ-4», доставил на приполярные южные широты обратной стороны Луны стационарную лунную станцию и луноход «Юйту-2». Китай стал третьей страной после СССР и США, доставившей на Землю образец лунного грунта (КА «Чаньэ-6» 24.11.2020г.)

С октября 2008 года по август 2009 на орбите Луны 312 дней проработал индийский зонд «Чандраян-1», позволивший обнаружить в полярном кратере Луны около 600 млн. водяного льда. В июле 2023 года вторая индийская АМС «Чандраян-2» доставила спускаемый модуль «Викрам» с небольшим шестиколёсным ровером «Прагьян» должен был совершить контролируемый

спуск на поверхность Луны, но 7 сентября он совершил жёсткую посадку и связь с ним была потеряна. Оставшийся на орбите Луны исправный КА «Чандраян-2» продолжил работу и выполнил часть задач. Аналогичная успешная попытка была выполнена в июле 2023 года. Индия стала четвертой страной, которая смогла доставить собственный аппарат на Луну – после СССР, США и КНР – и первой в мире, чей аппарат совершил мягкую посадку на южном полюсе Луны.

В 2019 году при попытке сесть на Луну разбился первый израильский КА Beresheet, который должен был прилуниться в северо-восточной части моря Ясности.

Япония в 1990 году запустила к Луне свой первый космический зонд Hiten, а в декабре 2022 года с помощью ракеты-носителя Falcon 9 американской компании SpaceX отправила на Луну КА Nakuto-R, разработанный японской компанией Ispace. На борту модуля Nakuto-R находились первый арабский луноход «Рашид», созданный Объединёнными Арабскими Эмиратами, и японский двухколесный лунный робот. 25 апреля 2023 года оба аппарата разбились вместе с модулем.

1.1.3 Пилотируемые космические экспедиции на Луну

В период с 1968 по 1972 годы по программе «Аполлон» было выполнено 9 полётов к Луне. Три экспедиции прошли без высадки астронавтов на Луне и шесть — с посадкой на Луне. Всего 24 астронавта США летали до Луны и обратно. Во время каждой из шести экспедиций с посадкой на Луне два астронавта выходили на поверхность Луны и один оставался в орбитальном модуле; таким образом, на Луне побывали 12 землян.

Лунная программа России рассчитана до 2040 года и включает в себя три этапа: «Вылазка», «Форпост» и «База».

На этапе «Вылазка» до 2025 года предполагается создание базового модуля околорунной станции и беспилотные облёты Луны на перспективном пилотируемом космическом корабле «Орёл». Будет продолжено исследование

Луны автоматическими станциями.

Второй этап «Форпост» в 2025-2035 годах предполагает отработку средств доступа на поверхность Луны. В частности, пилотируемые полёты с облётом в 2028 году и после 2030 года – высадку космонавтов на 14 суток на поверхность Луны для создания и размещения первых элементов посещаемой базы. Для телекоммуникации должна быть развёрнута сеть КА связи на окололунной орбите.

На финальном этапе «База» после 2035 года планируется завершение строительства полноценной посещаемой лунной базы, создание научной инфраструктуры – постройки на поверхности Луны двух астрономических обсерваторий, а также создание инфраструктуры, добыча водяного льда, строительство убежищ от радиации. Предполагается создание единой системы пилотируемых и автоматических средств освоения Луны. В период 2036-2040 годов произойдёт развёртывание на окололунной орбите навигационных аппаратов для прокладки маршрутов работающей на поверхности техники.

Россия и Китай в марте 2021 года подписали меморандум о взаимопонимании по сотрудничеству в области создания Международной научной лунной станции (МНЛС).

К 2030 году Китай планирует высадку своих тайконавтов на поверхность Луны.

Индия планирует к 2035 году создать собственную космическую станцию, а к 2040 – отправить на Луну своего астронавта.

1.1.4 Затмения Солнца и Луны

Солнечное затмение — астрономическое явление, при котором Луна полностью или частично покрывает Солнце на некоторое время при наблюдении с определённой части Земли - полутень или тень Луны проходит по части поверхности Земли (рисунок 1.4). Солнечные затмения происходят только в новолуние, причём из-за наклона орбиты Луны к плоскости эклиптики они случаются не в каждое новолуние, а только от 2 до 5 раз в год,

когда Луна в новолунии оказывается вблизи узла своей орбиты.

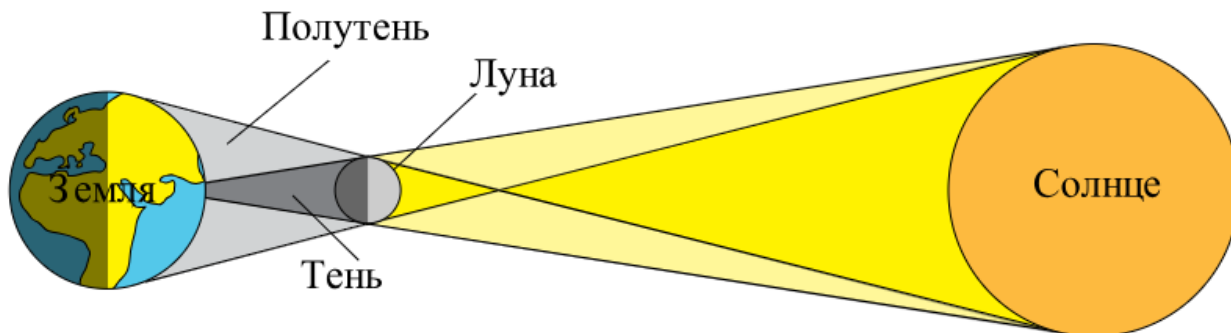


Рисунок 1.4 - Схема полного солнечного затмения [4]

Диаметр сечения конуса лунной тени на поверхности Земли не может превышать 270 км, поэтому в определённый момент времени стадия полного солнечного затмения видна только в области небольшого размера. А диаметр полутени вблизи Земли значительно больше и составляет около 6400 км — из области, на которую попадает полутень, можно наблюдать частные фазы, и чем ближе наблюдатель в полутени к оси конуса тени, тем большая часть диска Солнца будет закрыта Луной для наблюдателя. скорость движения лунной тени относительно центра Земли — 940 м/с.

Солнечные затмения делятся на полные, частные, кольцеобразные и гибридные (рисунок 1.5).



Рисунок 1.5 – Полное, кольцеобразное и гибридное солнечные затмения

Если бы орбита Луны находилась в плоскости эклиптики, в которой всегда находится Солнце, то при каждом новолунии случалось бы солнечное

затмение. Однако в действительности орбита Луны наклонена к плоскости эклиптики в среднем на $5,1^\circ$, поэтому в новолуние диск Луны на небесной сфере может пройти «выше» или «ниже» диска Солнца, и затмения не произойдёт. При полном затмении в отдельных районах Земли можно наблюдать полное покрытие Солнца Луной, при частном полного покрытия не наблюдается нигде. При кольцеобразном затмении полного покрытия также не происходит, но, в отличие от частного затмения, где-либо на Земле можно наблюдать, как Луна оказывается на фоне диска Солнца и не может закрыть его целиком, имея меньший угловой размер, чем у Солнца. При гибридном затмении на Земле есть области, где в какой-то момент затмение наблюдается как кольцеобразное, а в другое время в других областях — как полное. Полная фаза может наблюдаться не более семи с половиной минут.

В солнечных затмениях присутствует определённая, хотя и не точная, периодичность, описываемая циклами затмений. За промежуток времени немногим дольше 18 лет, затмения повторяются почти в том же порядке, с похожими параметрами. За длительные промежутки времени параметры солнечных затмений изменяются, что связано, в частности, с изменением параметров орбит Земли и Луны.

Во время затмений можно исследовать корону и хромосферу Солнца оптическими методами. Интересно, что Луна постепенно удаляется от Земли - приблизительно на 3,8 см за год, а её период обращения увеличивается. Отдаление Луны со временем приведёт к тому, что её угловые размеры станут слишком малыми для того, чтобы полные солнечные затмения вообще были возможны — это должно произойти через 750 млн лет. Успеем посмотреть.

Лунное затмение — затмение происходит, когда Луна входит в конус тени от Земли (рисунок 1.6). Диаметр пятна тени Земли на расстоянии 363 000 км (минимальное расстояние Луны от Земли) составляет около 2,6 диаметра Луны, поэтому Луна может быть затенена целиком. В каждый момент затмения степень покрытия диска Луны земной тенью выражается фазой затмения. Величина фазы Φ определяется расстоянием θ от центра Луны до

центра тени. В астрономических календарях приводятся величины Φ и θ для разных моментов затмения.

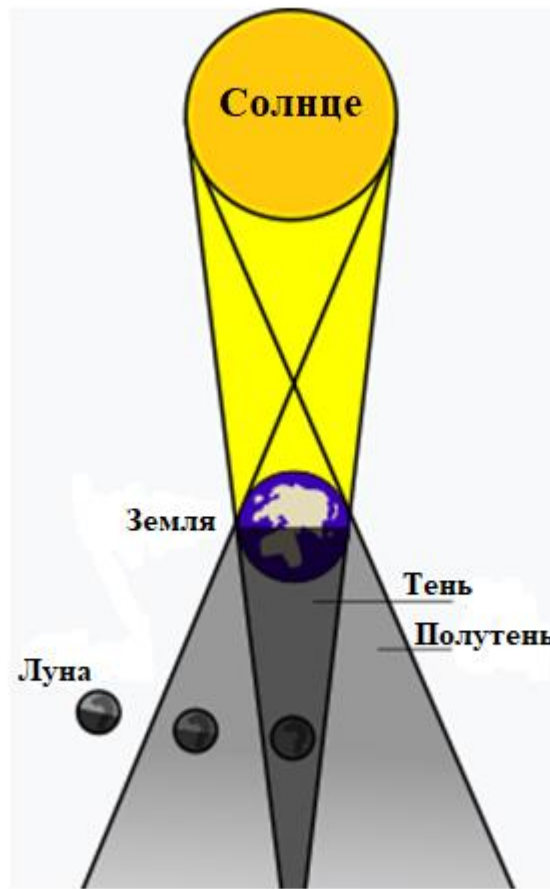


Рисунок 1.6 – Схема лунного затмения

Когда Луна во время затмения полностью входит в тень Земли, говорят о полном лунном затмении, когда частично — о частном затмении. Когда Луна входит только в полутень Земли, говорят о частном полутеневом затмении. Необходимыми условиями наступления лунного затмения являются одновременное выполнение двух условий: полнолуние и близость Луны к узлу её орбиты (то есть к точке, где орбита Луны пересекает плоскость эклиптики).

Лунное затмение может наблюдаться на всём полушарии Земли, обращённом в этот момент к Луне (то есть там, где на момент затмения Луна находится над горизонтом). Вид затемнённой Луны с любой точки Земли, где она вообще видна, практически одинаков - в этом состоит коренное отличие

лунных затмений от солнечных, которые видны лишь на ограниченной территории. Максимальная теоретически возможная продолжительность полной фазы лунного затмения составляет 108 минут. При этом Луна проходит через центр земной тени и полные лунные затмения такого типа называют центральными. Они отличаются от нецентральной большей продолжительности и меньшей яркостью Луны во время полной фазы затмения.

Во время затмения (даже полного) Луна не исчезает полностью, а становится тёмно-красной, из-за чего её называют Кровавой Луной. Это объясняется тем, что Луна даже в фазе полного затмения продолжает освещаться. Солнечные лучи, проходящие по касательной к земной поверхности, рассеиваются в атмосфере Земли и за счёт этого рассеяния частично достигают Луны. Поскольку земная атмосфера наиболее прозрачна для лучей красно-оранжевой части спектра, именно эти лучи в большей мере достигают поверхности Луны при затмении, что и объясняет окраску лунного диска. По сути, это тот же эффект, что и оранжево-красное свечение неба у горизонта (заря) перед восходом или сразу после заката. Для оценки яркости Луны во время затмения используется шкала Данжона.

Если Луна попадает в полную тень Земли только частично, наблюдается *частное затмение*.

Вокруг конуса тени Земли имеется полутень — область пространства, в которой Земля заслоняет Солнце лишь частично. Если Луна проходит область полутени, но не входит в тень, происходит *полутеневое затмение*. При нём яркость Луны уменьшается, но незначительно: такое уменьшение практически незаметно невооружённым глазом и фиксируется только приборами. Лишь когда Луна в полутеневом затмении проходит вблизи конуса полной тени, при ясном небе можно заметить незначительное потемнение с одного края лунного диска. Если Луна полностью попадает в полутень (но не касается тени), такое затмение называется *полным полутеневым*, а если же лишь часть Луны входит в полутень, такое затмение называется *частным полутеневым*. Полные

полутеневые затмения происходят редко, в отличие от частичных: последним полным полутеневым было затмение 14 марта 2006 года, а следующее произойдёт лишь в 2042 году.

1.1.5 Физические свойства космического пространства, влияющие на полёт космических аппаратов

Функционирование космических средств происходит в различных областях околоземного пространства с характерными для них условиями окружающей природной среды. Последние постоянно воздействуют на материалы КА, его бортовую аппаратуру и сам аппарат. Они воздействуют и на элементы орбиты, и на экипаж пилотируемого КА. Это воздействие имеет место и на участке выведения КА на орбиту, и на участке его снижения и посадки на землю. Поскольку условия, характеризующие состояние околоземного пространства, многообразны, то таковыми являются и воздействия их на космические средства. При этом воздействия на материалы, элементы и узлы КА и в целом на КА, пилотируемый или непилотируемый, некоторых факторов ОЗП продолжают постоянно изучаться.

Исследование и использование космического пространства как особой среды невозможно без познания его особенностей и свойств. Характеризуя космическую среду, мы говорим о ней, как о среде агрессивной к творению рук человеческих - космическим аппаратам (КА) и к самому человеку. Прежде всего, мы говорим о глубоком вакууме, ультрафиолетовое облучении, солнечном ветре, частицах высоких энергий, о космическом веществе в форме метеорной пыли и более крупной - метеоритах; мы говорим о магнитном поле Земли, Солнца и планет, о радиационных поясах - частицах высоких энергий, захваченных и удерживаемых магнитным полем. Наконец, гравитация и невесомость. Без знания и учета законов тяготения, точных расчётов энергии на преодоление притяжения Земли, Солнца, Луны, планет - невозможны доступ в космическое пространство и прогноз движения КА во времени.

Принято считать, что траектория полёта КА делится на три основные

части:

- участок выведения на орбиту;
- участок орбитального полёта;
- участок снижения и посадки на землю.

И на каждом из этих участков окружающая среда действует на параметры движения КА, на функционирование бортовой целевой и служебной аппаратуры, на устойчивость свойств материалов техники.

К факторам природной среды, оказывающим влияние на функционирование космических средств (ракеты-носители и космические аппараты), относим:

- вещество (воздух, вода, потоки заряженных частиц, различные виды излучений);
- гравитационные и электромагнитные поля, проявляемые как в (квази)статических явлениях, так и в вариациях в ходе сложных взаимообусловленных процессов.

К факторам космического пространства (параметры и характеристики процессов и явлений, в околоземном и межпланетном космическом пространстве) относим:

- галактическое и солнечное космические излучения;
- радиационные пояса земли (РПЗ);
- вакуум;
- метеорное вещество;
- собственная атмосфера КА;
- ионосфера;
- геомагнитосфера и межпланетное магнитное поле

Относительно электромагнитных сил, возникающих при движении спутника в ближайших космических окрестностях Земли, надо сказать следующее: они несколько тормозят его полет, но эти электромагнитные возмущающие эффекты ничтожны по сравнению с гравитационными

возмущениями и воздействием атмосферы.

Для КА с небольшой высотой полёта над земной поверхностью гравитационными полями Луны и Солнца практически можно пренебречь. Зато сильно вытянутые эллиптические орбиты с весьма удалёнными от Земли апогеями под действием Луны и Солнца эволюционируют весьма заметно. Прежде всего, меняется высота перигея. В зависимости от расположения орбиты КА относительно Солнца высота перигея может расти или уменьшаться. Последнее иногда совершается так быстро, что время существования КА с далёким апогеем может оказаться непродолжительным. Так, одна из советских лунных станций при начальной значительной высоте перигея (40000км) и апогея (480000км) через полгода вошла в плотные слои атмосферы и прекратила своё существование.

В околоземном космическом пространстве на КА постоянно воздействуют радиационные факторы, которые вызывают поверхностную эрозию материала, ионизацию вещества, смещение атомов со своего места в атомной решётке, электризацию внешней поверхности КА, что в конечном итоге может привести к нарушению или потере работоспособности бортовой аппаратуры, к ухудшению рабочих характеристик или выводу из строя элементов конструкции КА и его систем.

Под радиационными факторами, воздействующими на КА в его орбитальном полете, понимают корпускулярные и электромагнитные ионизирующие излучения и тепловое (световое) излучение Солнца. К корпускулярным ионизирующим излучениям относятся галактические и солнечные космические лучи и электрические частицы внутренней и внешней зон радиационных поясов Земли. К электромагнитным ионизирующим излучениям также относятся электромагнитные излучения Солнца, длина волны которых меньше $3 \cdot 10^{-7}$ м (γ – излучение, рентгеновское излучение, среднее и дальнее ультрафиолетовое излучения). К световому излучению Солнца относится его излучение, заключённое в интервале длин волн $0,39\text{мкм} < \lambda < 0,76\text{мкм}$, а к тепловому в основном ИК-излучение ($0,76\text{мкм} < \lambda <$

3000мкм).

Заметим, что характеристики радиационных факторов, воздействующих на КА в его орбитальном полете, в настоящее время хорошо изучены и доступны для более детального ознакомления.

Для космического аппарата на орбите достаточно серьезную опасность могут представлять частицы массой $10^{-4} - 10^{-5}$ г, способные пробить его герметичную оболочку - относятся метеорные тела и космическая пыль. вероятность столкновения КА с такими частицами мала (1 раз в 5-10 лет). в орбитальном полете существует опасность столкновения КА с космическими телами искусственного происхождения – космическим мусором, число которых возрастает с каждым годом, их распределение на околоземных орбитах носит неравномерный характер, в основном они находятся на высотах 400...1600км с наибольшей концентрацией на высоте около 850 км

1.1.6 Классификация орбит космических аппаратов и их характеристики

КА используются для решения практических задач - связи, метеорологии, навигации, наблюдения. В каждом отдельном случае проектируется трасса КА, в наибольшей степени отвечающая решению поставленных задач. Например, метеорология требует освещения всех регионов и акваторий, где рождается погода - практически до высоких северных широт, а другие виды наблюдения укладываются в контроле территорий и акваторий в пределах 50 или 60° северной и южной широты.

В различных источниках можно найти классификации орбит КА, отличающиеся между собой. В общем виде классификация орбит КА может быть представлена следующим образом.

1. По эксцентриситету (рисунок 1.7):

1.1 *Круговая* орбита – траектория в виде окружности, эксцентриситет равен 0.

1.2 *Эллиптическая* орбита - траектория в виде эллипса,

эксцентриситет от 0 до 1.

1.3 *Параболическая* орбита - эксцентриситет равен 1. Такая орбита имеет скорость, равную скорости освобождения, следовательно, преодолевает гравитационное притяжение планеты. Если скорость на параболической орбите увеличивается, то она становится гиперболической.

1.4 *Гиперболическая* орбита - эксцентриситетом больше 1. Такая орбита имеет скорость, превышающую скорость освобождения, а следовательно КА на ней преодолевает силу гравитационного притяжения планеты и продолжит путешествовать бесконечно, пока не попадёт под воздействие другого тела с достаточной силой притяжения.

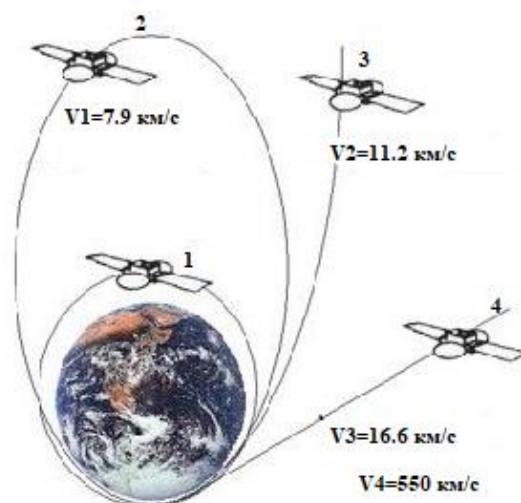


Рисунок 1.7 – Формы орбит: 1 – круговая, 2 – эллиптическая, 3 – параболическая, 4 - гиперболическая

2. По высоте:

2.1 *Низкоорбитальная*, ЛЕО - геоцентрическая орбита с высотами до 2 000 км.

2.2 *Среднеорбитальная*, МЕО - геоцентрическая орбита с высотами от 2 000 до 35 000 км.

2.3 *Высокоорбитальная*, НЕО - геоцентрические орбита с высотами более 35 000 км.

3. По наклонению (рисунок 1.8):
- 3.1 *Наклонная орбита* — это орбита, наклонение которой по отношению к экваториальной плоскости не равно 0.
- 3.2 *Полярная орбита* - проходит над полюсами или чуть в стороне от обоих полюсов планеты при каждом обороте. Поэтому она имеет наклонение 90 градусов (или очень близкое к 90).
- 3.3 *Экваториальная орбита* – находится вблизи от экваториальной плоскости. Эта орбита позволяет частую повторную съёмку приэкваториальных регионов.

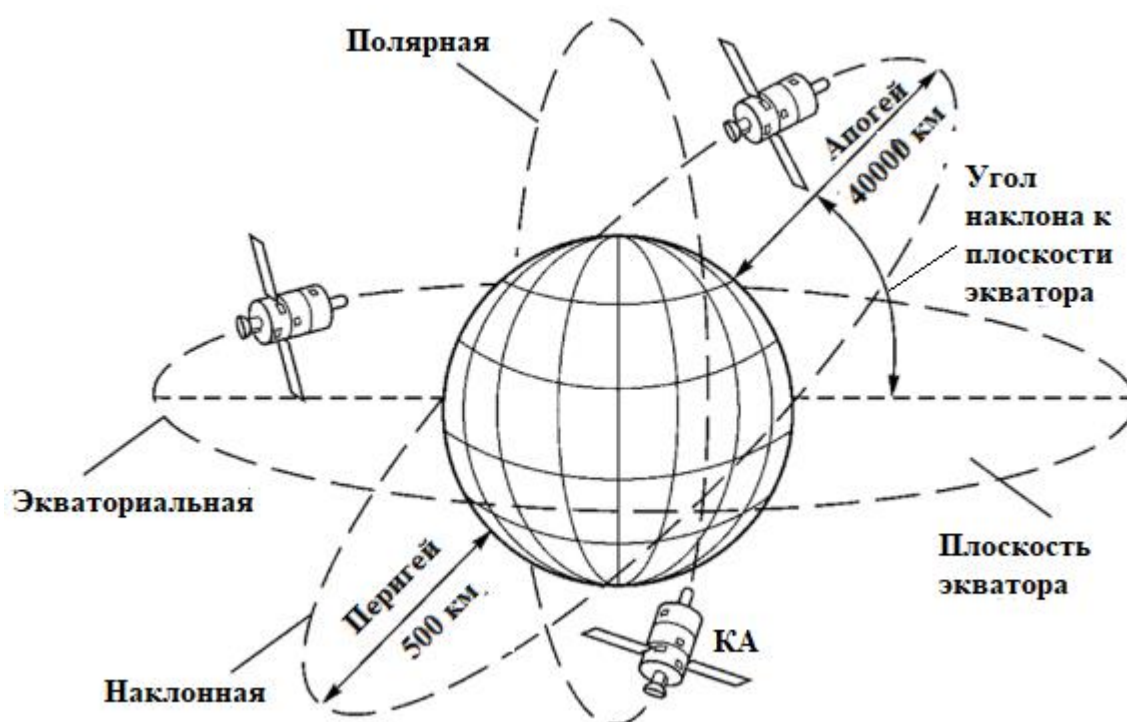


Рисунок 1.8 – Типы орбит

4. По направлению движения КА:
- 4.1 *Прямая орбита* - орбита, при которой проекция объекта на экваториальную плоскость, вращается вокруг Земли в таком же направлении, в котором вращается и Земля. Наклонение таких орбит от 0 до 90 градусов. Используется в основном, т.к. вращение Земли придает дополнительную скорость.
- 4.2 *Обратная (ретроградная) орбита* - орбита, при которой

проекция объекта на экваториальную плоскость, вращается вокруг Земли в направлении, противоположном в котором вращается и Земля. Наклонение таких орбит от 90 до 180 градусов. Используется редко, т.к. требует большей энергии для запуска.

5. По синхронности:

5.1. *Синхронная орбита* – вращающееся тело (обычно спутник) имеет период, равный среднему периоду вращения центрального тела, и вращается в том же направлении, что и оно.

5.2. *Полусинхронная орбита* – период равен половине среднего периода центрального тела, спутник вращается в том же направлении. Для Земли полусинхронной орбитой будет средняя земная орбита с периодом обращения 12 часов. Если орбита круглая, то высота будет примерно 20 200 километров.

5.3. *Надсинхронная орбита* – это орбита, период обращения которой больше, чем период вращения центрального тела. Она обязательно будет находиться выше, чем синхронная орбита этого же тела.

5.4. *Солнечно-синхронная орбита* синхронизирована с положением Солнца и позволяет ежедневно получать съёмку в одно и то же солнечное время.

5.5 *Геосинхронная орбита* - орбита с Землёй в центре с периодом, равным одному дню, который является средним периодом вращения Земли: 23 часа, 56 минут, 4,091 секунды. Для почти круговой орбиты это означает высоту примерно 35786. Наклонение орбиты и эксцентриситет не обязательно должны быть равным нулю.

5.6 *Геостационарная орбита* – круговая с наклоном равным 0 (т.е. в экваториальной плоскости) высотой 35 786 км. Для земного КА с такой орбитой наблюдателя выглядит

фиксированный в небе (рисунок 1.9).

Интересно, что геостационарные орбиты должны быть геосинхронными, но не все геосинхронные орбиты геостационарны.



Рисунок 1.9 – Геостационарная орбита

Отдельную группу орбит представляют *орбиты захоронения*, предназначенные для увода не них КА, заканчивающие срок своего активного существования. Для это КА должен иметь собственную двигательную установку и запас топлива. Таких орбит две: около 36 000 км и около 600-1000 км, на которую уводят КА с ядерной энергетической установкой. Срок неуправляемого пребывания КА на этой орбите достигает 2000 лет, что значительно превышает период полураспада многих продуктов деления.

Следует заметить о наличии таких типов объектов в космосе как космический мусор - все искусственные объекты (от 0,1 см и выше) и обломки от них в космосе, которые уже неисправны, не функционируют и никогда более не смогут служить никаким полезным целям, но являются опасным фактором воздействия на функционирующие КА. По различным оценкам количество таких объектов превышает 130 млн., из них на низкой активно используемой группе высот около 20 млн. Российскими и американскими

средствами контроля космического пространства всего на низких околоземных орбитах находилось более 17,1 тыс. объектов (включая действующие КА), столкновение с любым из которых угрожает полным разрушением.

Вместе с понятием орбита оперируют понятием трасса полёта КА, которая представляет собой кривую линию, соединяющую пункты земной поверхности, над которыми КА бывает в зените. Говоря другими словами, трасса полёта КА – это геометрическое место подспутниковых точек, поскольку последние являются точками на поверхности земли, в зените которых он находится. Трасса КА определяется, главным образом, сочетанием его орбитального движения, «гравитационной» эволюции его орбиты и вращения Земли. Сопротивление атмосферы и различные тонкие возмущающие эффекты ещё более усложняют эту картину. знание трассы необходимо при определении целеуказаний наземным измерительным средствам (когда, куда направить антенну и по какому закону изменять ее положение в течение времени), а также при расчёте координат спутников относительно измерительных пунктов, в районе которых ожидается их прохождение в зоне радиовидимости. Знание трассы позволяет координировать по времени всю работу измерительного наземного комплекса. При построении трассы необходимо уметь определять географические широту φ и долготу λ подспутниковой точки в любой момент времени. Поскольку Земля вращается, то за время одного оборота спутника T она поворачивается на угол

$$\Delta\lambda = 2\pi T / P_{\oplus},$$

где P_{\oplus} – звёздные сутки ($P_{\oplus} = 8,616409 \cdot 10^{-5}$ рад \cdot с).

Поэтому на поверхности Земли, в географических координатах, проекция орбиты КА выглядит в виде колеблющейся незамкнутой кривой. Ее

можно видеть на фотографиях табло из Центра космических полётов, которое показывает движение КА над Землёй.

1.1.7 Инженерия космических систем

Как и любой вид инженерной деятельности космическая деятельность в части создания и применения космических систем предполагает обязательную последовательность действий. Весь временной интервал от начала разработки, например, космического аппарата до прекращения его применения по назначению предполагает комплексный подход, который можно условно именовать «жизненным циклом».

В общем виде жизненный цикл КА практически любого назначения может быть описан следующей последовательностью [5]:

1. Разработка с учётом согласованности его конструкции с ракетой-носителем, предполагающая этапы:

- разработка эскизного проекта, в т.ч. определяются принципиальные конструктивные, схемные, технологические и иные решения, рассматриваются и сравниваются возможные варианты решения;
- разработка технического проекта;
- разработка рабочей конструкторской документации для изготовления опытного образца изделия ВТ;
- изготовление опытного образца изделия и проведение предварительных испытаний;
- проведение государственных испытаний изделия.

2. Изготовление в соответствии с действующими нормативными документами (в т.ч. макетирование, моделирование, частные испытания).

3. Наземные испытания (автономно и в составе космического комплекса);

4. Запуск с наземного космодрома или какого-либо авиационного, наземного или морского носителя.

5. Уточнение параметров опорной орбиты и перевод КА на расчётную орбиту при необходимости.

6. Лётные испытания с привлечением наземных служб:

- Центра управления полётом;
- командно-программных средств;
- средств траекторных измерений (контроль орбиты)
- средств приёма бортовых телеметрических данных о состоянии бортовых служебных и научных систем;
- средств приёма целевых данных от бортовой научной аппаратуры.

7. Применение по назначению в т.ч.:

- управление беспилотным КА (весь п.п.6);
- пилотирование с привлечением наземных служб и ЦУПа;
- получение целевых данных с привлечением ведомственных пунктов приема, если это предусмотрено концепцией создания космической системы;

8. Прекращение эксплуатации:

- выключение бортовой научной и необходимой части служебной аппаратуры;
- дефрагментация (разъединение) конструкции комплекса, если это было предусмотрено;
- управляемый сход с орбиты в атмосферу для падения в заданной точке мирового океана (точка Nemo);
- мягкая управляемая посадка на Землю;
- увод на орбиту захоронения.

1.2. Применение космических систем

Роскосмосом² по решению Правительства РФ разработаны и

² Госкорпорация «Роскосмос» - уполномоченная Правительством РФ организация, осуществляющая

плановмерно осуществляются Федеральные целевые программы космической деятельности. В частности, дальнейшее развитие космических средств ДЗЗ планируется и проводится в рамках действующей Федеральной космической программы на период до 2030 года.

Развитие космических методов и средств мониторинга Земли, средств связи и навигации признано одним из наиболее важных и перспективных направлений космической деятельности. С помощью данных таких спутниковых систем решаются многие важные научные и практические задачи экономического, социального и экологического развития, как отдельных регионов, так и страны в целом.

Получение глобальных оперативных знаний о состоянии экосистемы Земли возможно только с помощью измерительных средств космического базирования, поскольку наземная наблюдательная сеть охватывает не более 30% территории Земли. Уже сейчас экономическая эффективность космического дистанционного зондирования весьма высока. Так, например, принято считать, что при использовании спутниковой информации в гидрометеорологии сумма экономии затрат и предотвращённого ущерба в 10-15 раз превосходит затраты на собственно получение данных от космических метеорологических систем.

Сегодня невозможно даже представить одинокого пешехода без возможности определить своё положение на местности по сигналам Глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС или GPS). Сегодня в мире функционируют таких систем: ГЛОНАСС (РФ), NAVSTAR (США), BeiDou или BDS (КНР), EGNOS или ГАЛИЛЕО (ЕС), IRNSS (Индия), QZSS (Япония). Функционируют ещё ряд низкоорбитальных навигационных спутниковых систем специального назначения. В некоторых странах дополнительные задачи по навигационному определению несут и КА связи на геостационарных орбитах.

Несмотря на то, что изначально ГНСС создавались исключительно для военного назначения, сегодня они находят применение в:

- геодезии;
- картографии;
- кадастровой деятельности;
- навигация;
- сотовая связь;
- литосферный мониторинг»
- геотеринг, отдых и др.

Обсуждение современного состояния и перспектив развития КС ДЗЗ на международном уровне позволило сформулировать перечень **основных направлений мониторинга** Земли посредством космических средств:

- оперативное гидрометеобеспечение;
- мониторинг глобальных изменений климата;
- мониторинг чрезвычайных ситуаций и их последствий;
- экологический мониторинг;
- изучение Земли в хозяйственных целях (лесное, сельское и рыбопромысловое хозяйство);
- природоресурсные исследования
- научные исследования;

Также определены наибольшие **социальные и экономические выгоды** от использования данных спутниковых систем, а именно:

- улучшение гидрометеобеспечения, повышение достоверности прогноза и предупреждений;
- уменьшение потерь (человеческие жизни, собственность) от опасных природных явлений и чрезвычайных ситуаций естественного и техногенного происхождения;
- изучение, оценка, предсказание и уменьшение последствий климатических изменений;

- поддержка устойчивого развития сельского и лесного хозяйства, борьба с эрозией земель, опустыниванием;
- изучение влияния природных факторов на существование и здоровье человека;
- улучшение управления и сохранение земных, прибрежных и морских экосистем;
- улучшение управления водными ресурсами (с помощью более достоверного описания водного цикла);
- улучшение управления энергетическими ресурсами;
- мониторинг и сохранение биоразнообразия (с использованием экологических прогнозов).

В настоящее время данные КС оперативного мониторинга широко используются при решении задач в интересах сельского, лесного и рыбного хозяйства;

- поиске, инвентаризации и освоении природных ресурсов;
- обеспечении судоходства и транспортировки грузов;
- прокладке и контроле состояния различных коммуникаций;
- контроле чрезвычайных ситуаций и оценке экологической обстановки; охране природы;
- прогнозировании погоды;
- оценке глобальных изменений, как следствии эволюции климата;
- создании и ведении территориальных информационных систем и др.

Развитие и использование космических методов и средств является особенно актуальным для России с ее огромной территорией и географическим положением. Богатство природных ресурсов, труднодоступность отдельных районов, сложность в организации и проведении наземных, аэрологических и авиационных наблюдений обуславливают необходимость дальнейшего развития спутниковых средств и

методов связи и оперативного мониторинга. Кроме того, глобальный экологический мониторинг, оперативная оценка чрезвычайных ситуаций и их последствий, а также ряд других задач могут быть эффективно решены только с использованием данных от космических систем.

1.3 Астрономические системы координат

Для описания движения КА обычно используют инерциальную систему координат с началом, расположенным в центре основного поля тяготения, в котором происходит полет КА. При рассмотрении движения КА в пределах действия поля земного тяготения используется *геоцентрическая* система, при полете вокруг Луны, планет или Солнца - соответственно *селеноцентрическая, планетоцентрическая* или *гелиоцентрическая* системы.

1.3.1 Геоцентрическая система координат

На рис. 1.10 представлена *геоцентрическая экваториальная* система координат.

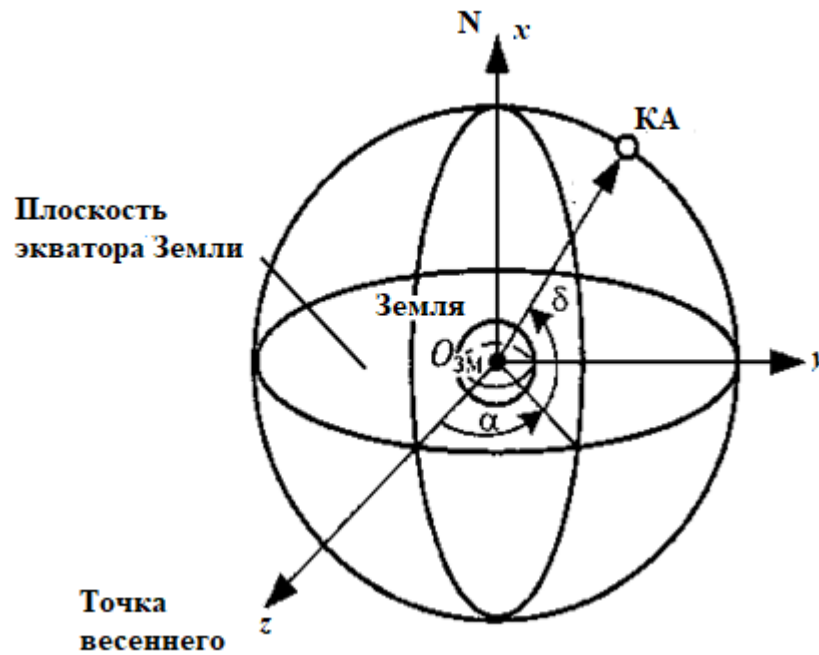


Рисунок 1.10 - Геоцентрическая экваториальная система координат

Начало координат - центр Земли, опорная плоскость - плоскость экватора. Ось x направлена в точку весеннего равноденствия y , ось z проходит через Северный полюс, а ось y направлена так, чтобы система координат была правой. Точка весеннего равноденствия находится на линии пересечения эклиптики (плоскости орбиты Земли) с плоскостью земного экватора. Через эту точку у центр Солнца 21 марта переходит из южной половины небесной сферы в северную.

Геоцентрической экваториальной декартовой системе координат соответствует сферическая экваториальная система, в которой положение точки определяется радиус-вектором ρ и углами δ — склонения и α — прямого восхождения. Декартовы координаты связаны со сферическими координатами соотношениями

$$x = \rho \cos \delta \cos \alpha$$

$$y = \rho \cos \delta \sin \alpha$$

$$Z = \rho \sin \delta$$

Уравнения, описывающие орбитальное движение космического аппарата, упрощаются при переходе к орбитальной системе координат, т. е. при описании движения в плоскости орбиты КА. Геоцентрическая орбитальная система изображена на рисунке 1.11. Начало координат — центр Земли. Опорная плоскость — плоскость орбиты КА. Ось y_{ω} направлена в точку перигея, ось x_{ω} располагается в плоскости орбиты и направлена в сторону движения в перигее, ось z_{ω} дополняет систему до правой. *Перигеем* называется ближайшая к центру Земли точка орбиты. Положение этой системы координат относительно геоцентрической системы определяется тремя углами: наклоном орбиты i , аргументом перигея ω и долготой восходящего узла Ω (\bar{O} — нисходящий узел). Положение КА в плоскости орбиты описывается радиус-вектором ρ и углом β , отсчитываемым от направления в точку перигея.

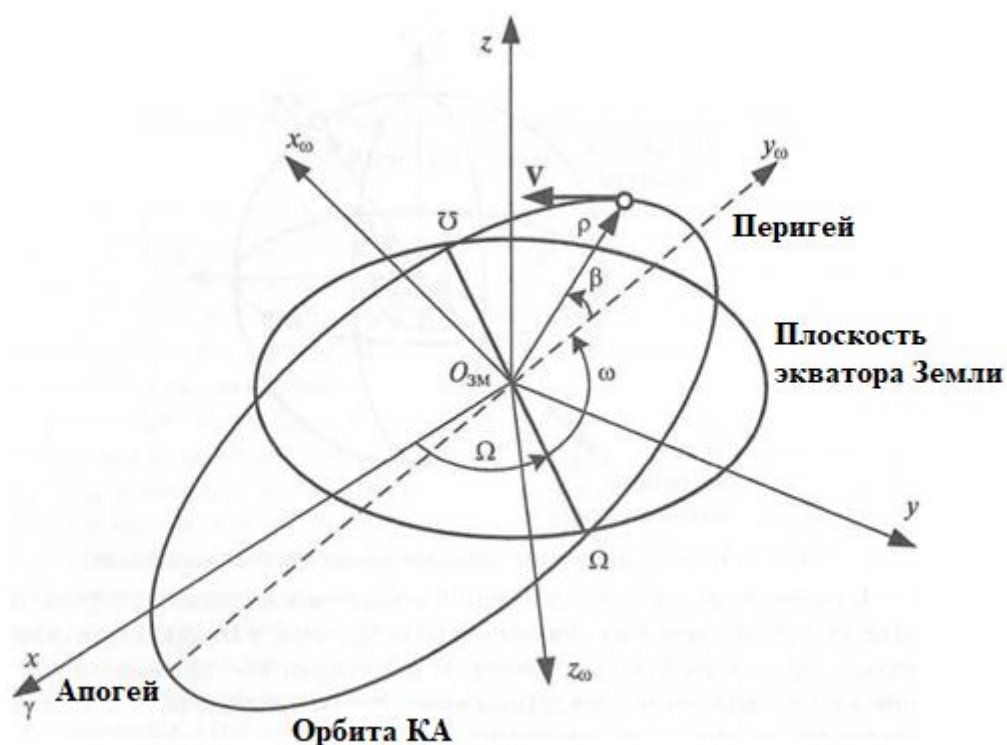


Рисунок 1.11 - Геоцентрическая орбитальная система координат

Местоположение наземных пунктов связи и управления КА удобно определять в жёстко связанной с Землёй геодезической системе координат $O_{зм}x'y'z'$ (рис. 1.12). Начало геодезической системы - центр Земли, опорная плоскость — плоскость экватора. ось x' образуется пересечением плоскости Гринвичского меридиана с плоскостью экватора, ось z' проходит через Северный полюс, а ось y' направлена так, чтобы система координат была правой.

Геодезической декартовой системе координат соответствует сферическая система, в которой положение точки определяется модулем радиуса вектора ρ , широтой φ и долготой λ .

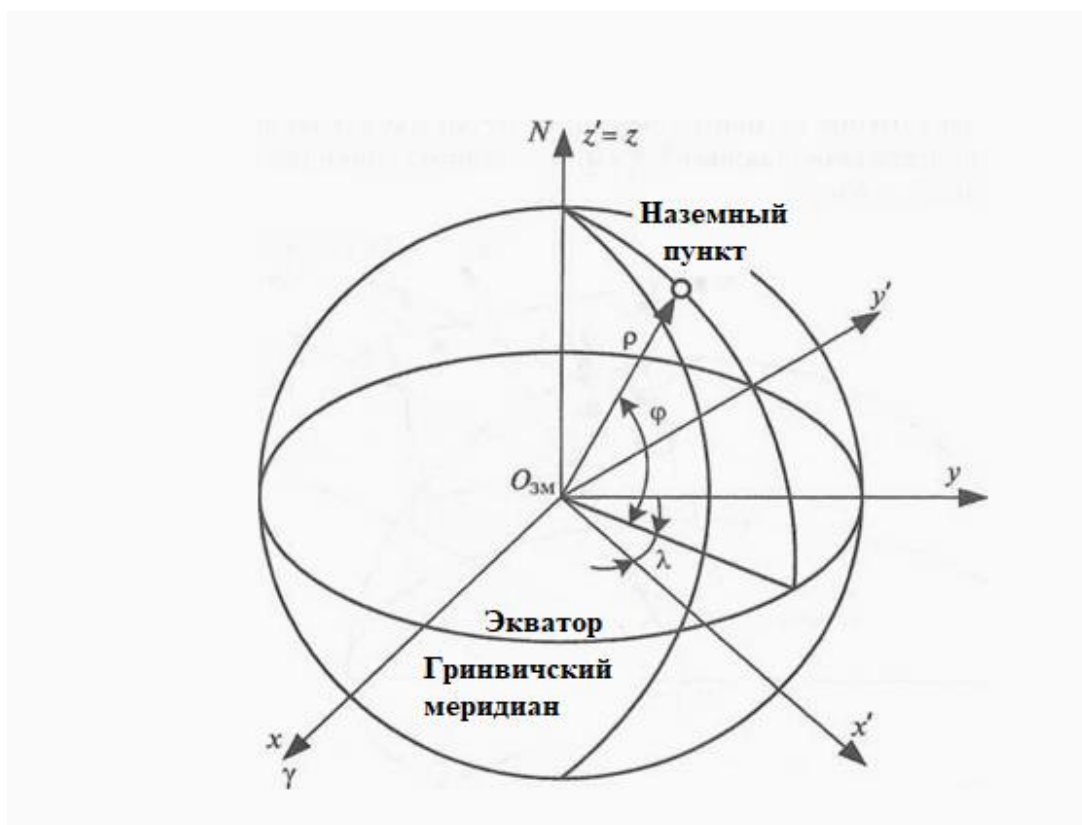


Рис. 1.12 - Геодезическая система координат

Для перехода от декартовых к сферическим геодезическим координатам нужно заменить склонение δ широтой φ , а прямое восхождение a долготой λ .

При наблюдении за КА используют измерительную (топоцентрическую) систему координат $O_{\tau}x_{\tau}y_{\tau}z_{\tau}$ (рисунок 1.13). Ее центр совмещается с точкой земной поверхности, в которой находятся измерительные устройства или наблюдательные пункты. Ось x_{τ} лежит в плоскости местного горизонта и направлена на Север, ось y_{τ} совпадает с местной вертикалью, а ось z_{τ} выбирается так, чтобы система координат была правой. Топоцентрической декартовой системе соответствует сферическая система, в которой положение КА задаётся радиальной дальностью R , азимутом ψ и углом места θ .

Все точки земной поверхности, оставаясь неподвижными в геодезической системе, перемещаются в геоцентрической системе координат с запада на восток соответственно суточному вращению Земли вокруг оси $z = z'$ с угловой скоростью $\Omega = 15^{\circ}$ в час. Линейная скорость их движения составляет величину

$$v_{\Omega} = r_{\text{ЗМ}}\Omega_{\text{ЗМ}}\cos\varphi \approx 465\cos\varphi, [м/с]$$

где $r_{\text{ЗМ}}$ – расстояние от центра Земли до точки начала координат O_{τ} в среднем приближённо равное 6371 км; φ — широта точки расположения измерительного пункта.

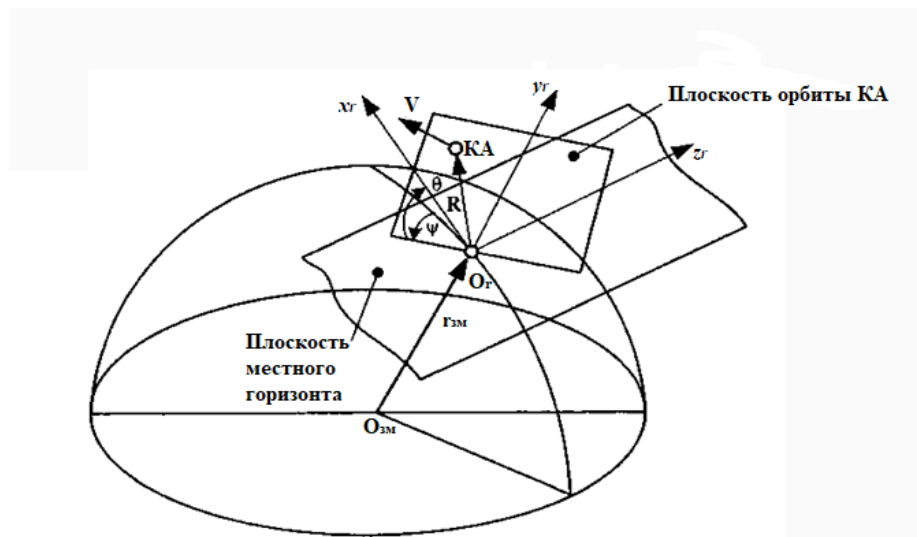


Рисунок 1.13 - Измерительная (топоцентрическая) система координат

При полете КА различают *необходимые, номинальные, фактические и расчётные* траектории. Необходимыми называются такие траектории, при

движении по которым обеспечивается выполнение поставленной задачи запуска КА. Расчётная траектория — это траектория, определяемая расчётным путём на основе данных, полученных в результате контроля фактической траектории. Номинальной является одна из необходимых траекторий, выбранная для полёта конкретного КА. В реальных условиях не все возможные возмущения могут быть учтены, поэтому КА движется по фактической траектории, по которой происходит истинное, реальное движение КА.

Выбор номинальной орбиты КА определяется его назначением. Так, для максимальной продолжительности КА связи абонентов наиболее важны размеры зоны видимости КА с поверхности Земли. Поэтому многие связные КА запускают на геостационарные и высокоэллиптические орбиты. КА, на стационарной орбите (экваториальную круговую орбиту с высотой над поверхностью Земли $H = 35\,870$ км), совершает один оборот вокруг Земли за 24 ч и наземному наблюдателю кажется неподвижным. Зона видимости геостационарного КА охватывает круговую зону диаметром 163° дуги, поэтому практически для обеспечения связью всей поверхности Земли, за исключением приполярных районов, достаточно трёх КА на ГСО. Для обеспечения связи в приполярных районах, необходимо выводить КА на наклонные орбиты.

Номинальные орбиты низкоорбитальных навигационных, геодезических и метеорологических КА выбираются близкими к круговым. Выбор высоты орбиты определяется компромиссом между силами торможения атмосферы (хорошо б поднять повыше) и максимально достижимым пространственным разрешением или энергетикой радиолинии (тогда хорошо б опустить пониже). Для навигационных и геодезических КА — это высоты от 600 до 1200 км, для метеорологических - от 600 до 2000 км. Наклонения орбит КА выбираются исходя из значения широты обслуживаемых ими наземных районов.

1.3.2 Горизонтальная система координат

Горизонтальная система координат — это система небесных координат, в которой основной плоскостью является плоскость математического горизонта в точке наблюдения, а полюсами — зенит и надир. Она применяется при наблюдениях звёзд и движения небесных тел Солнечной системы на местности невооружённым глазом, в бинокль или телескоп с азимутальной установкой. Горизонтальные координаты не только планет и Солнца, но и звёзд непрерывно изменяются в течение суток ввиду суточного вращения небесной сферы.

В этой системе центр помещается в месте нахождения наблюдателя на поверхности Земли (рисунок 1.14), основной плоскостью является плоскость математического горизонта. Одной координатой при этом является либо высота светила h , либо его зенитное расстояние z . Другой координатой является азимут A . Вследствие того, что горизонтальная система координат всегда топоцентрическая (наблюдатель всегда находится на поверхности Земли, либо на некотором возвышении) слово «топоцентрическая» обычно опускается.

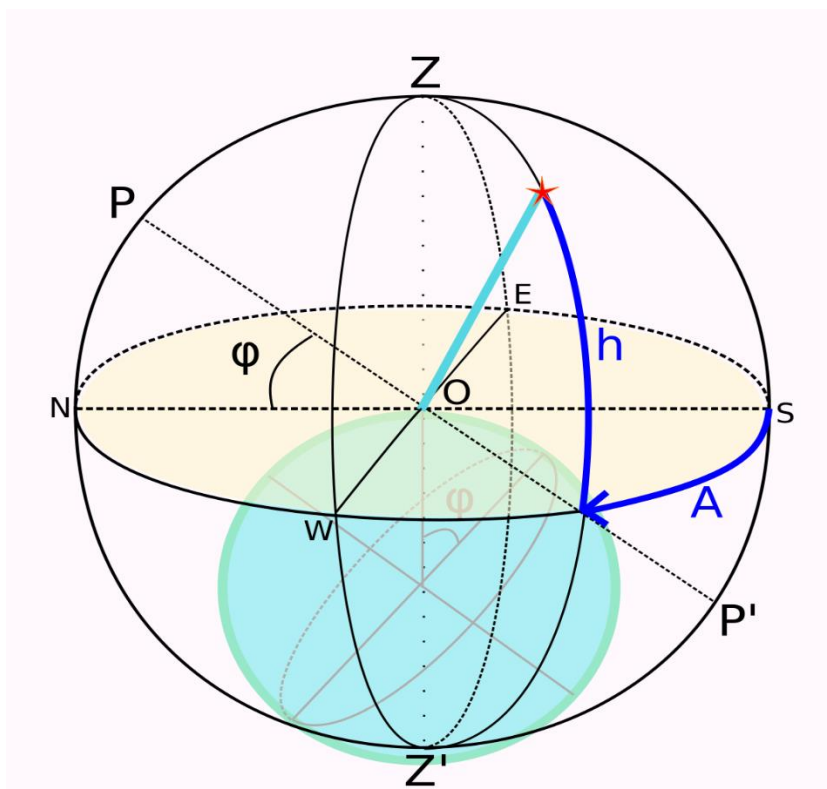


Рисунок 1.14 - Горизонтальная система координат

Горизонтальная система координат всегда топоцентрическая. Наблюдатель всегда находится в фиксированной точке на поверхности земли. Будем предполагать, что наблюдатель находится в Северном полушарии Земли на широте φ . При помощи отвеса определяется направление на зенит (z), как верхняя точка, в которую направлен отвес, а надир (Z') — как нижняя (под Землёй). Поэтому и линия (ZZ'), соединяющая зенит и надир называется отвесной линией.

Плоскость, перпендикулярная к отвесной линии в точке O называется плоскостью математического горизонта. На этой плоскости определяется направление на юг (географический, не магнитный) и север, например, по направлению кратчайшей за день тени от гномона. Кратчайшей она будет в истинный полдень, и линия (NS), соединяющая юг с севером, называется полуденной линией. Точки востока (E) и запада (W) берутся отстоящими на 90 градусов от точки юга соответственно против и по ходу часовой стрелки, если смотреть из зенита. Таким образом, $NESW$ — плоскость математического горизонта.

Плоскость, проходящая через полуденную и отвесную линии ($ZNZ'S$), называется плоскостью небесного меридиана, а плоскость, проходящая через небесное тело - плоскостью вертикала данного небесного тела. Большой круг, по которому она пересекает небесную сферу, называется вертикалом небесного тела. Высотой h светила называется дуга вертикального круга от математического горизонта до светила, или угол между плоскостью математического горизонта и направлением на светило. Высоты отсчитываются в пределах от 0° до $+90^\circ$ к зениту и от 0° до -90° к надиру.

Зенитным расстоянием z светила называется дуга вертикального круга от зенита до светила, или угол между отвесной линией и направлением на светило. Зенитные расстояния отсчитываются в пределах от 0° до 180° от зенита к надиру.

Азимутом A светила называется дуга математического горизонта от точки юга до вертикального круга светила, или угол между полуденной линией и линией пересечения плоскости математического горизонта с плоскостью вертикального круга светила. Азимуты отсчитываются в сторону суточного вращения небесной сферы, то есть к западу от точки юга, в пределах от 0° до 360° . Иногда азимуты отсчитываются от 0° до $+180^\circ$ к западу и от 0° до -180° к востоку. (В геодезии и навигации азимуты отсчитываются от точки севера.)

Высота h , зенитное расстояние z , азимут A и часовой угол t светил постоянно изменяются вследствие вращения небесной сферы, так как отсчитываются от точек, не связанных с этим вращением. Склонение δ , полярное расстояние p и прямое восхождение α светил при вращении небесной сферы не изменяются, но они могут меняться из-за движений светил, не связанных с суточным вращением.

1.3.3 Первая экваториальная система координат

В этой системе основной плоскостью является плоскость небесного экватора (рисунок 1.15). Одной координатой при этом является склонение δ (реже — полярное расстояние p). Другой координатой — часовой угол t .

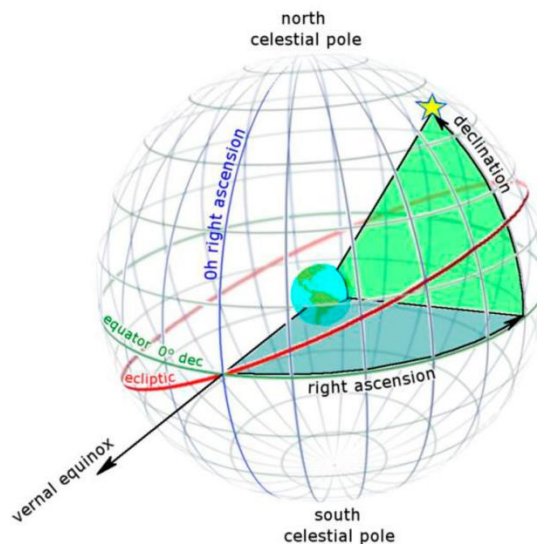


Рисунок 1.15 - Первая экваториальная система координат

В первой экваториальной системе координат используется склонение (или полярное расстояние) и часовой угол. В этой системе координаты неподвижных звёзд непостоянны: у них меняется часовой угол из-за суточного вращения Земли. Однако, в отличие от горизонтальных координат, часовой угол равномерно меняется со временем, а склонение остаётся постоянным. Кроме того, часовой угол точки весеннего равноденствия по определению равен местному звёздному времени.

Склонением δ светила называется дуга круга склонения от небесного экватора до светила, или угол между плоскостью небесного экватора и направлением на светило. Склонения отсчитываются в пределах от 0° до $+90^\circ$ к северному полюсу мира и от 0° до -90° к южному полюсу мира.

Полярным расстоянием p светила называется дуга круга склонения от северного полюса мира до светила, или угол между осью мира и направлением на светило. Полярные расстояния отсчитываются в пределах от 0° до 180° от северного полюса мира к южному.

Часовым углом t светила называется дуга небесного экватора от верхней точки небесного экватора (то есть точки пересечения небесного экватора с верхней частью небесного меридиана) до круга склонения светила, или двугранный угол между плоскостями небесного меридиана и круга склонения светила. Часовые углы отсчитываются в сторону суточного вращения небесной сферы, то есть к западу от верхней точки небесного экватора, в пределах от 0° до 360° (в градусной мере) или от $0h$ до $24h$ (в часовой мере). Иногда часовые углы отсчитываются от 0° до $+180^\circ$ (от $0h$ до $+12h$) к западу и от 0° до -180° (от $0h$ до $-12h$) к востоку.

1.3.4 Вторая экваториальная система координат

Во второй экваториальной системе координат используется склонение

(или полярное расстояние) и прямое восхождение (рисунок 1.16). В отличие от первой экваториальной системы, во второй координаты из-за суточного движения не изменяются, так как точка весеннего равноденствия неподвижна. По этой причине координаты небесных тел удобно хранить и записывать во второй экваториальной системе координат. В этой системе, как и в первой экваториальной, основной плоскостью является плоскость небесного экватора, а одной координатой — склонение δ (реже — полярное расстояние p). Другой координатой является прямое восхождение α .

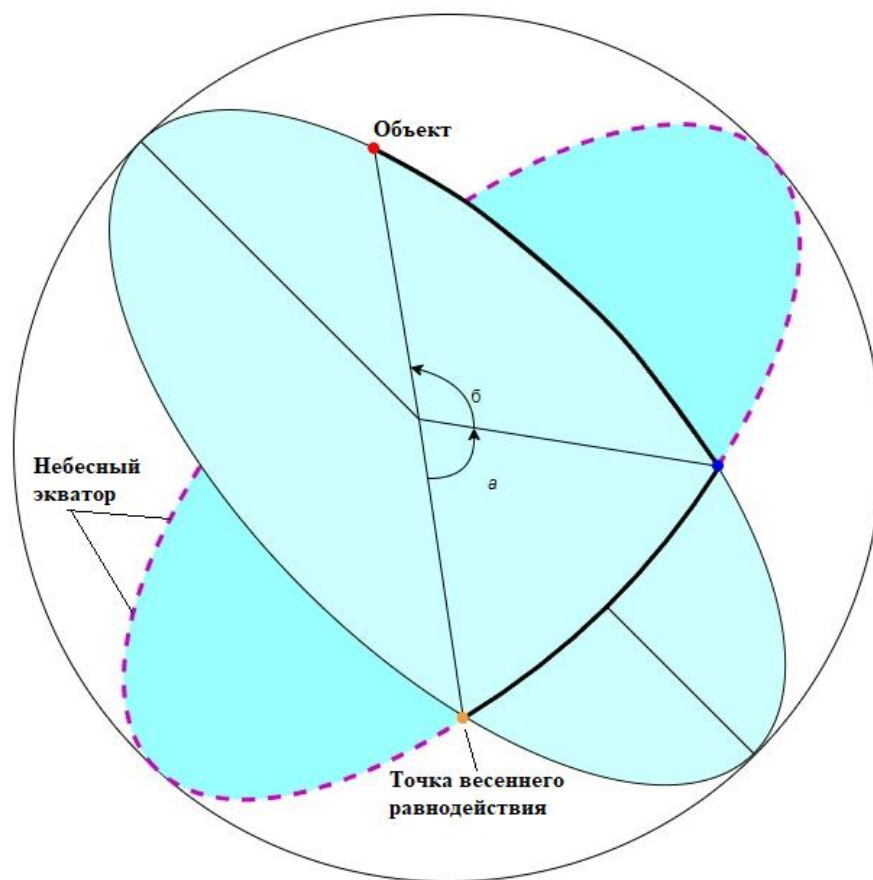


Рисунок 1.16 – Вторая экваториальная система координат

Прямым восхождением (RA , α) светила называется дуга небесного экватора от точки весеннего равноденствия до круга склонения светила, или угол между направлением на точку весеннего равноденствия и плоскостью круга склонения светила. Прямые восхождения отсчитываются в сторону, противоположную суточному вращению небесной сферы, в пределах от 0° до

360° (в градусной мере) или от 0h до 24h (в часовой мере).

RA — астрономический эквивалент земной долготы. И RA и долгота измеряют угол восток-запад вдоль экватора; обе меры берут отсчет от нулевого пункта на экваторе. Для долготы, нулевой пункт — нулевой меридиан; для RA нулевой отметкой является место на небе, где Солнце пересекает небесный экватор, в направлении с юга на север (в весеннее равноденствие).

Склонение (δ) в астрономии — одна из двух координат экваториальной системы координат. Равняется угловому расстоянию на небесной сфере от плоскости небесного экватора до светила и обычно выражается в градусах, минутах и секундах дуги. Склонение положительно к северу от небесного экватора и отрицательно к югу.

Объект на небесном экваторе имеет склонение 0°

Склонение северного полюса небесной сферы равно $+90^\circ$

Склонение южного -90°

У склонения всегда указывается знак, даже если склонение положительно.

Склонение небесного объекта, проходящего через зенит, равно широте наблюдателя (если считать северную широту со знаком +, а южную отрицательной). В северном полушарии Земли для заданной широты φ небесные объекты со склонением $\delta > +90^\circ - \varphi$ не заходят за горизонт, поэтому называются незаходящими. Если же склонение объекта $\delta < -90^\circ + \varphi$, то объект называется невосходящим, а значит он не наблюдается на широте φ .

Вычисление параметров геостационарной орбиты

Радиус орбиты и высота орбиты

На геостационарной орбите (ГСО) КА постоянно находится над какой-либо точкой на экваторе. Следовательно, действующие на спутник силы гравитации и центробежная сила уравновешены: $F_{\text{и}} = F_{\text{г}}$. Для вычисления высоты ГСО воспользуемся методами классической механики. По закону

Ньютона $F_G = G \cdot M_3 \cdot m_{KA} (R_{KA})^{-2}$, где R_{KA} – радиус орбиты КА (ГСО) от центра масс Земли, M_3 и m_{KA} – массы Земли и КА соответственно, в кг.

Величина центробежной силы равна: $F_{И} = m_{KA} \cdot a$, где центростремительное ускорение $a = \omega^2 R_{KA}$, а угловая скорость ω равна $7,29 \cdot 10^{-5}$ рад/с.

Расчетный радиус орбиты составит:

$$R = \sqrt[3]{G \frac{M_3}{\omega^2}}$$

Тогда $R_{KA} = 42\,164$ км, вычитая экваториальный радиус Земли $6\,378$ км, получим высоту ГСО над поверхностью Земли.

Как можно видеть, масса КА присутствует в выражениях и для центробежной силы, и для гравитационной силы. То есть, высота орбиты не зависит от массы КА, что справедливо для любых орбит и является следствием равенства гравитационной и инертной массы. Следовательно, геостационарная орбита определяется лишь высотой, при которой центробежная сила будет равна по модулю и противоположна по направлению гравитационной силе, создаваемой притяжением Земли на данной высоте.

Орбитальная скорость

Скорость движения по геостационарной орбите вычисляется умножением угловой скорости на радиус орбиты. Это примерно в 2.5 раза меньше, чем первая космическая скорость равная 8 км/с для околоземной орбиты (с радиусом 6400 км). Так как квадрат скорости для круговой орбиты обратно пропорционален её радиусу, то уменьшение скорости по отношению к первой космической достигается увеличением радиуса орбиты более чем в 6 раз.

Длина орбиты

При радиусе орбиты $42\,164$ км получаем длину орбиты $264\,924$ км. Длина орбиты крайне важна для вычисления «точек стояния» КА.

КА, обращающийся на геостационарной орбите, находится под воздействием ряда сил (возмущений), изменяющих параметры этой орбиты. В частности, к таким возмущениям относятся гравитационные лунно-солнечные возмущения, влияние неоднородности гравитационного поля Земли, эллиптичность экватора и т.д. Деградация орбиты выражается в двух основных явлениях:

1) КА смещается вдоль орбиты от своей первоначальной орбитальной позиции в сторону одной из четырёх точек стабильного равновесия, так называемых «потенциальных ям геостационарной орбиты» (их долготы $75,3^{\circ}\text{E}$, $104,7^{\circ}\text{W}$, $165,3^{\circ}\text{E}$, и $14,7^{\circ}\text{W}$) над экватором Земли;

2) Наклонение орбиты к экватору увеличивается (от первоначального $=0$) со скоростью порядка $0,85$ градусов в год и достигает максимального значения 15 градусов за $26,5$ лет.

Для компенсации этих возмущений и удержания КА в назначенной точке стояния КА оснащается двигательной установкой, включения которой производятся по несколько раз в несколько ($10—15$) суток. Выбор типа двигательной установки определяется конкретными техническими особенностями аппарата.

1.4 Связь астрономии с другими науками

Астрономия — это наука о происхождении, строении, свойствах и расположении небесных тел и образованных ими систем. Развитие астрономии без тесной связи с физикой, математикой, химией было бы невозможно.

Астрономия неразрывно связана с физикой, так как обе эти науки, опираясь на физические законы, объясняют взаимное движение небесных объектов, их возникновение, эволюцию, движение и взаимодействие., Физика, в свою очередь, для уточнения физических теорий и законов, и открытия новых закономерностей черпает дополнительные знания из астрономических

наблюдений.

Астрономия связана и с химией, поскольку обе эти науки изучают происхождение и распространение вещества во Вселенной лёгких и тяжёлых химических элементов и их изотопов, строение космических тел, влияние космических явлений к процессам на протекание химических реакций. Данные астрономии позволяют ответить на вопросы о протекании химических реакций в недрах звёзд и реакциях синтеза органических веществ на земле и в космосе.

Такие области техники как оптика и радиоэлектроника информационные технологии в сати программирования, зарождающийся искусственный интеллект – все они и многие другие области техники подпитывают своими достижениями астрономию.

Поскольку математика изучает логические и абстрактные рассуждения, связанные с числами и формами, то можно утверждать, что без математики астрономия была бы в крайне затруднительном положении.

На протяжении веков великие учёные внесли свой вклад в развитие этих двух областей знаний, среди них мы можем выделить:

- Эратосфен обнаружил расстояние от Солнца и Луны до нашей планеты и измерил диаметр планеты Земля.
- Птолемей, греческий ученый, разработавший геоцентрическую систему, был автором «Великого трактата по астрономии» (Альмагест).
- Николай Коперник был математиком и астрономом, автором гелиоцентрической теории Солнечной системы. Ему приписывают открытие вращательного и поступательного движения. Коперник считается отцом современной астрономии.
- Кеплер считал, что математика лежит в основе явлений природы и что Солнце вызывает движения, связанные с Солнечной системой.
- Галилео Галилей с помощью телескопа практически подтвердил

теорию Коперника.

- Исааку Ньютону удалось создать законы, которые используются в нашей реальности с помощью дифференциальных уравнений, примером которых является закон всемирного тяготения.

Астрономия является одной из старейших естественных наук, ещё в глубокой древности люди интересовались движением светил по небосводу. Сформировалась Астрология, основанная на наблюдениях и поиске закономерностей и хронологических связей между положением звёзд и планет с событиями и явлениями в природе и социуме. Древние астрономические наблюдения делались в Египте, Вавилоне, Греции, Риме. В давние века астрономия носила более наблюдательный и описательный характер. И только в средние века, когда накопленные знания позволили наблюдения дополнить прогнозами движения небесных тел, основанными на расчётах, развилась оптика, как наука, совершенствовались телескопы, развилась картография и заложены основы современной геодезии, в XVIII веке астрономия выделилась из астрологии и, собственно, сформировалась, как самостоятельное научное направление.

Для современной эпохи характерно, что новые научные направления рождаются часто на стыке уже существующих (биофизика, биохимия, физическая химия и др.) На стыке астрономии и физики родилось новое научное направление, как часть астрономии – астрофизика (физика небесных тел), на стыке астрономии и механики Ньютона – небесная механика.

На стыке наук астрономии, физики и химии родилась *астрофизика* - раздел астрономии, использующий принципы физики и химии, который изучает физические процессы в астрономических объектах, таких как экзопланеты, звёзды, галактики.

В узком смысле можно утверждать, что в самой физике появился раздел – *космология*. Современные научные школы рассматривают космологию не часть некой одной науки, а скорее апофеоз синтеза множества научных направлений, как вершину пирамиды научной мысли. Ведь космология – это

не только раздел физики, который изучает в больших масштабах возникновение Вселенной, физические свойства материи на временном интервале от *сингулярности* (Большой взрыв) до наших дней и прогноз на будущее. Космология также включает в себя и учение о структуре и эволюции всей охваченной астрономическими наблюдениями части Вселенной. Эмпирической основой космологии являются не только данные астрономических наблюдений и данные экспериментальной физики. Космологические выводы и обобщения имеют большое мировоззренческое значение. Теоретический базис космологии составляют основы физических теорий, описывающих строение, взаимодействие и законы движения материи, а также достижения *математики, численного моделирования* и других наук. Можно утверждать, что космология находится на стыке с философией, дав основу *философской космологии*, которая является разделом *теоретической философии*, изучающей Вселенную, принимая во внимание, что она образована набором конечных существ, их сущностью, разумом, происхождением, законами, которые управляют ими, их элементами, наиболее важными атрибутами и их судьбой. Философы изучили эту ветвь, чтобы установить происхождение Вселенной, не только обогатив тем самым астрономию, но и заимствовав из неё необходимые знания. Отличие космологии от астрономии заключается в том, что космология — это наука о Вселенной как едином целом, астрономия же изучает лишь звёздные тела и их пространственное взаиморасположение. Астрономия включает в себя наблюдения за космическими явлениями, в то время как космология находит объяснения для каждого из них, объединяя знания из *астрономии и астрофизики, математики и физики, химии и философии, геологии и многих иных наук*, опираясь на передовые научные достижения в области *классической, квантовой и релятивистской механики, термодинамики и теории поля, теории субатомного строения вещества, и теории струн...* Можно сказать, что астрономия информационно подпитывает космологию.

1.5 Природа тяготения и его роль в астрономии и космонавтике

1.5.1 Закон всемирного тяготения

Закон всемирного тяготения был впервые сформулирован Исааком Ньютоном в 1666 году. Началось все с простого вопроса – почему Луна не падает на Землю (или не улетает от неё), в то время как яблоко, как высоко его не подбрасывай, в воздухе не зависнет. При этом, вполне очевидно, что Луна – штука гораздо более тяжёлая, чем яблоко (рисунок 1.17).

Связав силу тяжести, вынуждающую все незакреплённые объекты падать вниз, и неизвестную к тому моменту силу, удерживающую Луну на её орбите, учёный понял, что это одно и то же явление. Если бы притяжение не действовало на спутник, то он давным-давно свернул бы со своей наблюдаемой траектории и пролетел по касательной к ней в глубины космоса. Ньютоном предположил, что силу, которая удерживает Луну на ее орбите, можно рассматривать как силу притяжения Земли, ослабленную пропорционально отношению квадратов расстояний от центра Земли до Луны и от центра Земли до поверхности Земли.

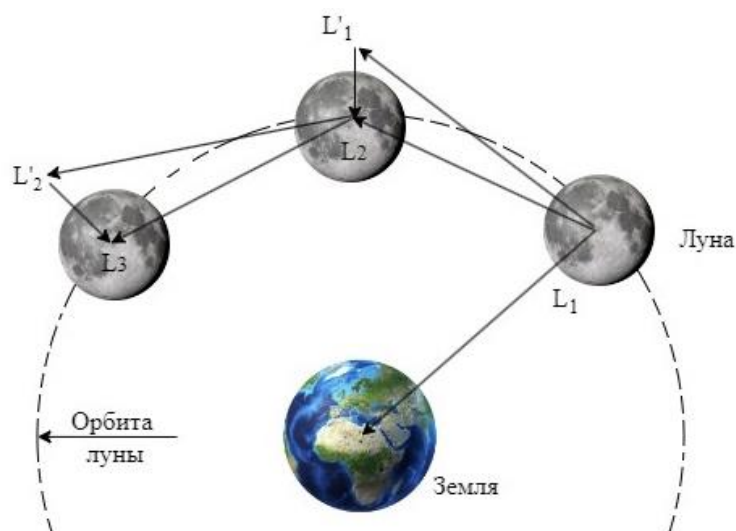


Рисунок 1.17 - Рассуждения Ньютона

Для физики времён Ньютона этот закон стал одним из важнейших, позволяющих вместе с другими постулатами механики описывать процессы космического масштаба. И сегодня Закон всемирного тяготения астрономия использует для множества расчётов, позволяющих нам проникнуть в тайны Вселенной и углубиться в раскрытие загадок явлений, происходящих в ней. Так, например, одним из важнейших научных успехов, основанных на законе Ньютона, стало открытие Нептуна, его до последнего нельзя было увидеть в телескоп.

1.5.2 Законы Кеплера

Историческая справка

Кеплер опубликовал свои первые два закона о движении планет в 1609 году, найдя их путём анализа астрономических наблюдений Тихо Браге. Третий закон Кеплера был опубликован в 1619 году. Кеплер верил в модель Коперника Солнечной системы, которая требовала круговых орбит, но он не мог согласовать высокоточные наблюдения Браге с круговым приближением к орбите Марса – Марс по совпадению имеет самый высокий эксцентриситет из всех планет, кроме Меркурия. Его первый закон отразил это открытие. А в 1621 году Кеплер, наблюдая за самым ярким спутникам Юпитера, сформулировал свой третий закон.

Первый закон

Орбита каждой планеты представляет собой эллипс с солнцем в одном из двух фокусов.

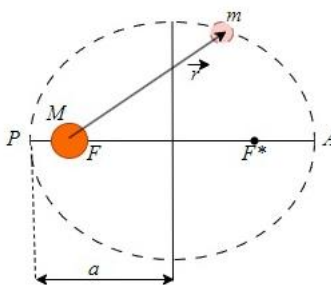


Рисунок 1.18 - Первый закон Кеплера Эллиптическая орбита планеты массой $m \ll M$. a – длина большой полуоси, F и F' – фокусы орбиты.

Второй закон (закон площадей)

Радиус-вектор планеты описывает в равные промежутки времени равные площади. Подробнее:

$$\Delta S = \frac{1}{2} r^2 \Delta \theta \text{ или } \frac{\Delta S}{\Delta t} = \frac{1}{2} r^2 \frac{\Delta \theta}{\Delta t} = \frac{1}{2} r^2 \omega; (\Delta t \rightarrow 0).$$

Здесь $\omega = \frac{\Delta \theta}{\Delta t}; (\Delta t \rightarrow 0)$ – угловая скорость.

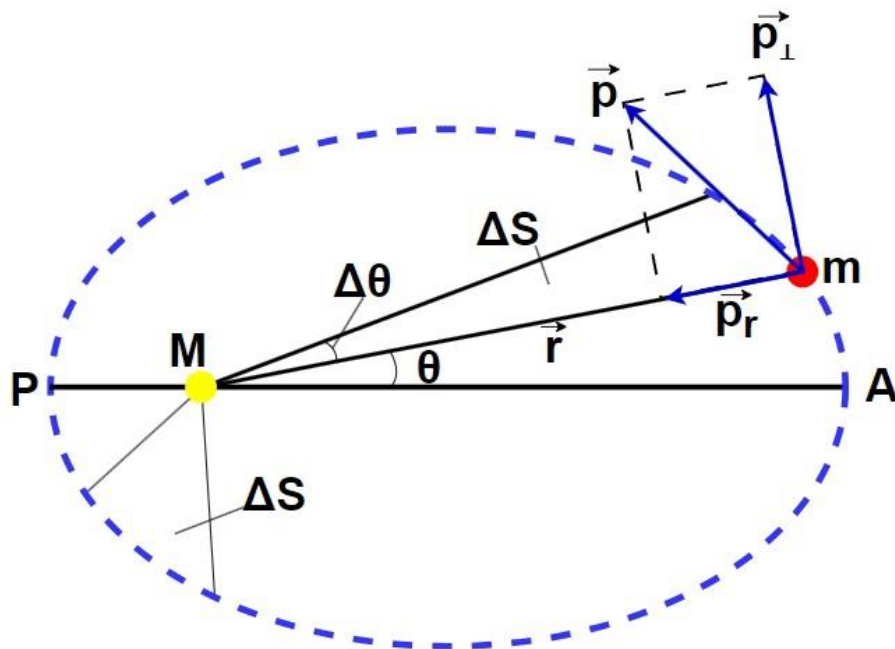


Рисунок 1.19 - Закон площадей – второй закон Кеплера

Третий закон

Квадраты периодов обращения планет относятся как кубы больших полуосей их орбит.

Формула третьего закона Кеплера имеет вид:

$$\frac{T^2}{a^3} = const \text{ или } \frac{T_1^2}{a_1^3} = \frac{T_2^2}{a_2^3}$$

Это отражает взаимосвязь между расстоянием планет от Солнца и периодами их обращения. Точность, с которой третий закон Кеплера выполняется для всех планет, составляющих Солнечную систему, составляет выше 1%.

Законы Кеплера очень долго были правилами, полученными эмпирически на основе наблюдений за движением небесных тел. Для того, чтобы получить возможность опираться на них в создании рабочих теорий, не хватало теоретического обоснования законов.

Таким обоснованием стало открытие закона всемирного тяготения Исааком Ньютоном:

$$F = G \frac{Mm}{r^2},$$

где M и m – массы Солнца и планеты, r – расстояние между ними, $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ Н} \cdot \text{м}^2 / \text{кг}^2$ – гравитационная постоянная.

Ньютон был первым из исследователей, кто пришёл к выводу о том, что между любыми телами в космосе действуют гравитационные силы, которые и определяют характер движения этих тел. Частным случаем такого взаимодействия является сила тяжести, воздействующая на тела, расположенные на поверхности и вблизи планет.

Для круговых орбит первый и второй закон Кеплера выполняются автоматически, а третий закон утверждает, что $T^2 \sim R^3$, где T – период обращения, R – радиус орбиты. Отсюда можно получить зависимость гравитационной силы от расстояния. При движении планеты по круговой траектории на неё действует сила, которая возникает за счёт гравитационного взаимодействия планеты и Солнца:

$$F \sim \omega^2 R = \frac{(2\pi)^2 R}{T^2}.$$

$$\text{Если } T^2 \sim R^3, \text{ то } F \sim \frac{1}{R^2}.$$

1.6 Космические скорости

Идея применения реактивной силы для создания летательных аппаратов высказывалась ещё в 1981 году Н.И. Кибальчиком, но только в 1897 году И.В. Мещерский предложил основное уравнение в механике движения тел переменной массы. Собственно ракета и является телом переменной массы по мере расхода топлива.³ В том же году К.Э. Циолковский вывел её в своей рукописи «Ракета», а в 1903 году в журнале «Научное обозрение» была опубликована статья, в которой предложил теорию реактивного движения и основы теории реактивного жидкостного двигателя. К.Э. Циолковский обосновал математическую зависимость, получившую название «Формула Циолковского», которая определяет скорость, которую развивает летательный аппарат под воздействием тяги ракетного двигателя, неизменной по направлению, при отсутствии всех других сил. Формула опубликована в следующем виде:

$$\frac{V}{V_1} = \ln \left(1 + \frac{M_2}{M_1} \right),$$

где V – конечная скорость ракеты;

³ Следует заметить, что первыми уравнение движения тела с переменной массой в 1810—1811 годах решил английский математик У. Мур, опубликовавший решение в своей книге в 1813, являющийся одним из первых разработчиков теории ракет. Его «Трактат» (Treatise) 1813 года был первым изложением ракетной механики, основанным на третьем законе движения Ньютона.

- V_1 – скорость вырывающихся элементов относительно ракеты;
- M_1 – масса ракеты без взрывчатых веществ (то есть без топлива);
- M_2 – масса взрывчатых веществ.

К.Э. Циолковский исходил из предположения, что начальная скорость ракеты равна нулю и на ракету действует только реактивная сила. Формула даёт верхнюю оценку скорости ракеты в текущий момент времени. В реальности скорость ракеты будет меньше из-за воздействия силы тяжести, потерь на преодоление аэродинамического сопротивления и других факторов. Формула Циолковского на учитывает силу гравитационного притяжения Земли, которая уменьшается с высотой (т.е. по мере удаления ракеты от Земли). Не учитывает она и силы аэродинамического сопротивления воздуха, которые также изменяется: аэродинамическое сопротивление воздуха растёт пропорционально квадрату скорости (а на сверхзвуке и гиперзвуке – кубу) и уменьшается с понижением давления (т.е. с высотой).

Формула Циолковского может быть получена путём интегрирования дифференциального уравнения Мещерского для материальной точки переменной массы:

$$m \cdot \frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{u} \cdot \frac{dm}{dt} = 0,$$

где m – масса точки;

V – скорость точки;

u – относительная скорость, с которой движется отделяющаяся от точки часть её массы.

Для многоступенчатой ракеты конечная скорость рассчитывается как сумма скоростей, полученных по формуле Циолковского отдельно для каждой ступени, причем при расчёте характеристической скорости каждой ступени к её начальной и конечной массе добавляется суммарная начальная масса всех

последующих ступеней.

Введем обозначения:

M_{1i} - масса заправленной i -й ступени ракеты;

M_{2i} - масса i -й ступени без топлива;

I_i - удельный импульс двигателя i -й ступени;

M_0 - масса полезной нагрузки;

N - число ступеней ракеты.

Тогда формула Циолковского для многоступенчатой ракеты может быть записана в следующем виде:

$$V = \sum_{i=1}^N I_i \cdot \ln \left(\frac{M_0 + \sum_{j=i}^N M_{1j}}{M_0 + M_{2i} - M_{1i} + \sum_{j=i}^N M_{1j}} \right).$$

Развивая показанное выше, отметим необходимость учёта гравитационных потерь - как увеличение характеристической скорости, требуемой для совершения орбитального манёвра, вследствие работы реактивного двигателя против силы тяжести (иными словами, это затраты на удержание ракеты в гравитационном поле).

потерь. Гравитационные потери возникают из-за того, что ракета, стартуя вертикально, не только разгоняется, но и набирает высоту, преодолевая тяготение Земли, и на это также расходуется топливо. Величина этих потерь вычисляется по формуле:

$$\Delta v_g = \int_0^t g(t) \cdot \cos(\gamma(t)) dt,$$

где $g(t)$ и $\gamma(t)$ – местное ускорение гравитации и угол между вектором силы тяги двигателя и местным вектором гравитации, соответственно, являющиеся функциями времени по программе полёта.

Наибольшая часть этих потерь приходится на участок полёта первой

ступени. Это объясняется тем, что на этом участке траектория отклоняется от вертикали в меньшей степени, чем на участках последующих ступеней, и значение $\cos\gamma(t)$ близко к максимальному значению – 1.

Аэродинамические потери вызваны сопротивлением воздушной среды при движении ракеты в ней и рассчитываются по формуле:

$$\Delta v_a = \int_0^t \frac{A(t)}{m(t)} dt,$$

где $A(t)$ – сила лобового аэродинамического сопротивления;
 $m(t)$ – текущая масса ракеты.

Основные потери от сопротивления воздуха также приходятся на участок работы 1-й ступени ракеты, так как этот участок проходит в нижних, наиболее плотных слоях атмосферы.

Космический аппарат должен быть выведен на орбиту со строго определёнными параметрами, для этого система управления на активном участке полёта разворачивает ракету по определённой программе, при этом направление тяги двигателя отклоняется от текущего направления движения ракеты, а это влечёт за собой потери скорости на управление, которые рассчитываются по формуле:

$$\Delta v_u = \int_0^t \frac{F(t)}{m(t)} \cdot (1 - \cos(\alpha(t))) dt,$$

где $F(t)$ – текущая сила тяги двигателя;
 $m(t)$ – текущая масса ракеты;
 $\alpha(t)$ - угол между вектором тяги и скорости ракеты.

Для характеристики отличительных признаков движения космического

аппарата в сфере действия небесных тел (Солнца, Земли и Луны, других планет, в т.ч и их естественных спутников), а также расчётов параметров движения астероидов и комет введено понятие *космические скорости*, которым можно дать такое определение: Космическая скорость - это характерная критическая скорость движения космических объектов в гравитационных полях небесных тел и их систем.

Различают:

Первая космическая скорость (круговая) – скорость, при которой объект, как спутник центрального тела, будет вращаться по круговой орбите вокруг него на нулевой или пренебрежимо малой высоте относительно поверхности. Иными словами: для того, чтобы КА вращался по орбите вокруг некой планеты (т.е. стал её спутником), ему необходимо придать I космическую скорость, соответствующую массе этой планеты.

Если скорость КА или другого объекта в момент вывода на орбиту несколько превышает I космическую скорость, его орбитой будет эллипс с фокусом в центре притяжения.

При расчёте I космической скорости v для КА исходим из следующего. На КА, находящемся на орбите, действуют две основные силы: центробежная, обусловленная гравитационным притяжением Земли F_n и центробежная F_u , обусловленная круговым вращением. При их равенстве

орбита стабильна: КА и на Землю не упадёт, и от Земли не улетит.

$$F_n = F_{ц}.$$

Здесь

$$F_n = gMm/r^2,$$

где g – гравитационная постоянная

M – масса центрального тела, в нашем случае – Земли;

m – масса тела – спутника, в нашем случае – КА;

r – радиус конкретной круговой орбиты.

$$F_{ц} = mv^2/r.$$

После простого преобразования получим:

$$v^2 = gM/r,$$

Очевидно, что чем выше орбита КА, тем меньше его линейная скорость.

Первая космическая скорость для орбиты, расположенной вблизи поверхности Земли, составляет 7,91 км/с (но непосредственно у поверхности Земли КА не летают: и сопротивление воздуха чрезмерно велико, да и ДТП можно совершить). Для других высот круговых орбит предлагаем посчитать самостоятельно.

Для примера этот же показатель для Луны составляет 0,0123 км/с, для Юпитера – 42,58 км/с, а для Солнца – 437,047 км/с.

Вторая космическая скорость (параболическая скорость или скорость убегания) – скорость, при которой объект преодолевает гравитационное притяжение центрального тела, т.е. перестаёт быть его спутником и начнёт двигаться по параболической орбите, получив тем самым возможность

удалиться на бесконечно большое расстояние от него.

Между первой и второй космическими скоростями в нерелятивистском случае существует простое соотношение:

$$v_2 = \sqrt{2} \cdot v_1.$$

Иногда говорят так: квадрат скорости убегания (второй космической скорости) равен удвоенному ньютоновскому потенциалу на поверхности тела, взятому с обратным знаком. При достижении II космической и тело-спутник перестаёт быть спутником центрального тела.

$$v_2^2 = -2\Phi = 2 \frac{GM}{R}.$$

Вторая космическая скорость (параболическая скорость, скорость убегания) обычно определяется в предположении отсутствия каких-либо других небесных тел. Например, у поверхности Земли II космическая скорость равна 11,15 км/с. Для Луны II космическая скорость (скорость убегания) равна 2,4 км/с несмотря на то, что в действительности для удаления тела на бесконечность с поверхности Луны необходимо преодолеть ещё и притяжение Земли, и Солнца, и Галактики. Чтобы стать спутником Солнца КА необходимо набрать порядка 600 км/с (зависит от высоты орбиты, ну не у поверхности же Солнца – пролететь не успеет, сгорит).

Третья космическая скорость – объект покинет планетную систему (в нашем случае – Солнечную), преодолев притяжение звезды, то есть это параболическая скорость относительно звезды. Предлагается самостоятельно подсчитать величину III космической скорости для КА, стартующего с орбиты Земли к другой звёздной системе.

Можно ещё указать четвёртую космическую скорость, при которой объект покинет галактику. Но это произойдёт не скоро. Небезынтересно, что

преодоления силы притяжения галактики Млечный путь (нашей галактики) для КА, стартующего из Солнечной системы достаточно иметь $V_{\text{космическую}}$ скорость около 550 км/с. Кстати, скорость Солнца вокруг галактики составляет 217 км/с. Так что вылет Солнечной системы в соседнюю Андромеду нам не угрожает.

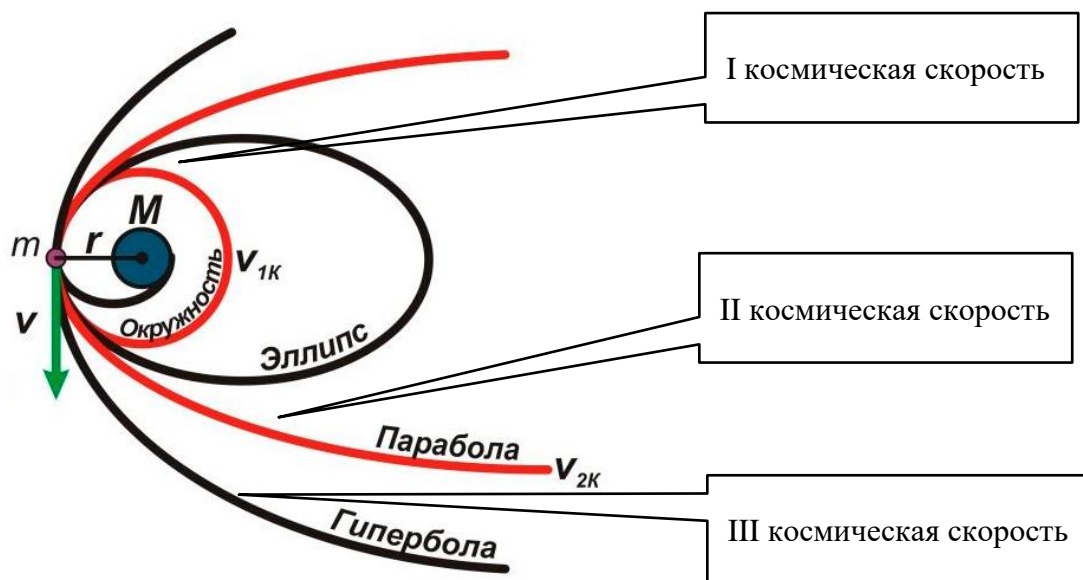


Рисунок 1.20 – Орбиты, формируемые космическими скоростями

Более подробно с моделью движения КА и детальным математическим расчётом и можно ознакомиться в [6].

1.6.1 Эра создания искусственных небесных тел

День 4 октября 1957 навсегда вошёл в мировую и отечественную историю космонавтики. В этот день в 19:28:34 UTC впервые в мире в Советском Союзе с космодрома восточнее Аральского моря (существенно позднее полигон «Тара-Там получил название «Байконур») был выведен ракетой-носителем (на околоземную орбиту космический аппарат⁴,

⁴ Среди учёных и специалистов космической отрасли принято считать, что искусственным спутником Земли может быть любой объект (кирпич) выведенный на орбиту вокруг земли и совершивший не менее 1 витка. Сложное техническое устройство для выполнения научных, хозяйственных и иных задач, выведенное на околоземную орбиту и функционирующее автономно или под управлением именуется **космическим аппаратом**. Иными словами: космический аппарат может быть спутником, если выведен на орбиту, но спутник может не быть космическим аппаратом.

получивший наименование «Спутник-1» (кодовое название «ПС-1» - «Простейший спутник-1»). Период обращения «Спутник-1» составил 96,7 мин по орбите с апогеем 7310 км и перигеем 6586 км от центра Земли (соответственно высота над поверхностью Земли составила и 937 км и 215 км). КА совершил 1440 оборотов вокруг Земли и 04.01.1958 г. сошёл с орбиты и сгорел от трения в плотных слоях атмосферы.

При диаметре корпуса 58 см КА весил 83,6 кг. В качестве ракеты-носителя применена межконтинентальная баллистическая ракет «Р-7» - знаменитая королевская «семёрка» (рисунок 1.21) - исправно служившая отечественной космонавтике, а продолжатели семейства «семёрки» - «Союзы» (рисунок 1.22) - летают до сих пор. 70 лет!

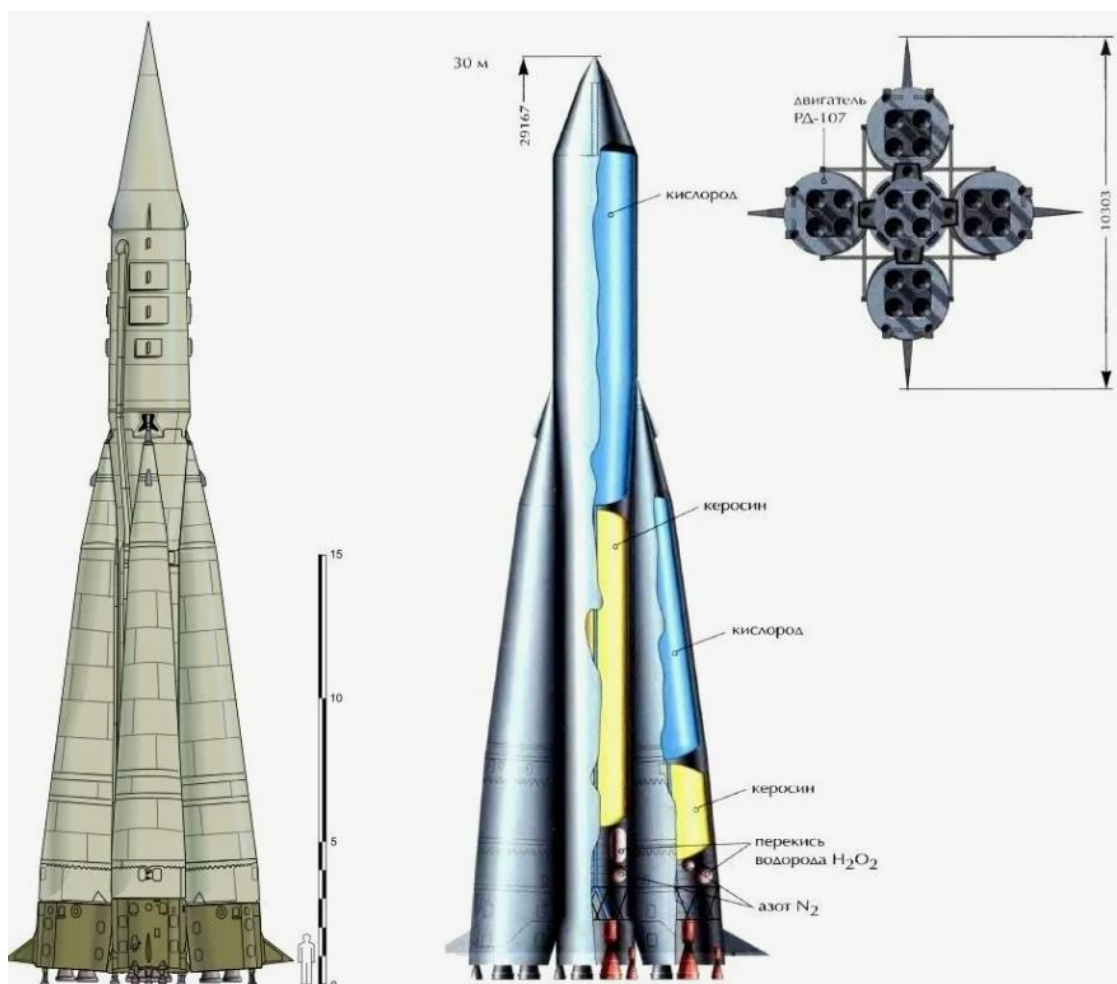


Рисунок 1.21 – Ракета носитель Р-7 (схематическое изображение)

Установленная на КА бортовая научная аппаратура позволила решать

следующие задачи:

- проверка расчётов и уточнение основных технических решений, принятых для запуска;
- проведение ионосферных исследований в части оценки качества прохождения радиоволн, излучаемых передатчиками КА;
- экспериментальное определение плотности верхних слоёв атмосферы по наблюдаемому торможению КА;
- исследование условий работы бортовой аппаратуры в условиях космического пространства.

Точное определение параметров орбиты осуществлялось оптическим методом. Применена аэрофотосъёмочная камера с 10-сантиметровым объективом. Точные промежутки времени измерялись морским хронометром с электрическими контактами. После проявки плёнки треки КА с помощью измерительного микроскопа «привязывались» к координатам звёзд, а затем

вручную определяли шесть параметров орбиты.



Рисунок 1.22 - Ракеты-носители семейства Р-7

Характер изменений орбиты позволил произвести предварительную оценку величины плотности атмосферы на орбитальных высотах, её высокое значение (порядка 10^8 атомов/см³) стало для геофизиков большой неожиданностью. Результаты измерения плотности высоких слоёв атмосферы позволили создать теорию торможения КА.

Бортовой радиопередатчик мощностью всего 1 Вт на частотах 20,002 и 40,002 МГц попеременно с периодичностью 0,4 с передавал тонально манипулированный сигнал. Манипуляция осуществлялась электромеханическим реле, которое за 21 день выдержало 3,6 млн. срабатываний. Длительность «бипов» и пауз между ними определялась датчиками контроля давления и температуры, что обеспечивало простой контроль герметичности корпуса и температуры внутри. Вот такая была систем передачи телеметрических данных. Этот же передатчик обеспечил

измерение поглощения и отражения радиоволн при различных углах по отношению к ионосфере, впервые позволив провести эксперимент по сквозному зондированию ионосферы. Запись звуков спутника, смонтированная вместе с мелодией Д. Шостаковича к песне «Родина слышит», использовалась для обозначения начала радиопередачи Всесоюзного радио «Последние известия».

Сообщение ТАСС: *«В результате большой напряжённой работы научно-исследовательских институтов и конструкторских бюро создан первый в мире искусственный спутник Земли».*

Были и сбои в работе топливных систем. Но победителей не судят!

«...Тот маленький огонёк, стремительнодвигающийся от края и до края неба, был будущим всего человечества... Человечеству было предписано стать бессмертным, и тот огонёк в небе надо мной был первым бликом бессмертия. Я благословил русских за их дерзания и предвосхитил создание НАСА президентом Эйзенхауэром вскоре после этих событий.»

Рэй Брэдбери, американский писатель

1.6.2 Вывод КА на орбиту с помощью многоступенчатых ракет

На орбиту КА выводятся с помощью автоматических управляемых многоступенчатых ракет-носителей, которые от старта до некоторой расчётной точки в пространстве движутся благодаря тяге, развиваемой реактивными двигателями. Траектория выведения КА на орбиту (активный участок полёта) составляет обычно от нескольких сотен до двух-трёх тыс. км. Ракета стартует, двигаясь вертикально, и проходит сквозь наиболее плотные слои земной атмосферы на сравнительно малой скорости (что сокращает энергетические затраты на преодоление сопротивления

атмосферы). При подъёме ракета постепенно разворачивается, и направление её движения становится под углом к горизонту. На этом наклонном, а потом почти горизонтальном отрезке сила тяги ракеты расходуется не на преодоление тормозящего действия сил притяжения Земли и сопротивления атмосферы, а главным образом на увеличение скорости. После достижения ракетой в конце активного участка расчётной скорости (по величине и направлению) работа реактивных двигателей прекращается — это так называемая точка выведения КА на орбиту. Запускаемый космический аппарат, который несёт последняя ступень ракеты, автоматически отделяется от неё и начинает своё движение по некоторой орбите относительно Земли, становясь искусственным небесным телом. Его движение подчинено пассивным силам (притяжение Земли, а также Луны, Солнца и др. планет, сопротивление земной атмосферы и т. д.) и активным (управляющим) силам, если на борту космического аппарата установлены специальные реактивные двигатели. Вид начальной орбиты КА относительно Земли зависит целиком от его положения и скорости в конце активного участка движения и математически рассчитывается с помощью методов небесной механики. Если эта скорость равна или превышает (но не более чем в 1,4 раза) первую космическую скорость, а её направление не отклоняется сильно от горизонтального, то КА выходит на орбиту спутника Земли. Точка выхода КА на орбиту в этом случае расположена вблизи перигея орбиты. Выход на орбиту возможен и в других точках орбиты, например вблизи апогея, но поскольку в этом случае орбита КА расположена ниже точки выведения, то сама точка выведения должна располагаться достаточно высоко, скорость же в конце активного участка при этом должна быть несколько меньше круговой. Движение по такой орбите называется невозмущённым и соответствует предположениям, что Земля притягивает по закону Ньютона как шар со сферическим распределением плотности и что на КА действует только сила притяжения Земли.

Орбита, на которую выводится КА сразу после участка разгона ракеты-

носителя, бывает иногда лишь промежуточной (её ещё могут называть опорной). В этом случае на борту КА имеются двигатели, которые включаются в определённые моменты на короткое время по программе или команде с Земли, сообщая КА дополнительную скорость, в результате КА переходит на другую орбиту. Автоматические межпланетные станции, увеличив свою скорость до второй космической, выводятся обычно сначала на опорную орбиту спутника Земли, а затем переводятся непосредственно на траекторию полёта к Луне или планетам.

Если бы Земля была однородным шаром, и не существовало бы атмосферы, то спутник двигался бы по орбите, плоскость которой сохраняет неизменную ориентацию в пространстве относительно системы неподвижных звёзд. Элементы орбиты в этом случае определяются законами Кеплера.

1.6.3. Основные причины, изменяющие орбиту КА

Такие факторы, как сопротивление земной атмосферы, сжатие Земли, давление солнечного излучения, притяжения Луны и Солнца, являются причиной отклонений от невозмущённого движения. Изучение этих отклонений позволяет получать новые данные о свойствах земной атмосферы, о гравитационном поле Земли.

Движение КА по орбите происходит в сложном силовом поле. Это поле характеризуется относительно большим числом воздействующих на полет КА сил совершенно различной физической природы. Различные силы по-разному влияют на характер движения КА по орбите. Учёт всех сил, действующих на КА в орбитальном полете, при расчёте траектории его движения чрезвычайно сложен. Физическую картину движения хорошо иллюстрирует расчёт, учитывающий лишь главную силу, действующую на КА в полете, – ньютоновскую силу гравитационного притяжения Земли. При таком расчёте форма Земли принимается сферической, распределение масс внутри ее – равномерным по радиусу. Принимается также, что отсутствует атмосфера. Рассчитанные с учётом таких допущений параметры движения КА

называются невозмущёнными параметрами, орбита, по которой осуществляется в этом случае полет КА, – невозмущённой орбитой, а движение КА по этой орбите – невозмущённым движением. Иногда в теории полёта КА невозмущённое движение называют Кеплеровым движением.

На практике все силы, действующие на КА в полете по орбите, меняют в той или иной степени параметры его движения, форму орбиты, положение плоскости орбиты в абсолютном пространстве. Эти силы, как принято говорить в теории полёта КА, возмущают движение КА. Именно поэтому сами силы часто называют просто возмущениями, орбиту КА, рассчитанную с учётом этих возмущений, – возмущённой орбитой, а движение КА по такой орбите – *возмущённым движением*.

Рассмотрим основные силы, возмущающие движение КА.

1. Основным источником возмущений в движении большинства КА является *несферичность* фигуры Земли – ее сжатие по оси вращения и неравномерность плотности по радиусу.

Реальное гравитационное поле Земли не является центральным. Это объясняется, прежде всего тем, что истинная фигура Земли – эллипсоид вращения, а не сфера.

Сжатие Земли вызывает постоянное вращение плоскости орбиты вокруг земной оси, иными словами, перемещение по экватору линии узлов. Это перемещение носит название прецессии линии узлов (рисунок 1.23). Одновременно происходит вращение точки перигея в плоскости орбиты

(изменение аргумента перигея), т.е. вращение линии апсид⁵ (рисунок 1.24).

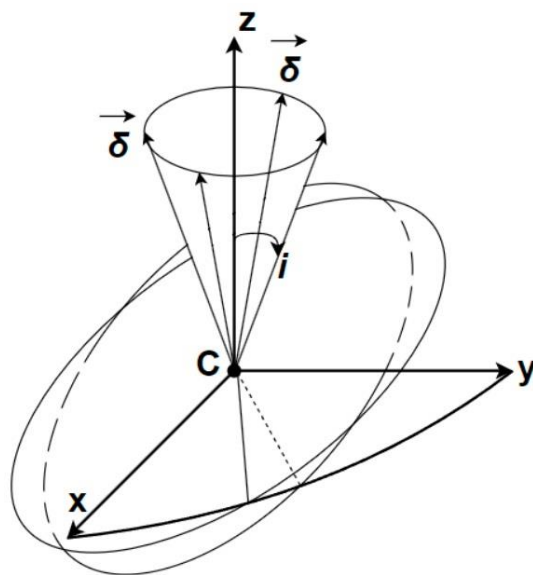


Рисунок 1.23 - Прецессия линии узлов орбиты КА

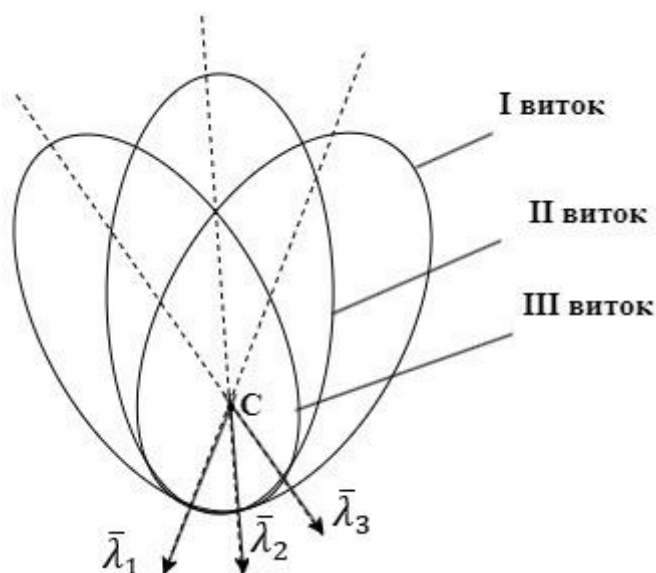


Рисунок 1.24 - Прецессия линии апсид орбиты КА

Кроме того, гравитационное поле Земли характеризуется неравномерностью распределения масс внутри Земли, так называемыми гравитационными аномалиями. Хотя возмущения орбит КА от действия гравитационных аномалий по величине примерно на два порядка меньше, чем возмущения, порождаемые сжатой формой Земли, тем не менее, в некоторых

⁵ Линия апсид – линия, соединяющая точки апогея и перигея.

случаях практических расчётов учёт этих возмущений необходим, так как их действие может приводить к очень существенным изменениям параметров движения КА.

Влияние аномалий гравитационного поля Земли, как, впрочем, и напряжённость самого гравитационного поля, с удалением от поверхности Земли уменьшается, однако, начиная с некоторых высот, появляется существенное влияние на параметры движения КА новых сил, ранее не учитываемых в расчётах из-за незначительного их влияния на движение КА. Это - притяжение Солнца, Луны и других небесных тел, световое давление, магнитные поля и т.д.

Второй не менее важной причиной, вызывающей возмущения элементов орбиты, является атмосфера Земли. Стационарная модель атмосферы Земли предполагает, что ока неподвижна относительно вращающейся Земли и при увеличении высоты плотность ее убывает по экспоненциальному закону. Реальная атмосфера отличается от стационарной модели флюктуациями. Замечено, что в унисон с периодами солнечной активности наблюдается несколько видов колебаний плотности атмосферы, разнесенных во времени:

- Суточные колебания плотности атмосферы, связанные со сменой дня и ночи.
- Колебания плотности атмосферы с периодом около 27 дней, равные периоду вращения Солнца вокруг своей оси по отношению к Земле.
- Сезонные колебания. Так, плотность атмосферы стремится к минимуму в июле и к максимуму в октябре, причем в январе наблюдается вторичный минимум, а в апреле - вторичный максимум
- Атмосфера реагирует на колебания солнечной активности в течение 10 или 11-летнего цикла появления солнечных пятен.
- Плотность атмосферы зависит от географической широты.

С учётом всех этих факторов атмосфера представляется динамичной и предполагает, что она вращается вместе с Землёй и имеет сжатие, т.е. поверхности постоянной плотности имеют эллипсоидальную форму (на экваторе она выше, на полюсах – ниже).

Кроме перечисленных факторов на КА в полёте действует солнечный ветер - поток ионизированных частиц (в основном гелиево-водородной плазмы), истекающий из солнечной короны со скоростью 300—1200 км/с в окружающее космическое пространство. В частности, именно эффект давления солнечного света используется в проектах так называемых солнечных парусов.

Вместе с тем при рассмотрении задач расчёта возмущённых параметров движения КА обычно ограничиваются учётом возмущений, наиболее сильно влияющих на элементы околоземных орбит:

1. Силы, порождённые не центральностью гравитационного поля Земли.
2. Возмущения в движении КА, порождённые атмосферой Земли.
3. Возмущения, обусловленные погрешностями вывода КА на орбиту.

Вопросы для самоконтроля

1. Назовите направления применения космических аппаратов в настоящее время.
2. Назовите основные задачи дистанционного зондирования Земли.
3. Назовите дату запуска первого искусственного спутника Земли.
4. Что такое гравитационный манёвр.
5. Что такое Солнечное затмение.
6. Что такое Лунное затмение.
7. Какое явление наступает, в случае если Луна попадает в полную тень

Земли частично.

8. Назовите элементы средней орбиты.
9. Какие различают необходимые траектории при полете КА.
10. Что такое первая космическая скорость?

Список используемых источников

1. Скребушеский Б.С. Планетная система Земля-Луна.- М.:ВЛАДМО, 1997. 239 с..
2. Скребушеский Б.С. Эволюция Метагалактики и биосферы Земли.- М.:ВЛАДМО, 2000. 400 с.]:
3. Свободная энциклопедия «Википедия» [электронный ресурс] – <https://ru.wikipedia.org/wiki/>
4. Энциклопедический словарь юного астронома / Сост. Ерпылев. – М.: Педагогика, 1986. – 336 с.]
5. Бахшиян Б.Ц., Федяев К.С. Основы космической баллистики и навигации : Курс лекций. М.: ИКИ РАН, 2013. 119 с. (Серия «Механика, управление и информатика»]:
6. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие /В.В. Волоцуев, И.С. Ткаченко. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 144 с.]

2 ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Настоящий раздел посвящён изучению:

1. Основ устройства космической техники.
2. Классификации космических аппаратов и общей характеристики баллистической схемы полёта.
3. Устройства космического аппарата.
4. Моделирования служебных систем космического аппарата.

2.1 Термины и определения

Приступая к изучению настоящего раздела, ознакомимся с терминами и определениями. Обратимся к нормативным документам [1].

<i>космический аппарат; КА</i>	- Техническое устройство, предназначенное для функционирования в космическом пространстве с целью решения задач в соответствии с назначением космического комплекса или космической системы
<i>бортовой комплекс управления КА</i>	- бортовой комплекс КА с информационным и математическим обеспечением, предназначенный для обеспечения решения задач управления движением КА. Иногда БКУ определяют как совокупность систем КА, обеспечивающих управление его функционированием.
<i>космический корабль; ККр</i>	- Пилотируемый космический аппарат, способный маневрировать в атмосфере и космическом пространстве с возвращением в заданный район и (или) осуществлять спуск и посадку на планету
<i>космическая станция</i>	Многоцелевой космический аппарат, предназначенный для обеспечения комплексного решения научных и прикладных задач
<i>космическая система, КС</i>	- Совокупность одного или нескольких космических комплексов и специальных комплексов, предназначенных для решения целевых задач.
<i>многоцветовая космическая система</i>	- Космическая система с орбитальными средствами многократного использования Примечание - Многоцветовая космическая система может использовать одноразовые и многоцветовые, одноступенчатые и многоступенчатые средства выведения, как самостоятельные, так и конструктивно объединённые с орбитальными средствами

- космический комплекс, КК* - Совокупность функционально взаимосвязанных орбитальных и наземных технических средств, обеспечивающих как самостоятельное решение целевых задач на основе использования космического пространства, так и в составе космической системы
Примечание - Космический комплекс может включать в свой состав космические аппараты, средства подготовки выведения на орбиту, управления космическими аппаратами и их посадки, сооружения и обеспечивающие средства
- комплекс космического аппарата* - Совокупность космического аппарата, технологического оборудования, сооружений с техническими системами технической и стартовой позиций, предназначенных для транспортирования, хранения, приведения и содержания в готовности космического аппарата, технического обслуживания и подготовки к пуску
- наземный комплекс управления орбитальными средствами (КА)* - Совокупность технических средств и сооружений, предназначенных для управления функционированием орбитальных средств (КА) с момента их выведения на орбиту
- наземный комплекс приема, обработки и распределения информации ракета космического назначения; РКН система КА* - Совокупность взаимосвязанных технических средств с программным обеспечением, расположенных на Земле и предназначенных для обеспечения заказчика и его потребителей целевой информацией, полученной на основе космических данных
- ракета космического назначения; РКН система КА* - Совокупность ракеты-носителя с космической головной частью
- ракета космического назначения; РКН система КА* - Часть бортового оборудования КА, элементы которой взаимосвязаны между собой при реализации возложенных на систему функций

Примечание – размеры нашего пособия не предполагают полное цитирование ГОСТа, содержащего более 150 интересных терминов, и полагаем, будет полезным ознакомиться с ними самостоятельно.

2.2 Баллистическая схема полёта

В настоящее время происходит интенсивное освоение космического пространства, которое ведётся по широкой программе, включающей полёты, как по околоземным орбитам, так и по траекториям к другим планетам

Солнечной системы. Решением задач, связанных с реализацией космического полёта, занимается научная дисциплина, которая имеет несколько названий: космическая баллистика, механика космического полёта, прикладная небесная механика, космодинамика, теория движения искусственных небесных тел и т.д. В нашей стране наибольшее распространение получил термин «космическая баллистика» или даже просто «баллистика» – это новый прикладной раздел небесной механики, который является одновременно разделом, как теоретической механики, так и астрономии.

Основные задачи баллистики и их краткое содержание показаны в таблице 2.1.

Таблица 2.1 - Основные задачи баллистики и их краткое содержание

№	Задача	Содержание
1	Нахождение параметров траектории КА по заданным его характеристикам и программе движения	Требуется определить программную траекторию КА и кинематические характеристики, определяющие положение КА относительно планет, Солнца, наземных измерительных пунктов и т.д.
2	Проектирование траектории КА	Обеспечивает, для заданного КА выполнение заданной транспортной задачи: попадание в окрестность планеты-цели, переход на заданную конечную орбиту и т.д. При решении этой задачи возникает проблема выбора среди возможных траекторий такой, которая удовлетворяет некоторым дополнительным требованиям – критериям оптимальности. Критерии оптимальности определяют наилучшую в смысле данного критерия траекторию. В качестве критериев оптимальности могут фигурировать затраты топлива, характеристики точности выполнения заданного космического манёвра и т.д. В настоящее время решение проблем выбора оптимальной траектории даже для традиционных КА наталкивается во многих случаях на серьёзные трудности.
3	Анализ влияния характеристик КА на	Выработка рекомендаций по выбору программы движения КА в зависимости от его характеристик. В

	его траекторию	частности, начальная тяговооружённость КА будет влиять на интенсивность набора им скорости, аэродинамические параметры КА будут во многом определять траекторию спуска в атмосфере и т.д.
4	Анализ влияния возмущающих факторов на траекторию КА	Определение их влияния на траекторию КА и на отклонения конечных параметров движения. К возмущающим факторам относят те физические явления, которые не учитываются в принятой математической модели КА. Это могут быть неучтённые силы в уравнениях движения, ошибки определения начальных условий, погрешности измерения параметров движения, используемые при работе системы управления, отклонения параметров КА от номинальных значений и т.д.
5	Анализ качества управления движением КА	Связана с теорией космической навигации, теорией стохастических систем управления и анализом систем управления движением КА

Полное и достоверное знание условий полёта КА в космическом пространстве необходимо, прежде всего, на этапе проектирования и создания КА. Не учёт каких-либо условий, в которых окажется КА в процессе полёта, может привести к потере КА или прекращению его функционирования. В настоящее время накоплен достаточно обширный материал о структуре и строении Солнечной системы, структуре и динамике атмосфер планет, особенностях гравитационного поля Земли и остальных планет, уровнях воздействия электрического и магнитного полей, радиационных поясов Земли, уровне корпускулярного и волнового излучения, метеорной обстановки и других факторов.

Пространство, занимаемое Солнечной системой, пронизывается корпускулярным и электромагнитным излучением Солнца. Характерными для Солнечной системы являются также электромагнитные и гравитационные поля.

Движение всех достаточно крупных тел Солнечной системы подчиняется закону всемирного тяготения:

$$F = k^2 \frac{m_1 m_2}{r^2},$$

где r – расстояние от тела с массой m_2 до притягивающего центра;

$k^2 = 6,673 \cdot 10^{-8} \frac{\text{см}^3}{\text{г} \cdot \text{сек}}$ – универсальная гравитационная постоянная;

$k^2 m_1 = \mu$ – гравитационный параметр тела с массой m_1 .

Значения « μ » для различных тел Солнечной системы приведены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 – Массовые и гравитационный параметры планет

Тело	$m_{\text{тела}}/m_{\text{Земли}}$	Гравитационный параметр, $\text{км}^3/\text{сек}^2$
Солнце	$3,3253 \cdot 10^5$	$1,324948 \cdot 10^{11}$
Меркурий	0,0543	$2,16494 \cdot 10^4$
Венера	0,8136	$6,2423 \cdot 10^5$
Земля	1,0	$3,9858 \cdot 10^5$
Луна	-	$4,890 \cdot 10^3$
Марс	0,1077	$4,2906 \cdot 10^4$
Юпитер	318,35	$1,26498 \cdot 10^8$
Сатурн	95,3	$3,78811 \cdot 10^7$
Уран	14,58	$5,79364 \cdot 10^6$
Нептун	17,26	$6,86004 \cdot 10^6$

Все планеты обращаются вокруг Солнца в одном направлении (в направлении осевого вращения Солнца, против часовой стрелки (принято рассматривать в ракурсе, когда вверх направлен северный полюс Солнца) по почти круговым орбитам, мало наклонённым к плоскости эклиптики - в которой движется центр масс системы Земля-Луна (барицентр). Из планет Солнечной системы ограничимся рассмотрением Земли и околоземного

пространства.

При расчёте баллистики необходимо учитывать гравитационное поле и форму Земли.

Земля представляет собой неоднородное тело вращения, имеющее сложную конфигурацию поверхности. За более близкую к реальной форме Земли по отношению к другим возможным видам аппроксимаций принимают фигуру, называемую геоидом. Геоид – это фигура, ограниченная уровнённой поверхностью силы тяжести, во всех точках которой значения потенциала силы тяжести одинаково и которая совпадает с поверхностью океанов, находящихся в невозмущённом состоянии, т.е. при отсутствии приливов, отливов, атмосферных и каких-либо других возмущений. В настоящее время данных для точного математического описания геоида ещё недостаточно. При проведении различного ряда вычислительных работ (геодезических, астрономических, баллистических и др.) в качестве последовательных приближений к геоиду принимают: сферу, сфероид (эллипсоид вращения), трёхосный эллипсоид. Для сферической модели Земли основной геопостоянной величиной является радиус земной сферы. Радиус сферы, имеющей ту же поверхность и тот же объём, что и поверхность, и объём земного эллипсоида, может быть принят равным 6371 км.

В качестве референц-эллипсоида был принят эллипсоид вращения Ф.Н. Красовского (1878 – 1948), размеры которого были получены советскими геодезистами на основании градусных измерений длин дуг меридианов на территории СССР, Западной Европы и США.

Для двухосного эллипсоида Красовского приняты следующие размеры: большая полуось (средний радиус экватора) $b_3=6356863$ м, сжатие $a_3=(a_3-b_3)/a_3=1/298,3$.

Стандартной формой записи потенциала сил притяжения Земли, рекомендованной Международным астрономическим союзом для практического использования весьма сложна, поэтому можем пользоваться формулой приближённого расчёта:

$$U = \frac{\mu}{r} - \frac{\mu}{3k^3} \delta (3 \sin^2 \varphi' - 1)$$

Где $\delta = 66,07 \cdot 10^3 \text{ км}^2$.

Первое слагаемое в последнем выражении есть ньютоновский потенциал. Второе слагаемое учитывает сжатие Земли по полюсам.

Баллистические расчёты с учётом основных воздействующих факторов (гравитация и аэродинамическое сопротивление) достаточно сложны. В какой-то мере решить задачу позволяют методики и справочные таблицы, представленные в [2].

В [3] авторы предлагают следующую классификацию задач небесной механики (космической баллистики):

1. Расчёт движения космического аппарата вблизи большого небесного тела.

Рассматривается движение космического аппарата на небольшом расстоянии от поверхности большого небесного тела (планеты), когда это небесное тело уже нельзя считать материальной точкой. При расчёте траектории в этом случае необходимо учитывать несимметричность формы небесного тела. Так, например, для КА, движущихся на расстоянии менее 40 тысяч километров от центра Земли, пренебрежение несферичностью формы Земли (эффект сжатия) приводит к ошибке, большей, чем ошибка в случае пренебрежения влиянием Луны и Солнца.

2. Расчёт движения космического аппарата в вязкой среде.

При движении КА вблизи планеты ее атмосфера может оказывать значительное тормозящее воздействие и приводить к существенному изменению траектории аппарата. Поэтому при построении траектории спутника вблизи планеты необходимо знать свойства ее атмосферы, чтобы избежать ошибок в расчётах.

3. Применение космических маневров.

Основным способом изменения траектории КА является кратковременное (импульсное) включение ракетного двигателя, приводящее к резкому изменению параметров траектории аппарата. Переход КА с первоначальной траектории на иную вследствие импульсного воздействия называется *космическим манёвром*.

4. Расчёт движения аппарата с переменной массой.

Использование двигателей в процессе движения КА приводит к уменьшению его массы, что также необходимо учитывать при расчёте траектории движения.

5. Использование двигателей с малой тягой.

При движении КА могут использоваться не только импульсные воздействия мощных двигателей, но и двигатели небольшой мощности, работающие в течение длительного времени, в том числе с использованием альтернативных видов топлива.

6. Учёт других факторов.

К прочим факторам, оказывающим влияние на движение космического аппарата, относятся:

- движение атмосферы;
- собственное вращение аппарата относительно своего барицентра;
- влияние магнитного поля планеты;
- влияние солнечной радиации и др.

Расчёты движения КА существенны по своему объёму и требуют применения высшей математики. В рамках настоящего учебного пособия не рассматриваются.

2.3 Классификация космических аппаратов

Космические аппараты как наиболее сложные технические устройства ракетно-космического комплекса, оснащённые элементами искусственного

интеллекта, могут выполнять в космосе и из космоса следующие задачи, определяющие их назначение:

а) социально-экономические:

- радиосвязь и телевизионная связь;
- ретрансляция;
- навигация морских и воздушных судов;
- топографические, метеорологические, геодезические наблюдения;
- разведка природных ресурсов;
- сбор и обработка информации и др.;

б) научные:

- исследование космического пространства;
- исследование космических объектов и явлений;
- проведение научных экспериментов;

в) военные:

- разведка;
- навигация;
- топография;
- метеорологические наблюдения;
- наблюдения за пуском и полётом ракет;
- выполнение вспомогательных работ.

Все КА могут быть классифицированы по следующим основным признакам:

а) по массе:

- пико- (до 1 кг);
- нано- (1-10 кг);
- микро- (10-100 кг);
- мини- (100-500 кг);
- малые (500-1000 кг);
- большие (более 1000 кг);

б) по степени обитаемости:

- обитаемые;
- необитаемые;
- посещаемые;

в) по выполняемым задачам:

- специальные;
- многоцелевые;

г) по степени спасения:

- спасаемые;
- неспасаемые;
- частично спасаемые;

д) по компоновочной схеме:

- моноблочные;
- многоблочные;

е) по конструктивному исполнению:

- компактные;
- развёртываемые;
- ферменные;
- надувные;

ж) по области космического пространства:

- суборбитальные;
- околоземные;
- межпланетные.

В специальной литературе можно найти и другие классификации, которые мы здесь не рассматриваем.

2.4 Основы устройства космической техники

Спектр типов технических средств, относимых к группе «космическая техника», весьма широк:

- ракеты-носители;
- космические аппараты всех типов;
- долговременные космические станции;
- многоразовые авиационно-космические системы (Shuttle, Буран, Бор, МАКС и др.);
- космические буксиры (перспектива);

Подробное описание устройства всех их не входит в задачу настоящего учебного пособия, поэтому становимся только на общей характеристике ракет-носителей.

Ракета-носитель (РН), иногда называют ракета космического назначения (РКН) — ракета, предназначенная для выведения полезной нагрузки в космическое пространство.

Иногда термин «ракета-носитель» применяется в расширенном значении: ракета, предназначенная для доставки в заданную точку (в космос либо в отдалённый район Земли) полезной нагрузки — например, искусственных спутников Земли, космических кораблей, ядерных и неядерных боевых блоков. В такой трактовке термин «ракета-носитель» объединяет термины «ракета космического назначения» (РКН) и «межконтинентальная баллистическая ракета».

Примечание – согласно [1] РКН – это совокупность ракеты-носителя с космической головной частью.

В общем виде устройство ракеты при первом взгляде просто: двигатель с баками горючего и окислителя. Цель ракетного двигателя - создание тяги. Хотя разные типы двигателей работают по-разному, все они основаны на третьем законе движения Ньютона: каждое действие имеет равную и противоположную реакцию. Двигатель выбрасывает массу (в виде газа под высоким давлением) в одном направлении, чтобы вызвать реакцию в противоположном направлении. Существует два основных типа ракетных двигателей: ракеты на твёрдом топливе и ракеты на жидком топливе. Первые

могут храниться годами без значительной деградации топлива, и их можно надёжно запускать. Однако из-за их низкой производительности (по сравнению с жидкотопливными ракетами) в настоящее время они не используются для крупных миссий. Они используются для вывода лёгких полезных грузов (менее 2 тонн) на низкую околоземную орбиту. С другой стороны, ракеты на жидком топливе тяжелее и сложнее в хранении и обращении. Однако они обеспечивают большую тягу на единицу веса сжигаемого топлива. Их можно легко остановить после запуска, что обеспечивает дополнительный уровень безопасности. Эти двигатели могут быть спроектированы таким образом, чтобы запускаться и выключаться несколько раз во время полёта для орбитального маневрирования.

Причём компоновка РКН может быть как параллельная (например, семейство Р-7), когда 1 и 2 ступени начинают работать одновременно, и тандемная (например, «Днепр»), ступени работают последовательно. Как правило, тяжёлые и сверхтяжёлые РКН («Протон», «Зенит», «Энергия», «Ангара») имеют комбинированную компоновку: 1-я и 2-я ступени работают параллельно, а 3-я с ними последовательно. Но если присмотреться, то станет понятным необходимость:

- *системы подачи топлива и окислителя с подсистемой наддува баков инертным газом (ведь по мере опустошения баков их может смять атмосферное давление и набегающий поток воздуха, и все это изменяется во времени);*
- *система векторизации тяги (рулевая), управляемая системой стабилизации и формирования вектора тяги в зависимости от трассы вывода на орбиту; на первых РН в сопле двигателя ставили газовые рули, теперь рулевые машинки управляют положением сопла двигателя;*
- *корпус ракеты с головным обтекателем, для защиты полезной нагрузки от повреждения набегающим потоком воздуха. Корпус*

обязательно имеет молниезащиту (как от прямого попадания молниевых разрядов, так и от электромагнитного импульса молнии). Кроме того, под обтекателем может находиться система разделения, если осуществляется кластерный запуск одновременно нескольких КА от двух до нескольких десятков.

В типичной ракете 6-10% приходится на конструкцию (корпус, двигатель), а 4-6% может составлять полезная нагрузка (космонавты, КА, дополнительные приборы) и около 80-90% общей массы составляет топливо. Наиболее распространёнными топливами являются керосин или жидкий водород, а окислители - азотная кислота или жидкий кислород. В конверсионных ракетах типа «Днепр» применялся гептил – несимметричный диметилгидразин – крайне ядовитое вещество. А вот в 2-й ступени «Энергии» кислород и водород. Поэтому «выхлопом» это РН была вода.

Если импульса двигателей всех ступеней РКН на достаточно для вывода КА на высокую или геостационарную орбиту, то в качестве полезной нагрузки появляется разгонный блок – своего рода дополнительная ступень для КА. Поскольку такая дополнительная нагрузка для КА излишня, то разгонный блок после прекращения своей работы отделяется от КА и уводится с орбиты.

2.5 Устройство космического аппарата

Современный КА представляет собой сложное техническое средство, основной функцией, которой является выполнение с заданной вероятностью поставленной цели космической операции, т. е. его функциональное содержание.

Под *функциональным содержанием* КА следует понимать совокупность взаимосвязанных технических систем КА, характеризуемую структурой и функциями, объединёнными единой целью и направленными на достижение поставленной задачи. При этом функция понимается как совокупность всех ее

возможных действий КА.

Функции КА обеспечиваются наличием экипажа, составом полезного груза, номенклатурой и характеристиками бортовых систем, конструкцией корпуса, функционально объединённых в единое целое и обладающих свойствами, отсутствующими у отдельных элементов. Указанные свойства непосредственно определяют целевое назначение или *целевую функцию* КА.

Космический аппарат состоит из нескольких составных частей, прежде всего — это целевая аппаратура, которая обеспечивает выполнение стоящей перед космическим аппаратом задачи. Помимо целевой аппаратуры обычно присутствует целый ряд служебных систем, которые обеспечивают длительное функционирование аппарата в условиях космического пространства, это: системы энергообеспечения, терморегуляции, радиационной защиты, управления движением, ориентации, аварийного спасения, посадки, управления, отделения от носителя, разделения и стыковки, бортового радиокомплекса, жизнеобеспечения. В зависимости от выполняемой космическим аппаратом функции отдельные из перечисленных служебных систем могут отсутствовать, например, спутники связи не имеют систем аварийного спасения, жизнеобеспечения.

На этапе проектирования КА в первую очередь определяется его функциональное назначение и, как следствие, содержание, на основе которого формируется класс КА (пилотируемый или автоматический), состав полезного груза (или целевой аппаратуры), бортового оборудования, служебных систем и их характеристики.

Выбор целевой аппаратуры оказывает существенное влияние на состав остальных бортовых обеспечивающих систем КА. При этом основное влияние на технический облик КА оказывают следующие характеристики бортовых систем:

- потребляемая электрическая мощность;
- количество выделяемой теплоты, отводимое от элементов РЭА;

- точность ориентации и стабилизации;
- зона обзора;
- высота орбиты функционирования и т. д.

Кроме характеристик ЦС на формирование состава БОС и выбор конструкции КА оказывают влияние факторы космического пространства как внешней среды и ограничения, связанные с условиями совместного полёта КА с РН при работающих ракетных двигателях.

В целом состав и конструкция КА разрабатываются с учетом следующих факторов.

- особенности космического полёта в условиях факторов воздействия внешней среды (вакуум, невесомость, радиация, переменные тепловые потоки и др.) и условиях совместного полёта в составе ракеты космического назначения (перегрузки, вибрация, акустическое воздействие и др.);
- необходимость использования для управления полётом КА наряду с бортовыми системами средства информационно-управляющей системы по каналу связи с Землёй;
- особенности динамики орбитального полёта, проходящего в основном под действием сил тяготения и реактивных сил.

Указанные факторы можно считать общими для любого КА независимо от его назначения. Состав бортовых систем КА представлен на рисунке 2.1. Условия космического полёта определяют наличие в составе КА средств, обеспечивающих параметры надёжности и безопасности: защиту аппаратуры от воздействия вакуума, радиации, микрометеоров, космического мусора — результата последствий антропогенной деятельности и др. Как правило, для указанной цели используется корпус КА.

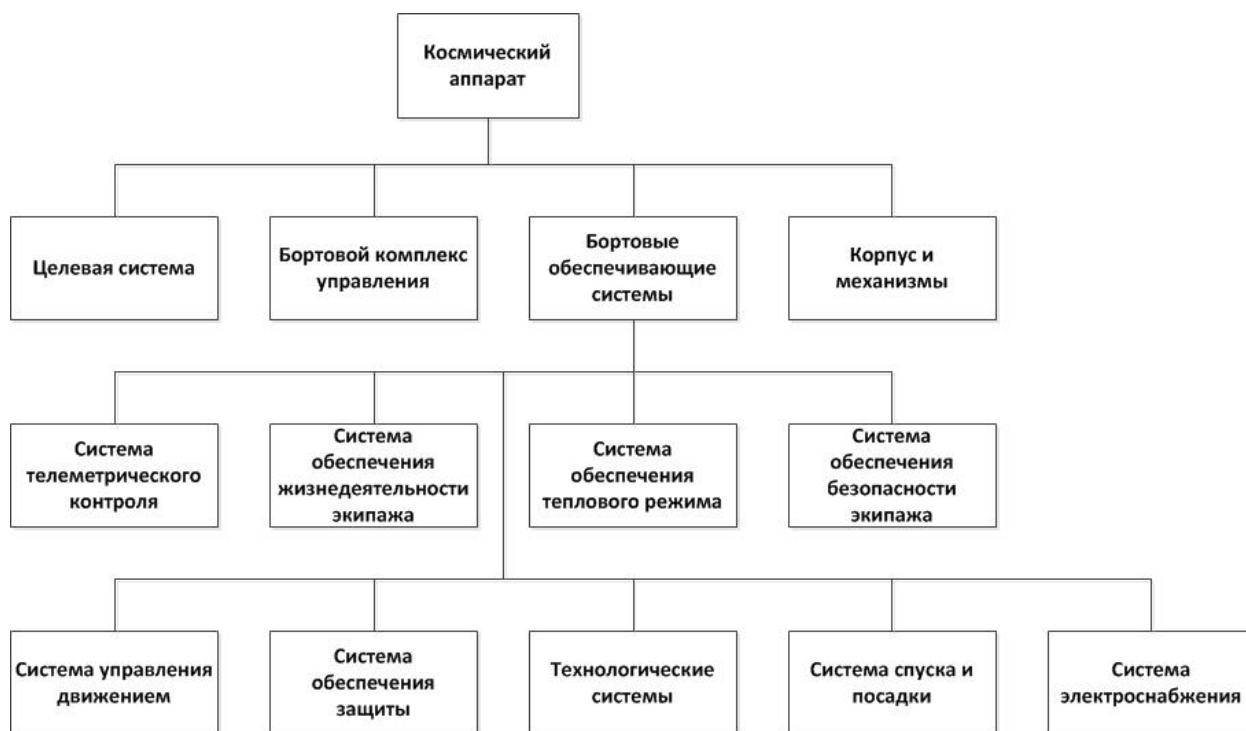


Рисунок 2.1 - Обобщённая структурная схема космического аппарата

В конструкции КА можно выделить следующие функциональные системы:

1. Целевая система
2. Система управления комплексом бортовой аппаратуры.
3. Система телеметрического контроля.
4. Система управления движением.
 - система управления движением центра масс и стабилизации углового положения;
 - система управления ориентацией, использующая датчики (гравитационные, электромагнитные, солнечные звёздные, земли и др.);
 - система автономной навигации;
 - система исполнительных органов, не расходующих рабочих тел (гороскопы - гироскопы или двигатели-маховики);
 - система исполнительных органов, основанная на расходе рабочих тел (двигатели реактивные: жидкостные, газовые,

ионно-плазменные и др.)

5. Система электроснабжения (химические, солнечные, ядерные).
6. Система обеспечения теплового режима (активного и пассивного терморегулирования – радиационные холодильники, теплоизоляционные экраны, теплоизоляторы и др.).
7. Технологические системы) стыковочные устройства, манипуляторы, средства внекорабельной деятельности космонавтов, системы и средства заправки КА и др.).
8. Система обеспечения защиты КА (от проникающей радиации, космического мусора и др.).
9. Система обеспечения жизнедеятельности экипажа.
10. Система обеспечения безопасности экипажа (прогнозирования, обнаружения, распознавания, локализации и ликвидации аварийных ситуаций, оповещения о них космонавтов, их защиты и средства спасения).
11. Система спуска и посадки

Показанные системы КА соответствует идеализированному КА. Реальные КА могут иметь только некоторую часть указанных систем, достаточную для выполнения их целевых функций.

2.5.1 Конструкция космического аппарата

Корпус КА является его силовой основой, объединяющей составные части аппарата в единое целое и обеспечивающей их защиту от неблагоприятных воздействий космических условий и условий совместного полёта с РН.

В качестве корпусов КА могут применяться корпуса герметичных и (или) негерметичных отсеков, на которых размещены наружные элементы бортовых систем и различные механизмы. Силовыми функциями конструкции корпуса являются:

- восприятие и передача нагрузок;

- конструкционное крепление, защита и создание условий для нормального функционирования бортовых систем;
- образование герметичных газонаполненных отсеков для размещения экипажа (жилые отсеки) и приборов (приборные отсеки) и др.

Система энергоснабжения (система энергопитания, СЭП) КА— система КА, обеспечивающая электропитание других систем, является одной из важнейших систем, во многом именно она определяет геометрию КА, конструкцию, массу, срок активного существования. Выход из строя системы энергоснабжения ведёт к отказу всего КА.

В состав системы энергопитания обычно входят:

- первичный источник электроэнергии;
- вторичный источник электроэнергии;
- преобразователи;
- зарядные устройства;
- автоматика управления.

Требуемая мощность энергетической установки КА непрерывно растёт по мере освоения новых задач. Так Первый КА (1957 год) обладал энергоустановкой мощностью порядка 40 Вт, аппарат «Молния-1» (1967 год) обладал установкой мощностью 460 Вт, КА связи «Яхсат 1Б» (2011 год) — 12 кВт.

Сегодня большинство бортовой аппаратуры КА иностранного производства питается постоянным напряжением 50 или 100 вольт. При необходимости обеспечения потребителя переменным напряжением или постоянным нестандартной величины используются статические полупроводниковые преобразователи.

В качестве первичных источников используются различные генераторы энергии:

- солнечные батареи;

- химические источники тока, в частности:
- аккумуляторы,
- гальванические элементы,
- топливные элементы;
- радиоизотопные источники энергии;
- ядерные реакторы.

В состав первичного источника входит не только собственно генератор электроэнергии, но и обслуживающие его системы, например система ориентации солнечных батарей.

Часто источники энергии комбинируют, например, солнечную батарею с химическим аккумулятором.

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

Космический аппарат непрерывно получает тепло от следующих источников:

- внутренние источники: приборы, агрегаты самого аппарата;
- прямое солнечное излучение;
- отражённое от планеты солнечное излучение;
- собственное излучение планеты;
- 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 посредством т.н. радиационного холодильника.

Характерной особенностью источников тепла является то, что

количество передаваемого ими аппарату тепла не постоянно и зависит не только от режима работы РЭА, но и степени освещённости КА Солнцем.

Работа систем терморегуляции основаны на пассивные методах (термоизолирующие покрытия, радиационный холодильник) и активных:

- изменение ориентации КА;
- 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 электрических или радиоизотопных подогревателей;
- с помощью движения теплоносителя между внешними и внутренними радиаторами.

Система информационного обмена:

- приём команд управления;
- передача данных телеметрии;
- передача данных бортовой научной аппаратуры;
- передача данных траекторных измерений по сигналам ГНСС; (как правило, объединяют с каналом телеметрии).

Система жизнеобеспечения в пилотируемых КА и в экспериментах с биологическими объектами — совокупность устройств, обеспечивающих функционирование человека в замкнутом пространстве пилотируемого космического корабля (или поддержание жизни биологических объектов).

Система в общем виде содержит (в зависимости от продолжительности полёта

– долговременная станция или транспортный корабль:

- система кислородообеспечения;
- система водообеспечения (в т.ч. с регенерацией);
- система питания экипажа;

- средства регулирования температуры и влажности атмосферы;
- средства удаления отходов;
- средства регулирования давления;
- средства санитарно-бытового обеспечения;
- средства медико-биологического обеспечения.

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

- ориентирование оптико-электронных средств на объекты наблюдения;
- 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 КА, 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* (гравитационная, инерционная, аэродинамическая, электромагнитная). К *активным* системам относят реактивные двигатели ориентации, гиродины, маховики, соленоиды и т. д., они требуют затрат энергии, запасаемой на борту аппарата.

Двигательная установка КА — система КА, обеспечивающая его ускорение. Требуется источник энергии, при этом отличаются как сами источники энергии, так и сами способы преобразования, каждый из которых имеет свои преимущества и недостатки, их исследования и поиск новых вариантов продолжаются постоянно.

Наиболее распространённый тип двигательной установки КА - ракетный двигатель на жидком топливе или сжатом газе (применим только для мини-КА, в котором газ с высокой скоростью истекает из сопла Лавала. Также применяются реактивные двигатели без сжигания химического топлива, в том числе электроракетные (ионные), ядерные и др. Перспективными двигателями являются установки на основе солнечного паруса.

Перечисленное выше относится к системам обеспечения управления движением центра масс космического аппарата и для обеспечения управления движением относительно центра масс космического аппарата.

2.5.2 Бортовое целевое и обеспечивающее оборудование КА

Бортовое оборудование

Бортовое оборудование КА - комплекс систем и устройств, устанавливаемых на КА, предназначенных для обеспечения заданных условий внутри космического аппарата и характеристик его движения, а также для решения всех задач, связанных с достижением конечных целей полёта. Соответственно бортовое оборудование космических аппаратов подразделяется на *обеспечивающее и целевое*.

Помимо общих требований (помехозащищённость, надёжность, электромагнитная совместимость и т.п.) к бортовому оборудованию космических аппаратов предъявляется ряд специфических требований: надёжность работы при заданном времени активного существования КА, малая масса, компактность, малое потребление электроэнергии, живучесть, безотказность в условиях перепадов температур, вибраций и перегрузок, нечувствительность к проникающим излучениям и низкому внешнему давлению. Нормальное функционирование бортового оборудования КА требует многоплановой и быстротечной координации работ, выполнения большого объёма вычислений, поэтому на КА устанавливается бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ), которая координирует работу всех систем, формирует управляющие сигналы и проводит все расчёты,

необходимые для решения целевых задач.

Обеспечивающее оборудование

Состав и характеристики обеспечивающего бортового оборудования определяются назначением КА, а также отсутствием или наличием на нём экипажа. Наиболее разнообразное и сложное обеспечивающее бортовое оборудование устанавливается на пилотируемых КА. Оно включает следующие основные системы:

- управления полётом;
- энергоснабжения;
- жизнеобеспечения (для пилотируемых КК);
- биологической защиты (для пилотируемых КК);
- терморегулирования и теплозащиты;
- аварийного спасения экипажа и посадки (для пилотируемых КК);
- радиосвязи и телеметрии;
- устройства стыковки в космосе (для транспортных КА и пилотируемых КК).

Система управления полётом предназначена для выдерживания заданной траектории движения КА и его ориентации в пространстве и может быть автономной или командной. Высокой автономностью обладают системы управления полётом пилотируемых КА — здесь все задачи по определению координат и скорости полёта могут решаться экипажем, независимо от наземных систем.

Командная система применяется для беспилотных) КА, на которых устанавливаются только исполнительные органы и приёмники команд, а все расчёты проводятся в наземном центре. Управляющие команды передаются на борт КА по командно-программной радиолинии. Система управления полётом включает две подсистемы: ориентации (обеспечивает заданное угловое положение космического аппарата в пространстве и парирует внешние

возмущения) и навигации (обеспечивает наведение, определяет координаты и составляющие скорости полёта).

Система энергоснабжения предназначена для питания всех групп бортового оборудования КА электроэнергией. На космических аппаратах с небольшой продолжительностью полёта применяются электроаккумуляторы, заряжаемые на Земле перед запуском. При длительном полёте на борту КА должны быть первичные источники энергии (химической, ядерной и т.п.) и устройства для преобразования её в электрическую. Для межпланетных КА и КА на геоцентрических орбитах источником первичной энергии может быть Солнце, излучение которого непосредственно преобразуется в электроэнергию батареями, состоящими из полупроводниковых фотогальванических элементов. На КА длительных полётов и при больших мощностях электрооборудования могут использоваться генераторы на радиоактивных изотопах и компактные атомные реакторы. Для преобразования ядерной или солнечной энергии в электрическую могут применяться термоэлектрические и термоэлектронные преобразователи.

Система жизнеобеспечения поддерживает нормальные условия жизнедеятельности экипажа космического аппарата. В неё входит оборудование кондиционирования, водоснабжения и удаления отходов (на КА длительного полёта могут использоваться различные регенерационные циклы). Оборудование кондиционирования состоит из подсистем: снабжения кислородом, регулирования температуры и влажности, удаления углекислоты и очистки воздуха, контроля и регулирования состава воздуха. Для регенерации воды используются различные методы: вакуумно-пиролизный, испарительный, электродиализный. Пищевые и др. отходы удаляются или консервируются. В состав системы жизнеобеспечения входит оборудование для хранения и приготовления пищи (см. Жизнеобеспечение в космическом полёте).

Система биологической защиты предотвращает вредные воздействия проникающих излучений на организм членов экипажа космического аппарата

(одновременно она предохраняет и чувствительные к радиации элементы бортового оборудования). Устанавливается на КА с ядерными двигателями или ядерными энергоустановками, а также на аппаратах, приспособленных для длительного полёта в радиационных поясах Земли. На КА длительного полёта система предохраняет экипаж от воздействия космического излучения и солнечных вспышек. Её основа — экраны из тяжёлых элементов и защитные прослойки.

Система терморегулирования обеспечивает заданные температурные режимы в обитаемых отсеках КА (кабинах экипажа) и отсеках бортового оборудования. Она включает чувствительные элементы, измеряющие температуру в определённых точках КА, электронные блоки управления системой, радиаторы для излучения избыточного тепла и исполнительные органы, непосредственно воздействующие на тепловые процессы. Система теплозащиты поддерживает допустимые температуры элементов силовой конструкции космического аппарата и его топливных баков. Как уже было показано, системы теплозащиты трёх типов: пассивная, активная и комбинированная. Наибольшее распространение получила пассивная система.

Система аварийного спасения используется для безопасного возвращения на Землю экипажа КА в случае возникновения аварийной ситуации на старте или начальном участке его полёта до сброса обтекателя. Система посадки служит для безопасного возвращения на Землю КА многократного применения или любого другого пилотируемого космического аппарата в нормальных условиях полёта. В неё входят:

- тормозное устройство для перевода КА с орбиты на траекторию спуска (обычно для этого используются жидкостные или твёрдотопливные ракетные двигатели), где на высоте нескольких метров срабатывает пиротехническое устройство;
- аэродинамический тормоз для снижения скорости в верхних слоях атмосферы, когда применять парашют преждевременно, но

скорость погасить надо;

- парашютная система, включаемая в работу на высоте нескольких километров и работающей вплоть до контакта с поверхностью земли;
- средства сигнализации (световые и радиомаяки).

Спускаемый аппарат имеет высокотемпературное покрытие, обеспечивающее его безопасность при входе в плотные слои атмосферы. Работа всех элементов системы обычно координируется управляющим устройством, связанным с БЦВМ и электронно-барометрическими датчиками.

Система радиосвязи и телеметрии предназначена для передачи с борта и на борт космического аппарата различной информации техническими средствами (телевизионная и связная аппаратура). Намечается использование лазеров для космической связи (между КА) в оптическом диапазоне волн. Телеметрические данные передаются по специальной многоканальной радиолинии.

Пиротехнические устройства применяются для отсоединения ступеней ракет, сброса обтекателей и крышек, катапультирования спасательных кресел и капсул.

Целевое оборудование. К этой группе бортового оборудования относятся все специализированные системы, предназначенные для решения целевых задач:

- научно-исследовательское оборудование для измерения параметров ионосферы, магнитосферы, радиационной обстановки, космического и солнечного излучения, гравитационные измерения, солнечные измерения, наблюдения за атмосферой, гидросферой, литосферой и сушей Земли;
- оптико-электронные системы для метеонаблюдений, фото- и видеосъёмки в видимом, ультрафиолетовом и инфракрасном

спектрах;

- измерительное и датчиковое оборудование для геофизических измерений и наблюдений;
- радиолокационное, радиометрическое, лидарное или лазерное оборудование для дистанционного зондирования Земли и геофизических наблюдений.

Для КА ретрансляции (связи) целевым оборудованием являются транспондеры (отдельный приемо-передающий тракт связи КА-Земля, называется также стволом). Современные КА-ретрансляторы на геостационарной орбите могут иметь до 50 стволов.

Для КА глобальных навигационных спутниковых систем, а также низкоорбитальных навигационных КА целевым оборудованием является специальное приёмопередающее оборудование.

К целевому бортовому оборудованию КА системы «Коспас-Сарсат» относятся средства специальной связи.

КА могут быть как одноцелевыми (предназначенными для решения одной задачи), так и многоцелевыми, оборудованными различными системами для решения ряда целевых задач.

2.5.3 Оборудование для обеспечения информационного управления на борту космического аппарата

В отличие от оборудования наземных комплексы управления КА в части информационного обеспечения бортовые комплексы не имеют средств ручного управления и визуального отображения (равно как и акустического предупреждения), если только этот КА не относится к категории пилотируемых [4].

В общем виде на борту КА для обеспечения его функционирования на орбите должны быть следующие информационные системы.

1. Командно-программная система, обеспечивающая:

- приём по командно-программной радиолинии;
- дешифровку поступающих команд;
- закладку исполняемых программных модулей на хранение (отложенное исполнение) или непосредственного исполнения команд;

2. Телеметрическая система, обеспечивающая:

- сбор и формирование массивов данных от датчиков о текущем состоянии и функционировании всех служебных и целевых систем КА и их хранение до момента передачи;
- формирование сообщений о состоянии бортовых систем, для их передачи на землю по телеметрическим каналам связи.

3. Целевая информационная система, обеспечивающая:

- сбор и формирование массивов данных от целевой аппаратуры;
- передачу на землю данных, собранных целевой аппаратурой в соответствии с целью создания КА.

Для КА-ретрансляции связи вместо целевой информационной системы:

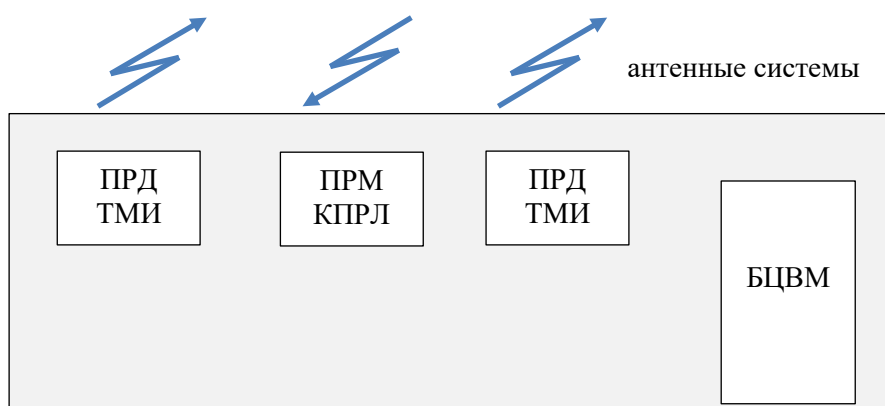
4. Транспондер (от 1 до 12 и более стволов)

Для КА навигационных систем (низкоорбитальных или глобальных)

вместо п 3 4:

5. Специальная передающая система для передачи радиосигналов, синхронизированных с наземными службами единого времени и управления полётом.

В общем виде структурная схема информационного управления на борту КА показана на рисунке 2.2.



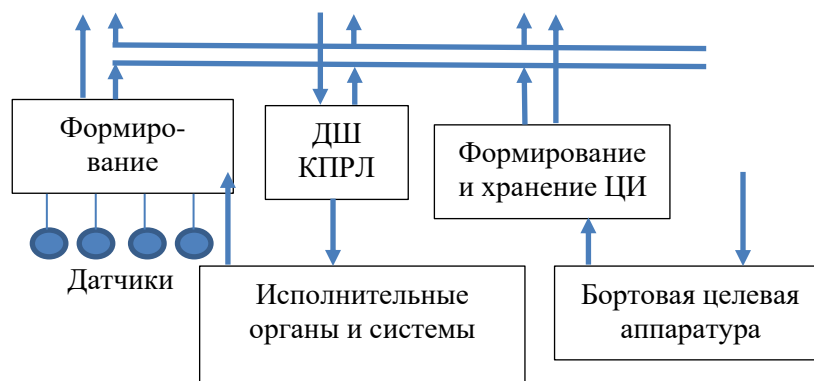


Рисунок 2.2 - Структурная схема информационного управления на борту КА (Вариант)

В малых КА принято совмещать сбор данных от телеметрической и целевой систем, временное хранение, формирование сообщений и их передачу в одном радиоканале.

2.5.4 Трёхмерное моделирование КА

В настоящее время моделирование постепенно становится одним из основных инструментов создания сложных инженерных объектов. Наиболее выражена эта тенденция в космической отрасли, так как космические системы, как правило, чрезвычайно сложны и дорогостоящи и требуют, с одной стороны, тщательной отработки и обеспечения максимальной надежности, с другой — экономии средств.

При проектировании космических аппаратов особую роль играет трехмерное моделирование конструкции и компоновки – это экономически эффективно и позволяет получить первые результаты непосредственно с самого начала моделирования.

Создание космических аппаратов представляет собой очень сложный процесс, что связано с множеством самых разнообразных и трудно формализуемых факторов.

На начальном этапе проектирования космического аппарата, как

правило, имеется ограниченный набор исходных данных. Но за время существования космической отрасли накоплен большой теоретический и практический материал, позволяющий построить компьютерные модели, описывающие состав бортовых систем и конструкцию космического аппарата с любой степенью точности.

Так как построение физической модели будущего космического аппарата представляет собой сложный и долгий по времени процесс, то целесообразным является построение компьютерной модели в системах автоматизированного проектирования. Это даёт возможность, во-первых, визуально представить космический аппарат, во-вторых, можно исследовать конструкцию на предмет эксплуатационных характеристик.

Таковыми характеристиками являются прочность, надёжность, материал, подъёмная сила космического аппарата и другие. Модель позволяет учесть влияние таких внешних факторов, как состояние перегрузки, вибрационное воздействие, тепловое и радиационное излучение и других.

Сам процесс проектирования космического аппарата тоже довольно длительный и дорогостоящий. И поэтому с помощью систем автоматизированного проектирования есть возможность в процессе проектирования и разработки космического аппарата создать трёхмерные модели до начала изготовления деталей. Значительный объем задач макетирования возможно реализовать на 3D-модели изделия. САПР имеют специализированные инструменты для выполнения моделей с учётом технологических и прочих особенностей. Применение этих инструментов существенно снижает объем модели и повышает удобство работы с ней. Это позволяет выявить ошибки и недоработки на более ранних этапах, а, следовательно, уменьшает общее время изготовления изделия.

Исходя из условий обеспечения выполнения задач макетирования, к электронной модели изделия можно предъявить следующие требования:

- 3D-модель должна максимально соответствовать конструкторской документации. К сожалению, добиться полного соответствия очень

трудно по той причине, что при разработке трехмерной модели по различным причинам допускаются допущения и некоторые отличия;

- создание модели должно осуществляться с помощью одной CAD-системы с использованием единой системы управления инженерными данными. Возможно создание отдельных узлов и блоков в различных CAD-системах с последующим конвертированием моделей;
- модели подвижных элементов должны позволять отображать их штатное срабатывание;
- помимо приборов, агрегатов и систем должны быть смоделированы технологические процессы их установки в изделие в тех случаях, когда большие габариты и масса приборов, агрегатов, систем, минимальные зазоры в зонах установки или отсутствие возможности визуального контроля переводят технологические процессы в разряд критических;
- при моделировании технологических процессов должны быть созданы модели технологического оборудования в случае его применения при монтаже приборов, агрегатов и систем;
- трёхмерная модель изделия должна позволять отображать разборку его на модули и агрегаты. При этом создаваемые материалы могут войти в эксплуатационную документацию, в частности в интерактивные электронные технические руководства.

На рисунке 2.3 приведена 3D модель лунного ровера, который обеспечивает посадку и работу на поверхности Луны. На рисунке 2.4 представлен комплекс, спроектированный в CAD-системе, обеспечивающий панорамную съёмку на Луне.



Рисунок 2.3 - 3D модель лунного ровера

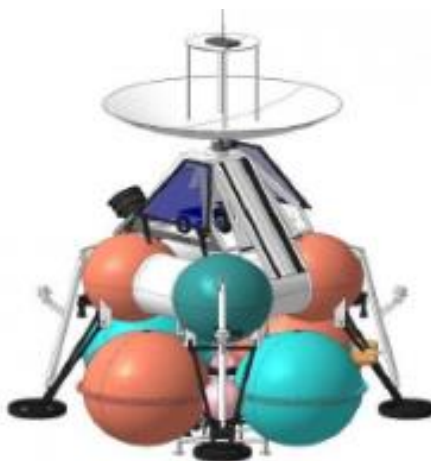


Рисунок 2.4 – Комплекс для панорамной съёмки Луны

CAD системы позволяют проектировать конструкции различных космических аппаратов, в том числе и малых. В настоящее время часто используется такой формат космических аппаратов как CubeSat. По существу, CubeSat представляет собой платформу для миниатюрных спутников с габаритными размерами сторон 10 см. CubeSats имеют массу не более 2 кг. Достоинствами CubeSat является возможность объединения платформы, а также использование коммерческих готовых компонентов для бортовой электроники и конструкции КА. Так на рисунке 2.5 приведена 3D модель малого космического аппарата RTU MIREA1, выполненного на платформе

CubeSat 3U, то есть КА имеет габаритные размеры (30*10*10 см) без развёрнутых антенн.

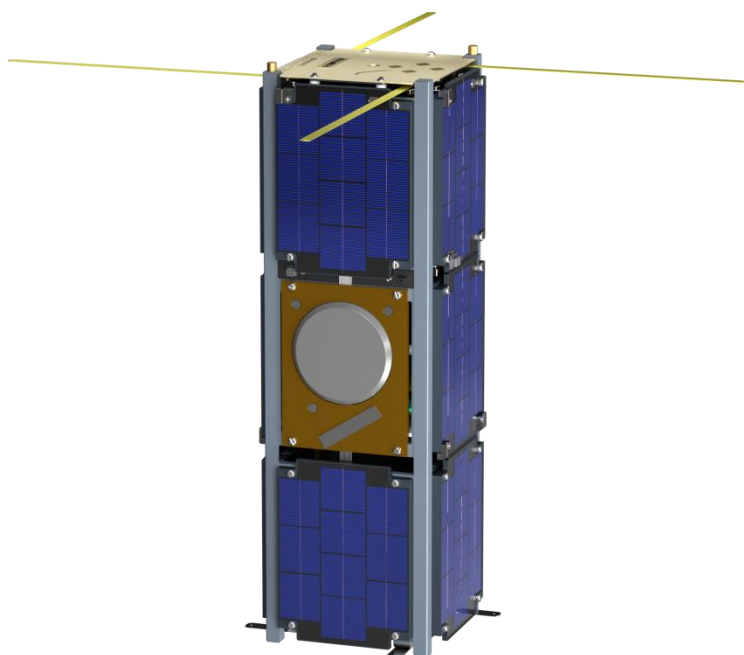


Рисунок 2.5 – 3D модель малого космического аппарата RTU MIREA1

Применение комплексного подхода в моделировании:

- сокращает срок разработки документации по изделию и уменьшает время ее согласования;
- эффективность моделирования пропорциональна приложенным усилиям;
- применение визуализации моделирования операций над изделием повышает эффективность взаимодействия подразделений при разработке документации;
- создание модели сокращает сроки макетно-конструкторских испытаний.

Таким образом, применение трёхмерного моделирования при проектировании космических аппаратов экономически эффективно, позволяет устранить ошибки проектирования на ранних этапах, сокращает сроки

проектирования и изготовления аппаратов.

2.6 Моделирование служебных систем КА

Моделирование служебных систем космических аппаратов — это процесс создания абстрактных представлений (моделей) системы с целью изучения ее поведения, анализа работы, оптимизации параметров и предсказания реакции на различные условия. Этот процесс может включать в себя математическое моделирование, блочное моделирование, симуляцию, моделирование в САД системах и другие методы.

Моделирование в САД-системе «Компас-3D» включает несколько этапов, представляющих собой последовательный процесс создания трехмерной модели объекта. Основные этапы моделирования:

1. Создание двумерного эскиза.

На этом этапе определяется плоскость построения эскиза. Используя инструменты «Линия», «Окружность», «Прямоугольник», и другие, для создания формы детали. При создании эскиза определяются основные габариты, контуры и размеры, ориентируясь на технические чертежи или требования к детали.

2. Создание трехмерной модели.

После завершения создания двумерного эскиза происходит переход к созданию трехмерной модели. Используя инструменты «Элемент выдавливания» и «Вырезать выдавливанием» происходит преобразование двумерного эскиза в объемное тело. На данном этапе в трехмерной модели реализуются отверстия, вырезы и прочие конструкционные особенности.

3. Сборка трехмерных моделей в общую структуру

Этот процесс представляет собой интеграцию различных деталей и компонентов в единое целое.

С учетом вышеперечисленных этапов моделирования создан корпус, представленный на рисунке 2.6, в соответствии с международным стандартом

CubeSat, который вмещает и закрепляет устройства, входящие в комплект платформы. Собранная конструкция даёт легкий доступ к устройствам, устанавливаемым внутрь аппарата.

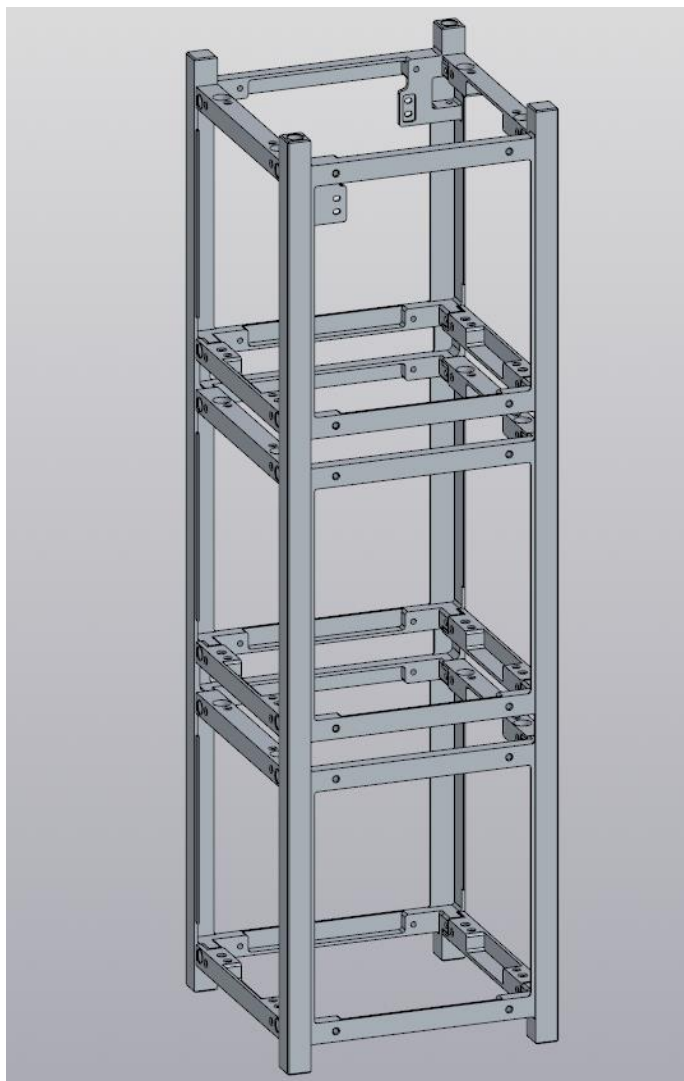


Рисунок 2.6 – 3D модель корпуса малого космического аппарата RTU
MIREA1

В созданный корпус интегрируются пластины с солнечными панелями, задачами которых является выработка электроэнергии для питания электроники платформы и полезной нагрузки. Каждая панель содержит 9 кремниевых фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), соединённых

последовательно.

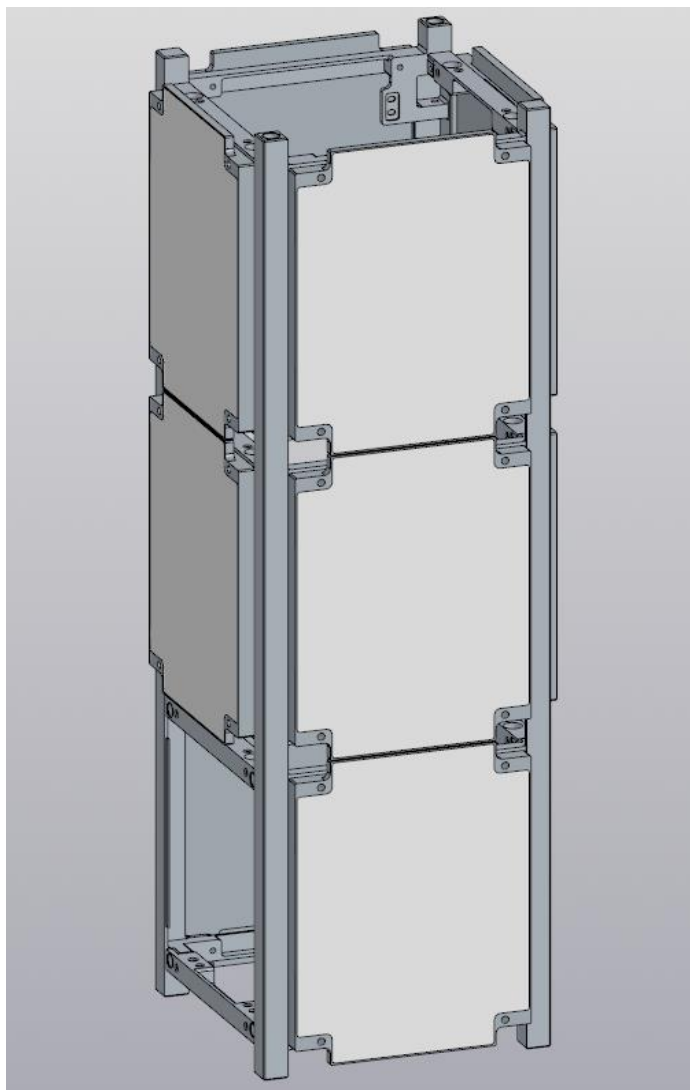


Рисунок 2.7 – 3D модель малого космического аппарата RTU MIREA1c интегрированными солнечными панелями

На панелях размещаются:

- кремниевые элементы ФЭП;
- электромагнитные катушки системы ориентации;
- 3-осевые датчики магнитного поля;
- солнечные датчики для определения направления на Солнце;
- датчики температуры.

2.6.1. Установка датчиков и систем КА, относящихся к группе служебных систем

Установка датчиков и систем, относящихся к группе служебных систем на КА, представляет собой сложный инженерный процесс, нацеленный на обеспечение безопасной и эффективной работы аппарата в условиях космоса. Служебные системы включают разнообразные датчики, предназначенные для наблюдения, контроля и поддержания нормального функционирования аппарата в космическом пространстве.

Важным этапом является определение оптимальных мест установки датчиков, учет их воздействия на энергопотребление аппарата, обеспечение надежности соединений и защиты от внешних воздействий космической среды.

Необходимо интегрировать датчики с системой управления аппарата, обеспечивая передачу данных и эффективное использование полученной информации. Таким датчиком является антенна связи, которая играет ключевую роль в обеспечении передачи данных между космическим аппаратом и земной станцией или другими космическими объектами.

Антенна связи, представленная на рисунке 2.8, представляет собой устройство, специально разработанное для приема и передачи электромагнитных сигналов, таких как радиоволны. Установленная на космическом аппарате, она направляет сигналы в определенном направлении, обеспечивая стабильное соединение с земными станциями или другими космическими объектами.

Интеграция антенны связи с системой управления включает в себя точное определение ее местоположения на аппарате, учет влияния других компонентов и структур, а также обеспечение оптимальной ориентации для обеспечения наилучшего сигнала связи. Датчики ориентации и управления могут использоваться для регулировки положения антенны в соответствии с требованиями связи. Антенна связи может быть оборудована датчиками для мониторинга параметров связи, таких как уровень сигнала, частота, направление и другие характеристики.

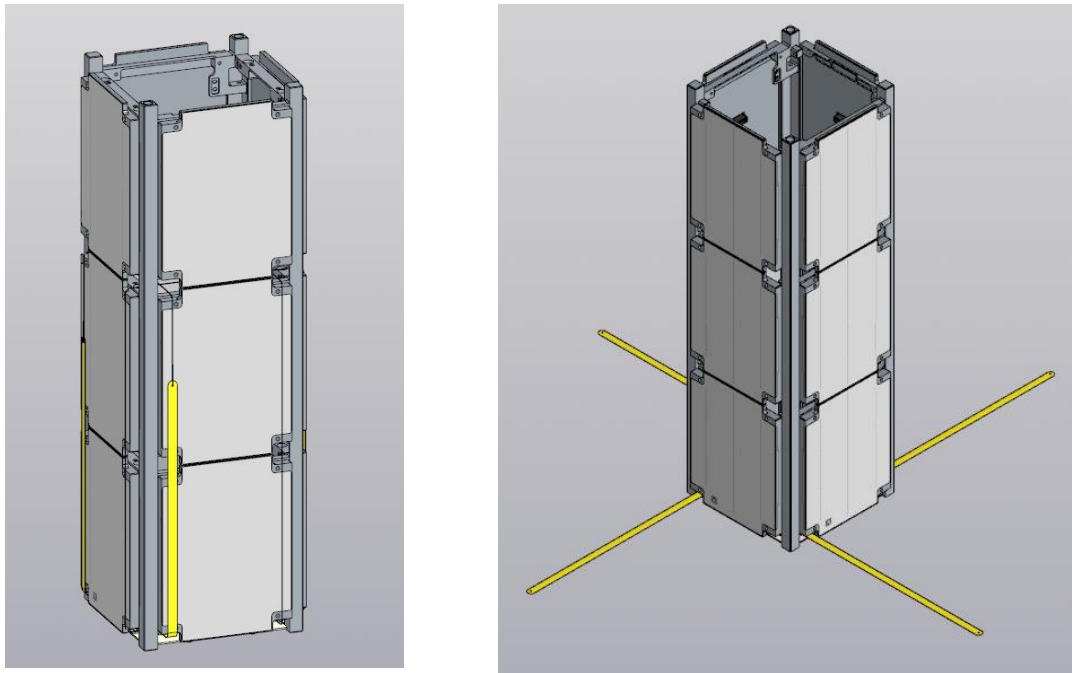


Рисунок 2.8 – 3D модель малого космического аппарата RTU MIREA1 с антенной системы УКВ связи

В процессе установки датчиков на КА также проводится тестирование, калибровка и проверка на соответствие техническим требованиям миссии.

2.6.2. Моделирование полезной нагрузки КА. Установка датчиков и систем КА, относящихся к группе полезной нагрузки

Определение целей миссии является отправной точкой, где задачи полезной нагрузки четко формулируются. Это может включать в себя научные исследования, космическую картографию, а также множество других задач, в зависимости от конкретной миссии. После этого выбираются соответствующие датчики и системы, такие как оптические и радиолокационные сенсоры, системы съемки и анализа данных, которые будут наилучшим образом соответствовать целям миссии.

Размещение датчиков на аппарате требует учета многих факторов, включая оптимальное положение для сбора данных, минимизацию воздействия на другие системы и обеспечение максимальной точности

измерений. Эта интеграция также включает в себя работу с энергетической системой, чтобы обеспечить достаточное энергоснабжение для работы полезной нагрузки. На космическом аппарате RTU MIREA1 установлена камера, представленная на рисунке 2.9, позволяющая получать спутниковые снимки в формате JPEG с разрешением 300 метров на пиксель.

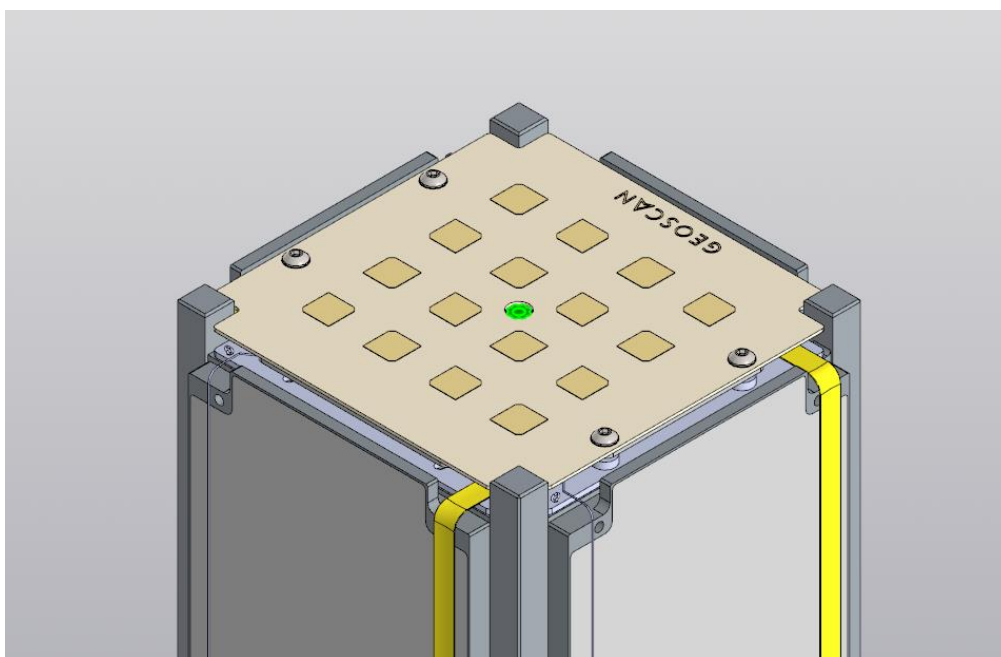


Рисунок 2.9 – 3D модель малого космического аппарата RTU MIREA1 с камерой для съемки Земли

Тесное взаимодействие полезной нагрузки с телекоммуникационной системой КА необходимо для передачи данных к земной станции. При этом учитываются требования к точности измерений и разрешению, а также создается программное обеспечение для управления датчиками и обработки собранных данных.

Особое внимание уделяется тестированию, включая проверку работоспособности полезной нагрузки в условиях космоса, чтобы гарантировать ее эффективность в реальных условиях миссии.

2.6.3. Сборка итогового проекта КА в ПО. Разработка итогового проекта КА

Сборка итогового проекта КА в программном обеспечении представляет собой завершающий этап всего инженерного цикла, начиная от концептуализации и проектирования, и заканчивая тестированием и запуском в космическое пространство. Этот процесс включает в себя интеграцию всех компонентов, подсистем и систем, разработанных в рамках проекта, в единое функциональное целое. Сборка итогового проекта 3D модели малого космического аппарата RTU MIREA1 представлена на рисунке 2.10.

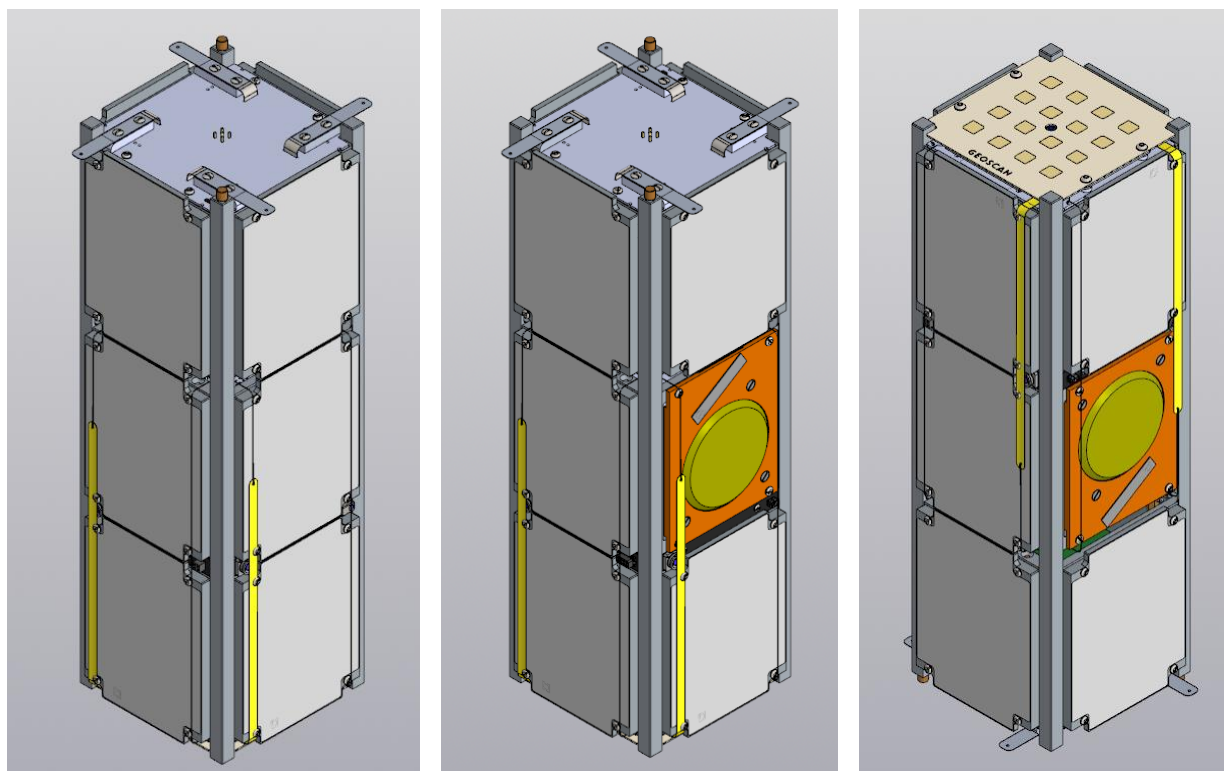


Рисунок 2.10 – Сборка итогового проекта 3D модели малого космического аппарата RTU MIREA1

Перед сборкой итогового проекта необходимо тщательно проверить соответствие всех компонентов техническим требованиям и стандартам, удостоверившись в их готовности к интеграции. Инженеры также проводят финальные тестирования отдельных компонентов и подсистем, а также системы в целом, для выявления и устранения возможных несоответствий и

проблем.

Интеграция включает в себя объединение множества аспектов проекта, включая электрические, механические, программные и телекоммуникационные системы. Особое внимание уделяется правильной связности и взаимодействию между компонентами, чтобы обеспечить согласованную работу всего аппарата.

Разработка итогового проекта в программном обеспечении также включает в себя создание необходимых программ, алгоритмов управления, системы сбора и обработки данных, а также интерфейсов для взаимодействия с операторами и земными станциями. Программное обеспечение должно быть спроектировано с учетом специфических требований миссии, обеспечивая надежное и эффективное управление аппаратом в условиях космоса.

После завершения сборки и разработки программного обеспечения проект подвергается комплексному тестированию. Это включает в себя проверку работоспособности системы в условиях, максимально приближенных к реальным космическим, а также проведение имитационных испытаний, эмулирующих различные сценарии полета и рабочих условий.

Завершающий этап включает в себя подготовку итогового проекта к запуску. Это включает в себя проверку всех систем и подсистем, а также обеспечение необходимых разрешений и сертификаций для осуществления космической миссии. После успешного запуска аппарат продолжает работу в космосе, выполняя свои предназначенные функции и отправляя обратно на Землю ценные данные и информацию.

2.6.4. Сохранение результатов моделирования в форматах, необходимых для работы на станках лазерной резки и 3D-печати

Для успешной интеграции результатов моделирования в процессы лазерной резки и 3D-печати требуется умение эффективно сохранять данные в соответствующих форматах, оптимизированных для этих технологий. Рассмотрим несколько ключевых форматов файлов, широко применяемых в

данном контексте:

Лазерная резка:

1. DXF (Drawing Exchange Format):

DXF представляет собой открытый формат обмена данными, специально разработанный для передачи геометрических данных между системами CAD и CAM. Используется для представления двумерных чертежей, широко поддерживается станками лазерной резки.

Для сохранения чертежа в программе «Компас-3D» с целью последующей обработки на лазерном станке, выполняются следующие шаги. После открытия необходимого чертежа в меню «Файл» выбирается опция «Сохранить как». При этом указываются не только путь и имя файла, но и формат, соответствующий требованиям лазерного оборудования, чаще всего в данном случае - формат DXF. По желанию, можно провести дополнительные настройки параметров сохранения, учитывая особенности технических характеристик используемого лазерного станка. Завершением процесса является нажатие кнопки «Сохранить».

2. DWG (Drawing):

Формат AutoCAD DWG предоставляет комплексное представление двумерных и трехмерных моделей. Он широко используется в инженерных приложениях и также совместим с системами лазерной резки.

3. SVG (Scalable Vector Graphics):

SVG - открытый стандарт векторной графики, предоставляющий гибкую среду для представления двумерных данных. Эффективно применяется для программирования станков лазерной резки.

4. AI (Adobe Illustrator):

Формат Adobe Illustrator (AI) используется для обмена векторной графикой, созданной в программе Illustrator. Подходит для передачи сложных векторных изображений на станки лазерной резки.

3D-печать:

1. STL (Stereolithography):

STL - формат для представления трехмерных моделей в виде tessелированных поверхностей. Широко принят в 3D-печати, описывает геометрию объекта с использованием треугольных мешей.

В программном обеспечении «Компас-3D» предусмотрена возможность сохранения трехмерной модели в формате STL. Процесс осуществляется через выполнение следующих шагов: после открытия трехмерной модели необходимо активировать функцию "Сохранить как", расположенную в левом верхнем углу интерфейса. В появившемся списке форматов сохранения следует выбрать STL.

2. OBJ (Wavefront Object):

Формат OBJ содержит данные о вершинах, текстурах и нормалях объекта. Применяется для представления трехмерных моделей в индустрии 3D-моделирования и 3D-печати.

3. AMF (Additive Manufacturing File Format):

AMF представляет более точное представление геометрии объекта, включая цвета и текстуры. Разработан специально для улучшения возможностей 3D-печати.

4. 3MF (3D Manufacturing Format):

3MF - открытый стандарт, охватывающий данные о геометрии, цвете, текстурах и других свойствах объекта. Предоставляет универсальный формат для 3D-печати.

Эффективное использование этих форматов предоставляет ключевые инструменты для передачи данных между программами моделирования и технологическими системами лазерной резки и 3D-печати. Он обеспечивает совместимость и точность в представлении геометрических и физических характеристик моделей, необходимых для успешного производства.

Вопросы для самоконтроля

1. Дайте определение космического аппарата.

2. Дайте определение космической системе.
3. Перечислите основные задачи баллистики.
4. Приведите классификацию космических аппаратов.
5. Приведите классификацию космических аппаратов по массе.
6. Что понимают под функциональным содержанием космических аппаратов.
7. Что такое система энергоснабжения космического аппарата.
8. Что такое целевое оборудование космического аппарата.
9. Какие требования предъявляются к электронной модели космического аппарата?
10. Назовите основные форматы файлов, предназначенных для лазерной резки.

Список используемых источников

1. ГОСТ Р 53802-2010 «Системы и комплексы космические. Термины и определения»].
2. ГОСТ 25645.301-83. Расчеты баллистические искусственных спутников Земли. Методика расчета затрат топлива на маневрирование
3. Б.Ц. Бахшиян, К.С. Федяев. Основы космической баллистики и навигации. – М.: 2013. ИКИ РАН. 120 с.]
4. Описание изобретения к патенту RU2622514 С1, Способ информационного обеспечения запусков космических аппаратов ракетами космического назначения и наземный автоматизированный комплекс управления космическими аппаратами научного и социально-экономического назначения и измерений, предусматривающий использование способа. В64G3/00, публ. 16.06.2017, Петушков А.М и др.)]

3 ПРОГРАММИРОВАНИЕ

В индустрии разработки программного обеспечения часто можно встретить термин «*методология разработки программного обеспечения*» (Software Development Methodology, SDM).

Методология (от греч. *méthodos* – путь исследования, теория и *lógos* – слово, учение) – **учение о принципах исследования, формах и способах научного познания**. Методология определяет общую ориентацию исследования, особенности подхода к объекту изучения, способ организации научного знания. Таким образом, *методология разработки программного обеспечения ищет пути обобщения* известных и разработки новых методик в рамках единой и общей цели – эффективной разработки программного обеспечения для космических аппаратов.

В этом разделе рассмотрены:

- цели и место проектирования ПО в жизненном цикле ПО;
- особенности проектирования ПО.

3.1. Цели и место проектирования ПО в жизненном цикле ПО

Для правильности понимания представленных здесь сведений определимся с некоторыми терминами.

Под *проектированием* будем понимать процесс (деятельность) создания проекта.

Проект (применительно к нашей инженерной деятельности) - целостная совокупность программных или конструкторских разработок с учётом физико-математических моделей, характеризующих заданными свойствами, описанных в форме, пригодной для последующей реализации.

Иногда под целями проектирования и разработки ПО, функционирующем на КА, ошибочно полагают полноту и автоматизацию

процессов сбора, обработки и передачи на наземные пункты собранных данных. Это не верно. Это – цели функционирования собственно ПО. Под *целями проектирования* следует понимать достижение максимальных качества выходного продукта и эффективности самой работы, заключающейся в:

- получении качества продукта не ниже заданного;
- сокращении времени разработки;
- минимизации издержек работ и максимизации выгоды для разработчика.

Достижениями этих целей в части создания ПО и занимается SDM посредством организации, планирования и управления процессом разработки.

Каждая из названных выше целей в свою очередь также, может быть, представлена своими подцелями более низкого уровня, именуемыми также задачами для достижения общей цели.

Жизненный цикл программной инженерии (Software Development Life Cycle, SDLC) определяется как период времени, с начала принятия решения о необходимости создания программного изделия до окончания его эксплуатации, завершающейся выведением из обращения или полного изъятия всех экземпляров программ из оборота.

Этапы и процессы (Software Development Life Cycle, SDLC) описаны в международном стандарте ISO / IEC 12207 «Информационная технология. Процессы жизненного цикла программных средств», описывающий цели учета специфики разработки и документирования ПО, который определяет все задачи, необходимые для разработки и поддержки ПО.

Для разработчиков ПО, действующих в РФ, более важным представляется обязательным соблюдение соответствующих нормативных документов, в частности, ГОСТ [1].

Оба названных стандарта содержат термины и определения, необходимые для однозначности их понимания и применения всеми

разработчиками. Предлагается самостоятельно ознакомиться с ними.

Приступая к разработке ПО для КА полезно, как минимум, знать о существовании целого семейства ГОСТ по ПО, а, приступая к практической деятельности в этом направлении, ознакомиться с их содержанием. В таблице 3.1 мы приводим часть их этого множества и предлагаем самостоятельно ознакомиться с ними.

Таблица 3.1 – Действующие ГОСТ, регламентирующие деятельность по созданию ПО

Номер	Название
ГОСТ Р ИСО/МЭК ТО 12182-2002	Информационная технология. Классификация программных средств
ГОСТ 28195-89	Оценка качества программных средств. Общие положения
ГОСТ 28806-90	Качество программных средств. Термины и определения
ГОСТ Р 51188-98	Защита информации. Испытания программных средств на наличие компьютерных вирусов. Типовое руководство
ГОСТ Р 51189-98	Средства программные систем вооружения. Порядок разработки
ГОСТ Р 51904-2002	Программное обеспечение встроенных систем. Общие требования к разработке и документированию
ГОСТ Р ИСО/МЭК 8631-94	Информационная технология. Программные конструктивы и условные обозначения для их представления
ГОСТ Р ИСО/МЭК 9126-	Информационная технология. Оценка программной продукции. Характеристики качества и руководства по

93	их применению
ГОСТ Р ИСО/МЭК 12119-2000	Информационная технология. Процессы жизненного цикла программных средств
ГОСТ Р ИСО/МЭК 14764-2002	Информационная технология. Сопровождение программных средств
ГОСТ Р ИСО/МЭК 15026-2002	Информационная технология. Уровни целостности систем и программных средств
ГОСТ Р ИСО/МЭК 15288-2005	Информационная технология. Системная инженерия. Процессы жизненного цикла систем
ГОСТ Р ИСО/МЭК 15910-2002	Информационная технология. Процесс создания документации пользователя программного средства
ГОСТ Р ИСО/МЭК ТО 9294-93	Информационная технология. Руководство по управлению документированием программного обеспечения

В таблице представлен далеко не полный перечень ГОСТ, среди которых есть и обязательные к исполнению, и рекомендательные. Но, приступая к работе по созданию ПО необходимо со всеми ими ознакомиться и учитывать. Кроме того, в базе ГОСТов в разделе 49.140 «Космические системы и операции» показано ещё множество ГОСТов, требования которых могут быть указаны в Техническом задании на создание КА, а следовательно, в той или иной мере должны быть обязательно учтены разработчиком ПО. Эти задачи нами показаны в настоящем учебном пособии в разделе 4.

3.2 Последовательность проектирования ПО

Существует ряд моделей, реализующих жизненный цикл разработки программного обеспечения и дающих конкретные рекомендации о том, как именно реализовывать тот или иной этап жизненного цикла. Эти модели также называются моделями процессов разработки программного обеспечения. Каждая модель процесса состоит из серии шагов, уникальных для своего типа, чтобы обеспечить успех в процессе разработки программного обеспечения.

Ниже приведены наиболее известные и популярные модели, используемые в отрасли:

- водопадная модель (Waterfall),
- итерационная водопадная модель (Iterative model),
- спиральная модель (Spiral model),
- V-модель (V-model),
- модель большого взрыва (Big-bang model).

Рассмотрим ряд моделей жизненного цикла. Подробное описание «водопадной модели» позволит понять суть задачи. Остальные модели предлагается рассмотреть самостоятельно. Для того, чтобы разработчик ПО мог самостоятельно выбрать наиболее приемлемую для него модель, дадим оценку достоинств и недостатков рассматриваемых моделей.

3.2.1 Классическая водопадная модель

Классическая водопадная модель является базовой моделью жизненного цикла разработки программного обеспечения. Это очень простая, но идеалистичная модель. Классическая модель водопада делит жизненный цикл на множество фаз. Процесс развития можно рассматривать как последовательный поток в водопаде (рисунок 3.1).

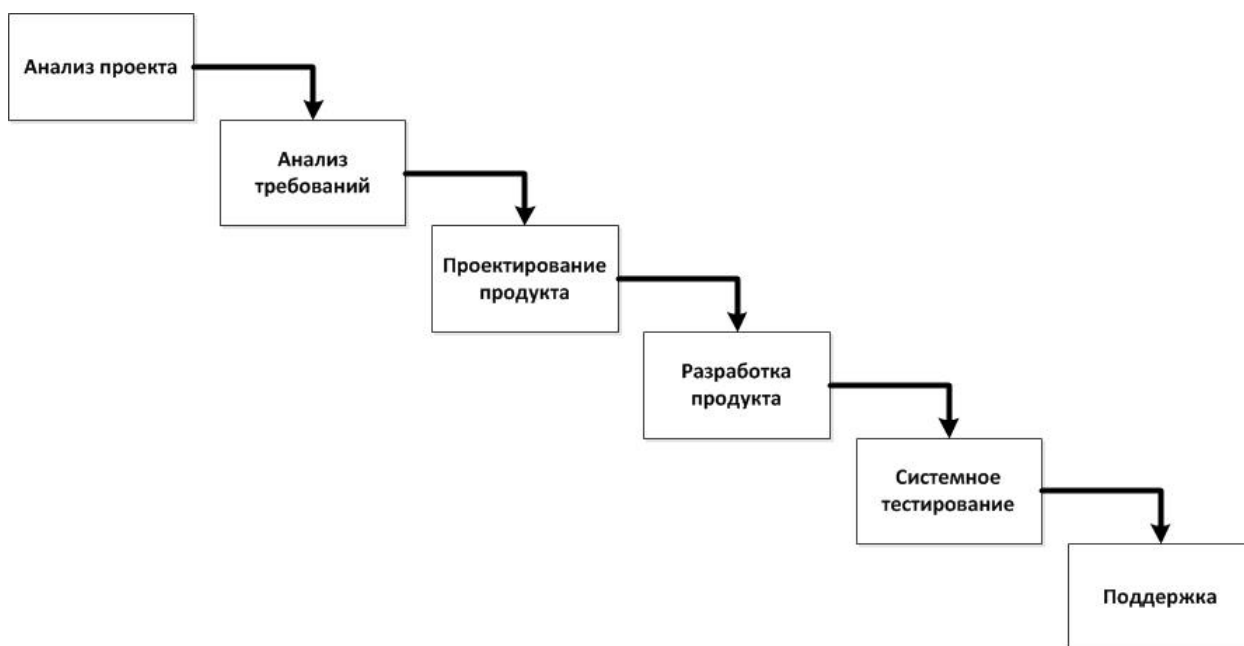


Рисунок 3.1 - Последовательность действий при реализации по «классической водопадной модели»

1. **Анализ проекта.** Основная цель этого этапа заключается в определении того, будет ли разработка программного обеспечения финансово и технически осуществима. Техничко-экономическое обоснование предполагает понимание проблемы, а затем определение различных возможных стратегий решения проблемы. Эти различные идентифицированные решения анализируются на основе их преимуществ и недостатков, выбирается наиболее оптимальное решение, а все остальные этапы выполняются в соответствии с выбранной стратегией реализации решения.

2. **Анализ требований.** Целью этапа анализа и спецификации требований является понимание точных требований заказчика и их правильное документирование. Этот этап состоит из двух разных видов деятельности:

1) *Сбор и анализ требований:* все требования, касающиеся программного обеспечения, собираются от клиента, а затем анализируются. Целью анализа является устранить неполноту (неполные требование - это

требования, в которых некоторые части были опущены) и несоответствия (несогласованность требований означает, что одна часть требования противоречит другой части).

2) *Спецификация требований*: проанализированные требования собираются в едином документе, который называется спецификацией требований к программному обеспечению (SRS). Документ SRS служит контрактом между командой разработчиков и клиентами. Любой будущий спор между заказчиками и разработчиками может быть разрешен путем изучения документа SRS.

3. Проектирование продукта. Целью этапа проектирования является преобразование требований, указанных в документе SRS, в структуру, пригодную для реализации на некотором языке программирования.

4. Разработка продукта. На этапе разработки программное обеспечение переводится в исходный код с помощью любого подходящего языка программирования. Таким образом реализуется каждый описанный в спецификации модуль разрабатываемой системы. Также на этом этапе проводится активное модульное тестирование каждой разработанной компоненты. Цель модульного тестирования - проверить, работает ли каждый модуль правильно (в соответствии со спецификацией) или нет.

5. Интеграционное и системное тестирование. Интеграция разных модулей осуществляется вскоре после их кодирования и модульного тестирования. Интеграция разных модулей осуществляется поэтапно. На каждом этапе интеграции в частично интегрированную систему добавляются ранее запланированные модули и тестируется результирующая система. Наконец, после того как все модули успешно интегрированы и протестированы, получена полная рабочая система и проведено тестирование системы.

Тестирование системы состоит из трёх видов тестирования:

- 1) *а – тестирование системы*, выполняемое командой разработчиков;
- 2) *в - испытание системы*, выполненное дружественным коллективом

клиентов или пользователей;

3) *приёмочное тестирование*: после доставки программного обеспечения клиент проводит приёмочное тестирование, чтобы определить - принять поставленное программное обеспечение или отклонить его.

6. Поддержка. Техническое обслуживание является наиболее важным этапом жизненного цикла программного обеспечения. Усилия, затрачиваемые на обслуживание, составляют 60% от общего объёма усилий, затрачиваемых на разработку полного программного обеспечения. Существует три основных типа поддержки:

1) *Корректирующее обслуживание*: этот тип обслуживания выполняется для исправления ошибок, которые были обнаружены не на этапе разработки продукта, а были получены в отчётах от пользователей системы.

2) *Развивающая поддержка*: данный вид технического обслуживания осуществляется для расширения функциональных возможностей системы на основе запроса клиента.

3) *Адаптивное обслуживание*: обычно требуется для переноса программного обеспечения для работы в новой среде, такой как работа на новой компьютерной платформе или с новой операционной системой.

Достоинства классической водопадной модели

Классическая водопадная модель — это идеалистическая модель разработки программного обеспечения. Эта модель очень проста, поэтому ее можно рассматривать как основу для других моделей жизненного цикла разработки программного обеспечения. Ниже приведены некоторые основные преимущества этой модели:

1. Модель очень проста и понятна.
2. Фазы в модели исполняются последовательно по одной.
3. Каждый этап модели чётко определён.
4. Модель имеет очень чёткие и понятные вехи.
5. Процессы, действия и результаты очень хорошо документированы.

6. Укрепляет хорошие привычки: «определись, потом делай» (define before design).

7. Модель хорошо работает для небольших проектов и тех проектов, где требования определены и вероятность их изменения мала.

Недостатки классической водопадной модели

Классическая водопадная модель имеет ряд недостатков, не позволяющих использовать ее в чистом виде в реальных проектах. Ниже приведены некоторые основные недостатки модели:

1. Нет обратной связи: в классической модели водопада эволюция программного обеспечения от одной фазы к другой похожа на водопад. Предполагается, что разработчики никогда не совершают ошибок на каких-либо этапах. Таким образом, отсутствует какой-либо механизм исправления ошибок.

2. Трудно удовлетворить запросы на изменение: эта модель предполагает, что все требования клиентов могут быть полностью и правильно определены в начале проекта, но на самом деле требования клиентов продолжают меняться со временем. Трудно удовлетворить любые запросы на изменение после завершения этапа спецификации требований.

3. Отсутствие перекрытия между фазами: в соответствии с этой моделью новая фаза может начаться только после завершения предыдущей. Но в реальных проектах это невозможно. Для повышения эффективности и снижения затрат фазам необходимо частично перекрываться.

3.2.2. Итеративная водопадная модель

В практическом проекте разработки программного обеспечения классическая водопадная модель плохо применима. Таким образом, итеративную модель водопада можно рассматривать как включающую необходимые изменения в классическую водопадную модель для ее использования в практических проектах разработки программного обеспечения. Эта модель почти повторяет классическую, с добавлением

некоторых изменений для повышения эффективности разработки программного обеспечения.

Итеративная водопадная модель обеспечивает обратные связи от каждой фазы к предыдущим фазам, что является основным отличием от классической модели водопада.

Пути обратной связи, введённые в итеративную модель, показаны на рисунке 3.2.

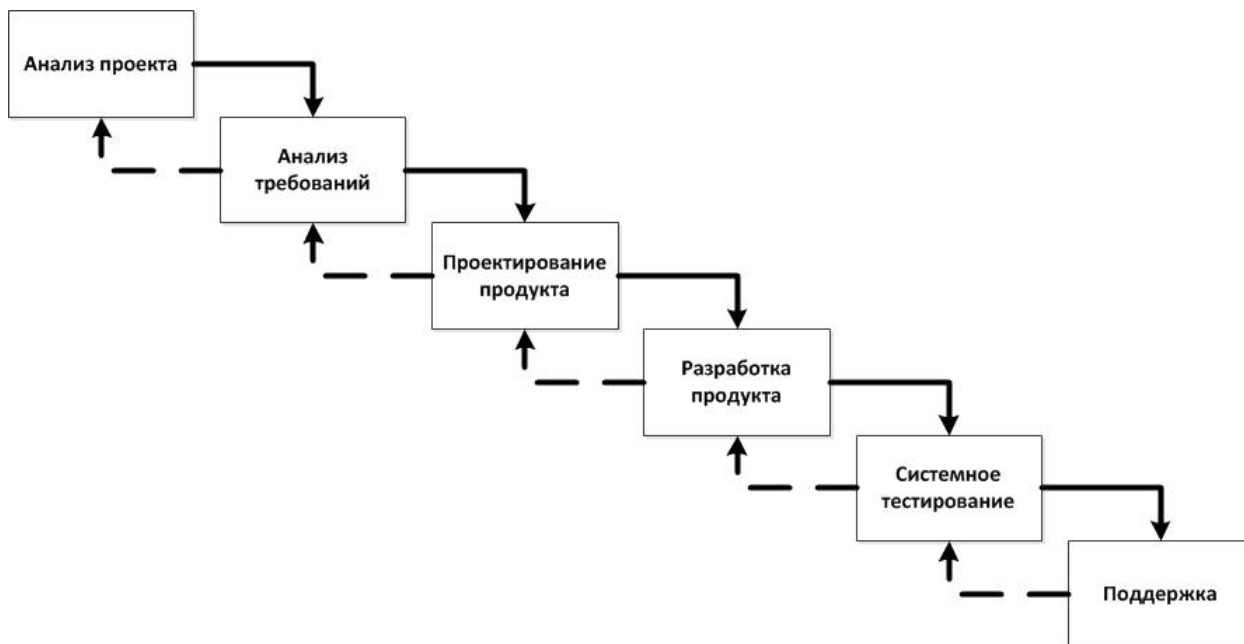


Рисунок 3.2 - Последовательность действий при реализации по «интерактивной водопадной модели»

Когда ошибки обнаруживаются на более позднем этапе, пути обратной связи позволяют исправить ошибки, допущенные программистами на определённом этапе. Пути обратной связи позволяют переработать фазу, в которой совершены ошибки, и эти изменения отразятся в более поздних фазах. Несмотря на это, обратной связи с этапом технико-экономического обоснования нет, потому что после того, как проект принят, отменить его уже нельзя.

Несмотря на наличие обратных связей, необходимо стараться выявлять все ошибки на той стадии, на которой они допущены. Это уменьшает усилия

и время, необходимые для их исправления.

Принцип обнаружения ошибок как можно ближе к точкам их возникновения известен как фазовое сдерживание ошибок (в рамках одной фазы).

Достоинства итеративной водопадной модели

1. Наличие путей обратной связи: в классической водопадной модели нет путей обратной связи, поэтому нет механизма исправления ошибок. В итеративной модели путь обратной связи от одной фазы к предыдущей позволяет исправить ошибки, и эти изменения отражаются в более поздних фазах.

2. Простота: итеративная модель водопада очень проста в понимании и использовании. Вот почему это одна из наиболее широко используемых моделей разработки программного обеспечения.

Недостатки итеративной водопадной модели

1. Сложность обработки запросов на изменение: основным недостатком итеративной водопадной модели является то, что все требования должны быть чётко сформулированы до начала этапа разработки. Клиент может изменить требования через некоторое время, но итеративная модель водопада не оставляет возможностей для включения запросов на изменение, которые выполняются после начала этапа разработки.

2. Инкрементная доставка не поддерживается: в итеративной водопадной модели программное обеспечение полностью разработано и протестировано перед доставкой клиенту. Нет возможности для какой-либо промежуточной поставки. Таким образом, клиенты должны долго ждать получения программного обеспечения.

3. Перекрытие фаз не поддерживается: итеративная водопадная модель предполагает, что одна фаза может начаться после завершения предыдущей фазы, но в реальных проектах фазы могут перекрываться, чтобы уменьшить усилия и время, необходимые для завершения проекта.

4. Обработка рисков не поддерживается: проекты могут страдать от различных видов рисков. Однако итеративная модель водопада не имеет механизма обработки рисков.

5. Ограниченное взаимодействие с клиентами: взаимодействие с клиентами происходит в начале проекта во время сбора требований и при завершении проекта во время доставки программного обеспечения. Такое малое количество взаимодействий с клиентами может привести ко многим проблемам, поскольку окончательно разработанное программное обеспечение может отличаться от реальных требований клиентов.

3.2.3 Спиральная модель

Спиральная модель (рисунок 3.3) менее известна по сравнению с некоторыми другими моделями жизненного цикла разработки программного обеспечения, например, такой как водопадная модель. Причиной этого может являться то, что спиральная модель может быть довольно дорогостоящей в использовании и хуже работать для небольших проектов.

Это риск-ориентированная модель, что означает: общий успех проекта в значительной степени зависит от этапа анализа рисков. Анализ рисков требует специальных знаний на каждой итерации. Таким образом, для рассмотрения и анализа проекта периодически требуются специальные навыки.

На первый взгляд может показаться, что эта модель сложная и неуклюжая, и нет причин рассматривать ее как один из вариантов использования в реальном проекте. Но, как любые другие модели SDLC, эта, помимо недостатков, имеет и уникальные сильные стороны.

Например, есть возможность добавить некоторые дополнительные функции на последних этапах разработки программного продукта. Поскольку мониторинг рисков и регулярная экспертиза являются основными характеристиками этого подхода, то общая работа проекта становится более прозрачной.

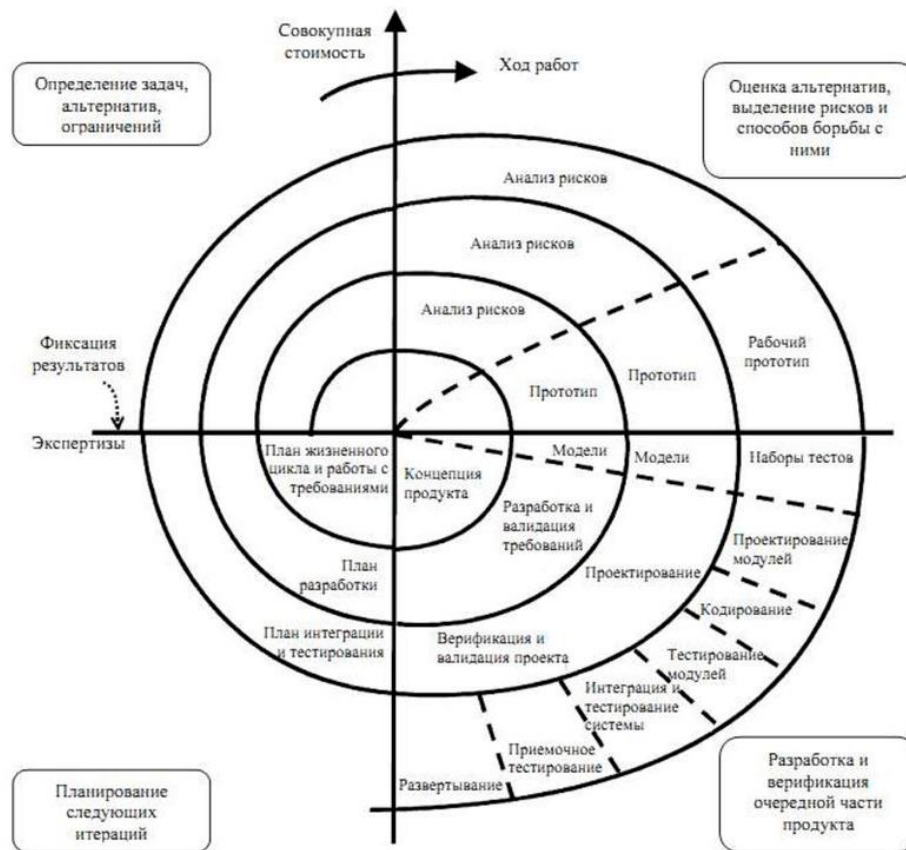


Рисунок 3.3 - Структура спиральной модели

Спиральная модель может характеризоваться повторением набора элементарных процессов развития и устранением риска, поэтому на протяжении жизненного цикла проекта риски активно сокращаются.

Спиральная модель состоит из четырёх основных этапов жизненного цикла разработки программного обеспечения. Весь процесс развития неоднократно проходит через эти стадии. Каждая итерация называется спиралью.

Четыре основных этапа:

- 1) определение целей,
- 2) оценка альтернатив,
- 3) разработка и верификация,
- 4) планирование.

Достоинства спиральной модели

1. Мониторинг рисков - одна из основных составляющих, которая делает эту модель довольно привлекательной, особенно когда вы управляете большими и дорогими проектами. Более того, такой подход делает ваш проект прозрачнее, потому что по дизайну каждая спираль должна быть рассмотрена и проанализирована.

2. Клиент может видеть рабочий продукт на ранних этапах жизненного цикла разработки программного обеспечения.

3. Различные изменения могут быть добавлены на поздних этапах жизненного цикла.

4. Проект может быть разделён на несколько частей, и более рискованные из них могут быть разработаны раньше, что уменьшает трудности управления проектом.

5. Проектные оценки с точки зрения графика, затрат становятся реалистичнее по мере продвижения проекта, а петли в спирали завершаются.

6. Строгий контроль документации.

Недостатки спиральной модели

1. Поскольку мониторинг рисков требует дополнительных ресурсов, эта модель может быть довольно дорогостоящей. Каждая спираль требует специальных знаний, что делает процесс управления сложным. Вот почему эта модель SDLC не подходит для небольших проектов.

2. Большое количество промежуточных этапов. В результате - огромное количество документации.

3. Управление временем может быть трудным. Как правило, дата окончания проекта неизвестна на первых этапах.

Еще один важный момент, о котором следует помнить, - спиральная модель должна использоваться в проектах, для которых она изначально была разработана. Эта модель может быть подходящим вариантом, если вы столкнулись с проектом среднего или высокого риска, затраты же очень важны, клиент не уверен в своих потребностях, а требования сложны и ожидаются значительные изменения.

3.2.4 V-модель

Общая структура V-модели показана на диаграмме на рисунке 3.4

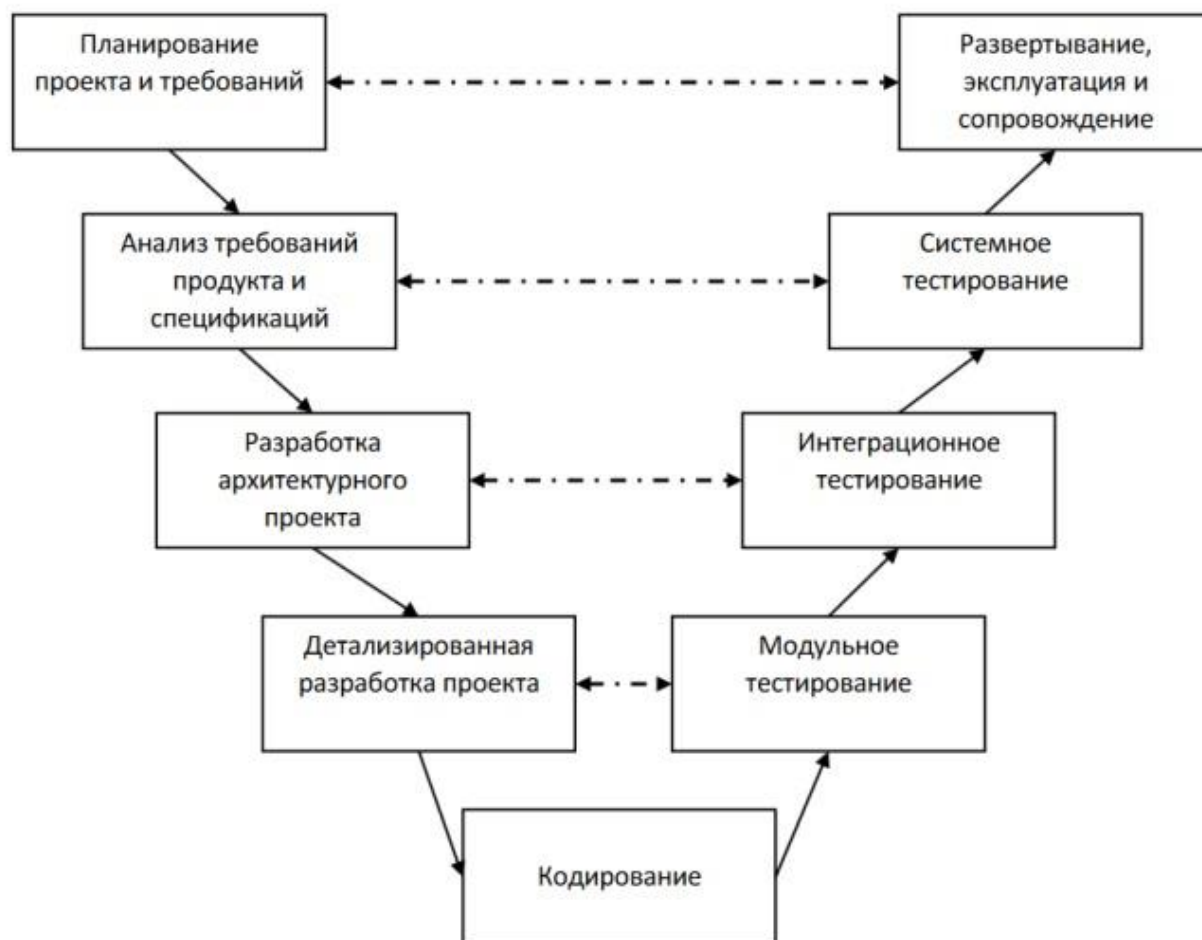


Рисунок 3.4 - Общая структура V-модели

V-модель — это уникальная методология линейной разработки, используемая в течение жизненного цикла разработки программного обеспечения. V-модель фокусируется на довольно типичном методе водопада, который следует строгим пошаговым этапам. Хотя начальные этапы являются широкими этапами проектирования, прогресс продолжается вниз через все более и более детализированные этапы, ведущие к внедрению и кодированию, и, наконец, обратно через все этапы тестирования до завершения проекта.

Подобно традиционной модели водопада, V-модель определяет ряд

линейных этапов, которые должны происходить в течение всего жизненного цикла, по одному, пока проект не будет завершен. По этой причине V-модель не считается гибким методом разработки, и из-за огромного объема этапов и их интеграции понимание модели в деталях может быть сложным для всех в команде, не говоря уже о клиентах или пользователях.

Достоинства V-модели

1. Подходит для ограниченных проектов: из-за строгой природы V- модели и ее линейного проектирования, реализации и этапов тестирования неудивительно, что V-модель была в значительной степени принята промышленностью медицинских устройств в последние годы. В ситуациях, когда сроки и объем проекта четко определены, технология стабильна, а документация и проектные спецификации ясны, V-модель может быть отличным методом.

2. Идеально подходит для управления временем: в том же ключе V- модель также хорошо подходит для проектов, которые должны выдерживать строгие сроки и соответствовать ключевым контрольным датам на протяжении всего процесса, с довольно четкими и хорошо понятными этапами, которые вся команда может легко понять и подготовиться. Менеджерам и инженерам относительно просто создать временную линию для всего жизненного цикла разработки, генерируя контрольные точки для каждого этапа на этом пути. Конечно, использование V-модели никоим образом не гарантирует, что контрольные точки всегда будут выполнены, но строгий характер самой модели заставляет соблюдать довольно плотный график.

Недостатки V-модели

1. Нехватка адаптивности: подобно проблемам, стоящим перед традиционной водопадной моделью, на которой основана V-модель, наиболее проблемным аспектом V-модели является ее неспособность адаптироваться к любым необходимым изменениям в течение жизненного цикла разработки. Например, упущенная из виду проблема в рамках какой-либо

фундаментальной системы, которая затем обнаруживается только на этапе внедрения, может представлять собой серьезную проблему с точки зрения потерянных человеко-часов, а также возросших затрат.

2. Ограничения временной шкалы: хотя это не является неотъемлемой проблемой самой V-модели, но акцент на тестировании в конце жизненного цикла означает, что слишком легко оказаться привязанным в конце проекта к выполнению тестов в состоянии спешки, чтобы соответствовать назначенным срокам или контрольным точкам.

3. Плохо подходит для длительных жизненных циклов: как и водопадная модель, V-модель полностью линейна, и поэтому проекты нельзя легко изменить после того, как поезд разработки покинул станцию отправления. Поэтому V-модель плохо подходит для обработки долгосрочных проектов, которые могут потребовать много версий или постоянных обновлений/исправлений.

4. Хотя V-модель, безусловно, не единственная модель разработки, которая подпадает под эту критику, нельзя отрицать, что строгий и методичный характер V-модели и ее разных линейных этапов, как правило, подчеркивают цикл разработки, подходящий менеджерам и пользователям, а не разработчикам и архитекторам. С помощью такого метода, как V-модель, руководителям проектов или другим исполнителям можно легко упустить из виду огромные сложности разработки программного обеспечения в пользу попыток уложиться в сроки или просто чувствовать себя чрезмерно уверенным в ходе работ или текущем прогрессе, основанном исключительно на том, какой этап жизненного цикла активно разрабатывается.

3.2.5 Процесс разработки программного обеспечения RUP

RUP, Rational Unified Process - это процесс разработки программного

обеспечения. Он обеспечивает упорядоченный подход к распределению задач и обязанностей в развитии организации. Его цель заключается в обеспечении производства высококачественного программного обеспечения, отвечающего потребностям конечных пользователей, в рамках предсказуемого графика и бюджета.

Rational Unified Process — это продукт процесса, разработанный и поддерживаемый программным обеспечением Rational. Команда разработчиков Rational Unified Process тесно сотрудничает с клиентами, партнерами, группами продуктов Rational, а также с консультантской организацией Rational, чтобы обеспечивать постоянное обновление и совершенствование процесса с учетом свежего опыта и лучших развивающихся и проверенных практик.

Шесть ключевых практик

В Rational Unified Process описывается, как эффективно применять коммерчески проверенные подходы к разработке программного обеспечения для групп разработчиков программного обеспечения. Их называют «лучшими практиками» не потому, что вы можете точно определить их ценность, а потому, что они обычно используются в промышленности успешными организациями. Rational Unified Process предоставляет каждому члену команды рекомендации, шаблоны и инструменты, необходимые для всей команды, чтобы в полной мере использовать следующие практики:

1. Разрабатывать программное обеспечение итеративно.
2. Управлять требованиями.
3. Использовать модульную архитектуру.
4. Визуально моделировать программное обеспечение.
5. Проверять качество программного обеспечения.
6. Управлять изменениями в программном обеспечении.

3.3 Структура технологического комплекса производства программ бортового программного обеспечения космических аппаратов

Жизненный цикл программного обеспечения

Жизненный цикл программного обеспечения разбивается на циклы, каждый из которых работает над новым поколением продукта. Так, например, Rational Unified Process делит один цикл разработки на четыре последовательных этапа:

- 1) начальная фаза,
- 2) уточнение,
- 3) конструирование,
- 4) внедрение.

Каждый этап завершается чётко определённой контрольной точкой, когда должны быть приняты определённые важные решения и, следовательно, должны быть достигнуты ключевые цели. На рисунке 3.5 показана общая организация фаз проекта.

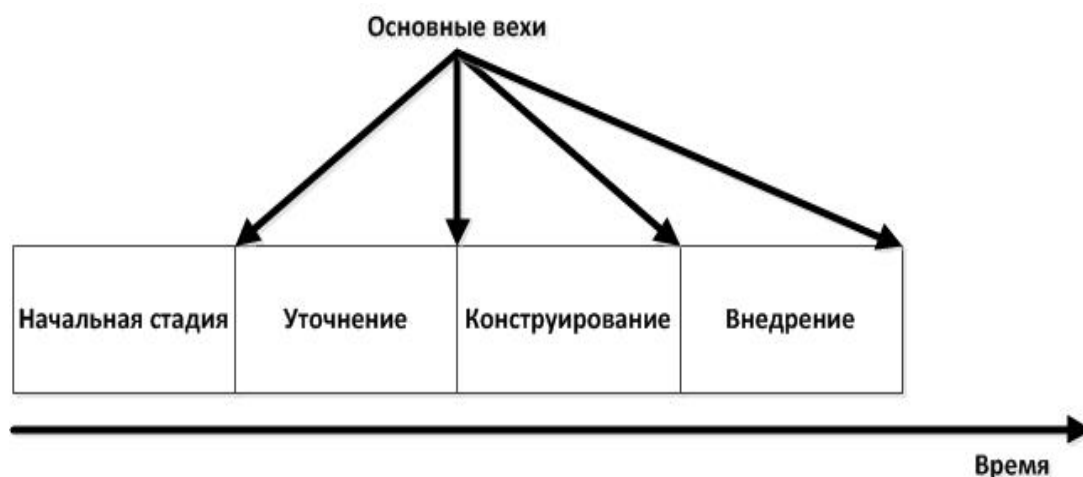


Рисунок 3.5 – Фазы технологического комплекса производства ПО

Начальная стадия

На начальном этапе необходимо выбрать и зафиксировать технические требования к ПО для системы и разграничить область его применения. Для этого необходимо идентифицировать все внешние устройства, с которыми будет взаимодействовать система, и определить характер этого взаимодействия. Это включает в себя идентификацию всех вариантов использования и описание нескольких значимых из них. При разработке ПО для функционирования в составе бортового комплекса КА необходимо

понимать наличие или отсутствие в перспективном КА необходимости и возможности дистанционной модификации ПО в части, например, замены библиотек или отдельных исполняемых модулей. Как правило, в малых КА такой возможности не предусматривается ввиду ограничений по массово-габаритным характеристикам и электропитанию. Равно как и для создания «наземного» ПО на начальном этапе необходимо осуществить оценку рисков и оценку необходимых ресурсов, а также план этапа с указанием сроков основных подэтапов. Итогом начального этапа являются:

1. Концептуальный документ: общее видение требований, ключевых особенностей и основных ограничений основного проекта, оформленных в фирме Технического задания.

2. Начальная модель сценариев использования.

3. Первоначальный глоссарий проекта (может быть частично выражен в виде модели домена).

4. Оценка и согласование с Заказчиком затрат на создание ПО. В отличие от бизнес-кейса или иных форм документов при разработке ПО для КА руководствуются нормативными и организационно-техническими документами в соответствии со сложившимися требованиями в космической отрасли и соответствующими ГОСТ.

5. Первоначальная оценка рисков.

6. План этапы и реализации.

7. Один или несколько прототипов.

В конце начального этапа находится первая крупная веха жизненного цикла – Техническое задание на разработку. На этом этапе выполняется:

1. Согласованное с заинтересованными сторонами определение сферы охвата и смета расходов и графика работ.

2. Понимание требований, о чем свидетельствует согласованность сценариев использования, предусмотренных эскизным проектом на КА.

3. Достоверность оценок затрат и графиков работ, приоритетов и рисков.

4. Соотношение фактических расходов против запланированных расходов.

Проект может быть отменен или значительно пересмотрен, если он не пройдет этот этап.

Фаза уточнения

Целью этапа уточнения является анализ проблемной области, создание прочной архитектурной основы, разработка плана проекта и устранение наиболее рискованных элементов проекта. Для достижения этих целей вы должны иметь представление о системе «шириной в милю и глубиной в дюйм». Архитектурные решения должны приниматься с пониманием всей системы: ее объема, основных функциональных и нефункциональных требований, таких как требования к производительности, автономности функционирования и самовосстановления, а также возможности дистанционной модификации продукта без необходимости расширения аппаратно-элементной базы.

Можно утверждать, что этап уточнения является наиболее важным из четырех этапов. В конце этого этапа основная «инженерия» считается завершённой, и проект проходит свой самый важный день расчёта: необходимо принять решение о том, следует ли приступать к этапам конструирования и внедрения. Для большинства проектов это также соответствует переходу от мобильной, лёгкой и гибкой операции с низким риском к дорогостоящей операции с высоким риском. Хотя процесс всегда должен учитывать изменения, мероприятия этапа уточнения гарантируют, что архитектура, требования и планы достаточно стабильны, а риски достаточно сглажены, поэтому вы можете предсказуемо определить стоимость и график завершения разработки. Концептуально этот уровень точности соответствовал бы уровню, необходимому для того, чтобы разработчик и заказчик ПО взяли на себя обязательства относительно этапа конструирования с фиксированной ценой.

На этапе уточнения прототип исполняемой архитектуры строится в

одной или нескольких итерациях в зависимости от стоящих задач, размера риска и новизны проекта, возможно ли заимствование уже существующих и отлаженных программных модулей и библиотек. Эти усилия должны, по крайней мере, касаться критических случаев использования, выявленных на начальном этапе, которые, как правило, сопряжены с серьёзными техническими рисками проекта, заключающийся хотя бы в том, что поле запуска КА дальнейшее сопровождение разработчиком программного изделия, в т.ч. и исправление ошибок, будет невозможно.. Хотя эволюционный прототип компонента производства всегда является целью, это не исключает разработки одного или нескольких исследовательских, одноразовых прототипов для смягчения конкретных рисков, таких как компромиссы по требованиям, технико-экономическое обоснование, демонстрация инвесторам, Заказчикам.

Итогом этапа уточнения является:

1. Модель сценариев использования (не менее 80%) - все сценарии и субъекты определены, большинство описаний сценариев разработаны.
2. Дополнительные требования, охватывающие нефункциональные требования и любые требования, не связанные с конкретным вариантом использования.
3. Описание архитектуры программного обеспечения.
4. Исполняемый архитектурный прототип.
5. Обновлённый случай разработки, учитывающий особенности разработки.
6. Программа и методики проведения испытаний.

На этом этапе исполнитель работ изучает подробные цели и задачи, особенности функционирования ПО, выбор архитектуры и разрешение основных рисков.

Основные критерии оценки на этапе уточнения включают ответы на следующие вопросы:

1. Понимание продукта стабилизировано?

2. Архитектура стабильна?
3. Показывает ли исполняемый прототип, что основные элементы риска рассмотрены и достоверно разрешены?
4. Достаточно ли детализирован и точен план этапа конструирования? Подкреплён ли он достоверными оценками?
5. Согласны ли все заинтересованные стороны с тем, что нынешнее понимание может быть достигнуто, если будет выполнен нынешний план развития всей системы в контексте нынешней архитектуры?
6. Приемлемы ли фактические расходы на ресурсы по сравнению с запланированными расходами?

Проект может быть значительно переосмыслен, если он не пройдёт эту веху.

Фаза разработки ПО

Во время фазы разработки предполагается, что все остальные окружающие изделие компоненты в части интерфейсов согласованы между собой и функции всего КА разработаны и интегрированы, и вся функциональность тщательно протестирована. Этап разработки — это, в некотором смысле, производственный процесс, где акцент делается на управлении ресурсами и управлении операциями для оптимизации затрат, графиков и качества. В этом смысле основная задача управления претерпевает переход от развития интеллектуальной собственности во время создания и уточнения к разработке внедряемых продуктов во время разработки и внедрения.

Результатом этапа разработки является конечный продукт, готовый к установке на КА. Как минимум, он состоит:

1. Из набора программных модулей, интегрированных на соответствующей целевой платформе.
2. Руководства применения.
3. Программа и методики проведения всех видов испытаний.

Фаза внедрения

По завершении предыдущего этапа принимается решение о готовности программного обеспечения к установке и функционированию в составе КА: взаимодействию со спутниковой платформой, сопряжением со служебной и научной бортовой аппаратурой.

Критерии оценки этапа являются протоколы испытаний и акты приёмки работ. Оценивается приемлемы ли фактические расходы ресурсов по сравнению с запланированными расходами.

Целью фазы внедрения является передача программного продукта Головному исполнителю работ по созданию КА. После передачи продукта обычно возникает вопрос: планируется ли тиражирование разработки, модернизация, исправления выявленных проблем или завершения отложенных функций. Также решается вопрос об правах на результаты интеллектуальной деятельности. В соответствии с существующим законодательством, если работа по созданию выполнена за счёт средств бюджета или иного юридического лица, то только авторство закрепляется за физическим лицами-разработчиками, а право обладания и выгодоприобретения переходит к Заказчику, т.е. юридическому лицу, оплатившему работу.

Основные цели этапа внедрения включают:

1. Проведение всех необходимых видов испытаний ПО.
2. Достижение согласия о расходах
3. Решение вопросов прав на результаты интеллектуальной деятельности.
4. Планирование последующих работ (их может не быть, если в Космической программе отсутствуют серийный выпуск).

Основные критерии завершающей оценки включают ответы на следующие вопросы:

1. Пользователь удовлетворён?
2. По-прежнему ли приемлемы фактические расходы по сравнению с запланированными расходами?

3.4 Обзор сред разработки C/C++

Современные языки программирования являются универсальным инструментом, эффективно применяемым в инженерной деятельности, в том числе в задачах, связанных с техническими расчетами. Выбор языка программирования для решения инженерной задачи зависит от большого количества факторов, включая возможности систем, для которых данное программное обеспечение разрабатывается, сложности самой задачи, требований к скорости выполнения программы и др.

C++ выделяется среди других языков программирования в задачах, связанных с разработкой больших и высококачественных программ. Сам по себе язык C++ является компилируемым языком, что положительно сказывается на его быстродействии. Это является необходимым для создания эффективного программного обеспечения, для которого скорость исполнения кода играет важную роль. Сам код на языке C++ может быть написан практически в любом редакторе с учетом синтаксиса самого языка, установленный компилятор осуществляет обработку данного кода, преобразуя его в машинный язык и отправляя его на исполнение ОС.

Для написания программы на языке C++ необходима среда разработки. Как правило, она подбирается из соображений функциональности, удобства использования и ресурсоемкости.

Существуют различные среды разработки, наиболее распространенными являются:

- Microsoft Visual Studio;
- Eclipse;
- Code Blocks;
- Qt.

Visual Studio – интегрированная среда разработки C++, которая позволяет разрабатывать как консольные приложения, так и приложения с

графическим интерфейсом, в том числе с поддержкой технологии Windows Forms. Она также подходит для создания веб-сайтов, веб-приложений и веб-служб для всех поддерживаемых платформ: Windows, Windows Mobile, Windows CE, .NET Framework, Xbox, Windows Phone, .NET Compact Framework и Silverlight.

Достоинствами данной среды разработки являются:

- наличие бесплатной версии – Visual Studio Community;
- встроенный интерфейс командной строки;
- API для подключения дополнительных инструментов отладки;
- полный набор инструментов разработчика для создания и клонирования Git-репозитория, управления ветвями и разрешения конфликтов слияния прямо в интегрированной среде разработки C++;
- большой набор дополнений для расширения базовой функциональности.

В тоже время у рассматриваемой среды имеются недостатки:

- высокая стоимость платных версий Professional и Enterprise;
- высокие требования к аппаратной части;
- отсутствует версия для операционных систем семейства Linux.

Eclipse — свободная интегрированная среда разработки модульных кроссплатформенных приложений, которая приобрела большую популярность среди разработчиков на Java, однако существует возможность использования Eclipse для C/C++. Eclipse не только обладает всеми необходимыми инструментами, но и бесплатна и работает под различными операционными системами: Windows/Linux/macOS.

Достоинствами среды являются:

- бесплатное использование;
- автозавершение и другие возможности, которые помогают быстрее писать код;
- большой набор плагинов для расширения функциональности;
- настраиваемый графический интерфейс.

Недостатками среды являются:

- медленный запуск, потребление большого объёма памяти;
- проблемы с обратной совместимостью;
- необходимость установки Java.

Среда Code Blocks также является бесплатной средой разработки. Она позволит писать не только на C/C++, но и на других языках программирования. У набора инструментов разработчика есть возможность для расширения за счёт установки плагинов. У этой среды программирования на C++ есть версии под Windows, macOS и Linux, однако существует возможность установить её на любую Unix-подобную систему при помощи сборки из исходных текстов.

Достоинствами среды являются:

- бесплатная среда разработки C++;
- автозавершение кода;
- наличие отладчика.

Можно выделить следующие недостатки среды Code::Blocks:

- затруднительно разрабатывать крупные проекты.

Qt — кроссплатформенный инструментарий разработки ПО на языке программирования C++, позволяющий запускать написанное с его помощью программное обеспечение в большинстве современных операционных систем путём простой компиляции программы для каждой операционной системы без изменения исходного кода. Включает в себя все основные классы, которые могут потребоваться при разработке прикладного программного обеспечения. Qt является полностью объектно-ориентированным, легко расширяемым и поддерживающим технику компонентного программирования.

Существуют версии библиотеки для Microsoft Windows, систем класса UNIX с графической подсистемой X11, Android, iOS, Mac OS X, Microsoft Windows CE, QNX, встраиваемых Linux-систем и платформы S60.

Начиная с версий 4.X Qt распространяется по 3 лицензиям (независимо от лицензии, исходный код Qt один и тот же):

[Qt Commercial](#) — для разработки ПО с собственной лицензией, допускающая модификацию самой Qt без раскрытия изменений;

[GNU GPL](#) — для разработки ПО с открытыми исходниками, распространяемыми на условиях [GNU GPL](#);

[GNU LGPL](#) — для разработки ПО с собственной лицензией, но без внесения изменений в Qt.

В качестве среды разработки фреймворк предлагает интегрированную среду разработки – Qt Creator, которая доступна на Windows, Linux и macOS. Qt Creator предлагает полный набор инструментов разработчика, предназначенных для создания и развёртывания приложений.

Достоинствами являются:

- поддержка отладки, профилирования, автозавершение кода и рефакторинг;

- имеется возможность компиляции программ для разных операционных систем.

К недостаткам следует отнести:

- не всегда работает автозавершение кода;

- имеются ограничения по применению в части используемых лицензий;

- в настоящее время требуется регистрация для загрузки бесплатной версии.

3.5 Программы, выбор названия, тип работы

Программа – это набор инструкций, написанных на языке программирования, которые выполняют определенную задачу на компьютере или другом устройстве. Программы могут выполняться на различных устройствах, включая бортовые компьютеры, настольные компьютеры,

мобильные телефоны, планшеты, микроконтроллеры и другие.

Программы могут быть разработаны для различных целей, таких как управление роботами, обработка и анализ данных, разработка приложений, управление базами данных, создание веб-страниц и т. д.

В общем виде программы могут обладать графическим интерфейсом пользователя или нет. Тогда зачастую говорят о том, что тип программы является консольным. Кроме того, программы могут представлять собой набор различных функций, например вычислительных, тогда говорят, что это библиотека.

Каждая программа имеет свои требования к работе. Как правило, учебные программы не прихотливы, в то время, как например игровые программы, программы бортовых систем предъявляют повышенные требования к аппаратной части ЭВМ.

Программы обычно состоят из нескольких модулей, которые могут быть связаны между собой и использоваться для создания более сложных программных продуктов. В зависимости от сложности и целей разработка программы может занять от нескольких часов до нескольких лет.

В обязательном порядке каждой разрабатываемой программе необходимо задавать имя. Это то имя, которое Вы увидите после компиляции исходного текста. В настоящее время каждая программа, как правило, является названием проекта. Задание имени проекта в каждой среде обладает своими особенностями, но в общая рекомендация по названию программы заключается в том, чтобы оно было осмысленным.

В качестве примера в таблице 3.2 приведены варианты названия для программы, которая вычисляет сумму двух чисел a и b .

Таблица 3.2 – Варианты названия для программы, которая вычисляет сумму двух чисел a и b .

Не рекомендуется	Рекомендуется
<i>program</i>	<i>sum</i>

<i>pr</i>	<i>sumAB</i>
<i>myProgram</i>	<i>summaAB</i>

3.6 Комментарии и заголовочные файлы

Комментарии в программировании являются достаточно важной конструкцией. С одной стороны они не оказывают влияние на ход выполнения программ, но с другой стороны если над программным проектом работает большая команда разработчиков, наличие хороших комментариев в коде позволит избежать потери времени на разъяснение кода при необходимости. Особенно это важно, когда ведется сопровождение и поддержка кода.

В C++ комментарии бывают двух видов: однострочные и многострочные.

Однострочные комментарии записываются справа от символа ; через двойной знак //.

Запись многострочных комментариев начинается с символов /* между которыми пишется текст комментария и затем он закрывается символами */.

```
int a=256; // Это однострочный комментарий

/* Это
многострочный
комментарий */
```

В комментариях символы – это не только литеры из алфавита языка C++, но и любые возможные символы, включая русские буквы.

Основной способ подключить к программе на C++ типы данных, структуры, прототипы функций, перечисляемые типы и макросы, используемые в другом модуле, являются заголовочные файлы. Как правило,

заголовочные файлы имеют расширение *h* или *.hpp*.

Подключение заголовочного файла осуществляется с помощью директивы *#include*.

При этом если заголовочный файл является стандартным или системным, то тогда используется следующая запись:

```
#include <iostream>//Подключаем стандартный заголовочный файл
```

Если заголовочный файл является «пользовательским», то тогда используется следующая запись:

```
#include "имя файла.h"
```

Для избежания повторного включения одного и того же кода, используются директивы *#ifndef*, *#define*, *#endif*.

Заголовочный файл в общем случае может содержать любые конструкции языка C++. Например, различные идентификаторы, которые должны быть объявлены более чем в одном файле, удобно описать в заголовочном файле, а затем его подключать по мере необходимости.

3.7 Применение переменных

3.7.1 Определение переменных, условия ввода

В языках программирования высокого уровня данные, численные значения и строки принято хранить в виде переменных. В общем случае переменная – это некая область памяти, которой присвоено имя. Обращение к значению, хранящемуся в этой области памяти, осуществляется по заданному имени.

Имена переменных могут быть любыми, они задаются разработчиком при написании кода с учетом следующих правил:

- имя переменной, при написании программы на языке C++, задается латинскими буквами;
- имя переменной не должно начинаться с цифры;

- имя переменной не должно содержать следующие символы: /, :, *, ?, ", <, >, |;

- имя переменной не должно содержать пробелов, при необходимости можно использовать символ нижнего подчеркивания `_` для визуального разделения имени переменной;

- при создании переменной рекомендуется именовать ее таким образом, чтобы имя, при дальнейшем использовании в программе переменной, давало представление разработчику о данных, которые хранятся в ней.

Помимо приведенных ограничений, имя переменной не должно состоять из ключевых слов, команд и других элементов языка: `if`, `do`, `while`, `namespace`, `inline`, `int`, `double`, `new`, `using` и пр. Как правило, эти названия выделяются особыми цветами в среде разработки, подсказывая разработчику о том, что то или иное название зарезервировано для служебных задач языка программирования.

При создании переменной также стоит учитывать, что язык программирования C++ является языком со строгой типизацией переменных. Это означает, что тип переменной должен быть задан при ее объявлении, причем тип переменной не изменяется в ходе выполнения программы.

Основные встроенные типы переменных языка программирования C++, а также краткая информация о типах, приведены в таблице 3.3.

В дополнение к приведенным в таблице типам данных, существуют модификаторы. Например, тип `int` может иметь модификаторы `signed` – знаковый, позволяющий хранить значения как положительные, так и отрицательные, и `unsigned` – беззнаковый тип, в котором хранятся только положительные значения.

Таблица 3.3 - Основные типы языка C++

Тип	Описание	Диапазон
<code>int</code>	Базовый целочисленный тип, представляющий все целые	От -2 147 483 648 до 2 147 483 647

	числа	
float	Наименьший тип с плавающей запятой для представления значений, имеющих дробную часть	3,4E +/- 38 (7 знаков после запятой)
double	Тип с плавающей запятой, размер которого вдвое больше, размера типа float	1,7E +/- 308 (15 знаков после запятой)
char	Тип представления символов таблицы ASCII или небольших целочисленных значений	От -128 до 127
bool	Логический тип данных, который может принимать значения true или false	true или false

`signed int` – это синоним типа `int`, имеющий тот же самый диапазон от -2 147 483 648 до 2 147 483 647, `unsigned int` имеет вдвое увеличенный диапазон только неотрицательных значений от 0 до 4 294 967 295. Таким образом, происходит лишь смещение диапазона в область неотрицательных значений, а общее количество возможных значений остается тем же. Эти модификаторы доступны для всех базовых типов, кроме `bool`.

Также применяются модификаторы `long` и `short`, сужающие или расширяющие диапазон возможных значений. Так, например, `short int` (или просто `short`) имеет диапазон от -32 768 до 32 767, а `long int` (или просто `long`) полностью эквивалентен типу `int` по диапазону значений. Модификаторы `long` и `short` характерны и для других базовых типов данных, кроме `bool`. Все описанные модификаторы могут использоваться совместно с базовыми типами, например, можно указать типы `unsigned`

short int или signed long double.

При выборе типа данных обычно учитывают также и объем памяти, который тип данных занимает. Особенно это актуально, если программное обеспечение имеет ограничение по общему объему занимаемой памяти, или архитектура вычислительной системы не позволяет использовать тот или иной тип данных из-за его объема. Количество занимаемой памяти разными типами данных приведено на рисунке 3.6.

Размер в байтах

1	2	3	4	8
bool				
char				
short				
	int			
	long			
	float			
		long long		
		double		
		long double		

Рисунок 3.6 - Объем памяти для разных типов данных

Переменные могут объявляться без присвоения им значения при объявлении, если предполагается присвоение значения им в процессе работы программы:

```
char marker;  
bool condition;  
int distance;
```

Или могут объявляться с присвоением значения, которое будет

храниться в этой переменной:

```
float frequency = 102.8;
int R = 150;
bool status = true;
double coefficient = 10.875;
```

Если в программе необходимо задать переменную, значение которой не должно изменяться в ходе выполнения программы, то можно использовать переменные-константы, представляющие собой переменные с дополнительным атрибутом постоянства, представляющим собой слово `const` перед типом переменной. Константы могут использоваться во всей программе, однако их значение не может быть изменено или задано после объявления переменной, установка значения происходит сразу с объявлением переменной.

```
const int T = 273;
const float voltage = 3.3;
const char index = 'a'.
```

Переменные, заданные как константы, известны уже во время компиляции и позволяют компилятору использовать различные виды оптимизации.

Важно, что одна и та же переменная объявляется только один раз, это значит, что ее тип указывается единожды, когда переменная впервые указывается в тексте программы. Во всех остальных строках кода обращение к данной переменной (для присвоения ей значения, вывода в консоль, применения в вычислениях и т.д.) происходит просто по имени без указания типа.

```
double energy = 243; // объявление переменной типа double
```

```
energy = energy / 2; // тип не указывается
energy = energy * 10; // тип не указывается
```

3.7.2 Определение переменных. Области переменных

При создании переменных в программе стоит учитывать также такой параметр как область видимости. Он определяет границы, в пределах которых переменная будет доступна для обращения к ней. Поэтому различают следующие области:

- глобальная область – область, расположенная вне всех функций, соответственно, переменные, объявленные в глобальной области, называются глобальными переменными. После объявления обращаться к глобальным переменным можно в любом месте кода, даже внутри функций;

- локальная область – область, ограниченная телом функции, например, функции `main`. Локальные переменные, принадлежащие локальной области, доступны для обращения только внутри функции, в которой они объявлены;

- область инструкций – область, ограниченная операторами `if`, `while`, `for`. Переменные, объявленные в блоке операторов, доступны только внутри этого блока.

Рассмотрим пример обращения к переменным, объявленным в различных областях видимости:

```
#include <iostream>
using namespace std;

double amplitude = 2.75;

int main()
{
    int coefficient = 35;
```

```

for (int i = 0; i < 10; i++)
{
    amplitude += i; // доступна (глобальная область)
    coefficient *= i; // доступна (локальная область)
    cout << i; // доступна (область инструкции)
}

cout << amplitude << endl; // доступна (глобальная
область)
cout << coefficient << endl; // доступна (локальная
область)
cout << i; // не доступна (область инструкции)
}

```

В данном примере переменная `amplitude` объявлена вне какой-либо функции и доступна для вызова и изменения из любого места программы, так как она имеет глобальную область видимости. К ней можно обратиться из любого места функции `main`, а также любой другой функции проекта, если такая в дальнейшем будет создана. Переменная `coefficient` создана внутри функции `main`, поэтому область данной функции – локальная, это значит, что к ней можно обратиться из любого места функции `main`, но ниоткуда больше, кроме этой функции. Если бы в проекте была еще какая-либо функция, то переменная `coefficient` была бы для нее недоступна. Переменная с именем `i`, инициализированная при создании цикла `for`, доступна только внутри блока этого цикла, и не доступна вне фигурных скобок, относящихся к этому циклу. Областью видимости данной переменной является инструкция `for`.

Особенности, связанные с областью видимости для каждой переменной, используются, например, для сокрытия переменных. Так, в следующем фрагменте кода, переменная, помещенная в отдельный блок, ограниченный фигурными скобками, доступна только внутри этого блока, и не видна вне его.

```
bool gsm_status = true;
```

```

{
    float frequency = 2.4e9;
    cout << frequency; // доступно, одна область видимости
}
frequency /= 2;
// недоступно, переменная вне области видимости

```

3.8 Структура кода на языке C++

Ознакомившись с правилами заданиями переменных, а также операторами в языке C++, рассмотрим пример построения программы, выполняющий несложное вычисление выражения $P = \frac{I^2}{R}(1)$ при заданных значениях переменных:

```

#include <iostream>
#include <math.h>

using namespace std;

int main()
{
    float I = 5.4;
    int R = 200;
    float P;

    P = pow(I, 2) / R;
    cout << "P = " << P << " W" << endl;
}

```

Рассмотрим более подробно приведенный выше фрагмент кода.

Подключение любых директив (библиотек) к проекту на языке C++ начинается с тэга `#include`, который осуществляет интеграцию в созданный проект установленных библиотек. По умолчанию вместе с языком программирования устанавливается набор стандартных библиотек, которые могут быть использованы для решения простых задач технических расчетов. Дополнительные библиотеки, не входящие в стандартный набор, а также специализированные библиотеки, необходимые для технических расчетов, можно загрузить из открытых источников, а затем подключить к проекту.

Одной из стандартных библиотек является `<iostream>`, содержащая в себе классы, которые являются стандартными консольными потоками ввода вывода, а также объекты `cin` и `cout`, через которые возможны операции ввода `>>` и вывода `<<`, а также константа `endl`, означающая перевод каретки на новую строку при выводе. Таким образом, строка `#include <iostream>` необходима в нашем проекте при написании консольного приложения для использования консоли на ввод и вывод информации, использования некоторых операторов, необходимых для выполнения технических расчетов, генераторов чисел и др.

Строка `using namespace std;` – это `using` директива, используемая для удобства работы над проектом, позволяющая избежать коллизии имен. Данная строка в проекте подключает стандартное пространство имен. В тех случаях, когда возникает вызов функции, метода, объявление объекта, компилятор будет понимать, что он должен вызвать эту функцию, метод, конструктор из стандартной библиотеки языка C++. Для решения базовых задач технических расчетов чаще всего используется именно стандартное пространство имен.

`int main()` – это главная функция проекта, внутри которой описываются основные действия программы. Программа на языке C++ всегда содержит основную функцию – функцию `main`. Это главный модуль кода, который, для чистоты его написания, содержит все основные вызовы

переменных, функций, методов, которые описаны в программе. Функция `main` выполняет роль своеобразного диспетчера в проекте. Код, который выполняется функцией `main`, заключается в фигурные скобки `{ }` и называется телом функции или основной частью функции. Фрагмент кода, находящийся в фигурных скобках функции, относится только к этой функции и ограничен ее областью видимости.

```
float I = 5.4; int R = 200; float P; - переменные, используемые
в приведенном примере, где переменная P = pow(I, 2) / R; вычисляется с
использованием арифметических операторов и функции pow() из библиотеки
<math.h>, записанных с учетом синтаксиса языка C++.
```

Команда `cout` – это стандартная команда вывода в консоль (направления потока данных в консоль), символы `<<` разделяют элементы выводимого сообщения, причем переменные для вывода, в рамках данной команды, указываются без кавычек. В кавычках указывается только текст или значения, которые нужно вывести в виде текста.

3.9 Общие сведения о разветвляющихся алгоритмах

Простейшей управляющей конструкцией в языке C++ являются операторы `if-else`. Эта связка предназначена для управления условным ветвлением и имеет следующий синтаксис:

```
if (условие)
{
    действие (последовательность действий);
}

else
{
    действие (последовательность действий);
}
```

Здесь под последовательностью действий может быть любое число

операторов, в том числе и операторов ветвления.

Другим подходом к организации ветвления является конструкция switch-case, которая позволяет сравнить некоторое выражение с набором значений. Она имеет следующую форму:

```
switch(выражение)
{
    case значение_1: инструкции_1;
    case значение_2: инструкции_2;
        break;
    .....
    case значение_N: инструкции_N;
    default: инструкции;
}
```

После ключевого слова switch в скобках идет сравниваемое выражение. Значение этого выражения последовательно сравнивается со значениями после оператора case. И если совпадение будет найдено, то будет выполняться определенный блок case. Стоит отметить, что сравниваемое выражение в switch должно представлять один из целочисленных или символьных типов. Блок default. Он необязателен и выполняется в том случае, если значение после switch не соответствует ни одному из операторов case. Чтобы избежать выполнения последующих блоков case/default, в конце каждого блока ставится оператор break (как при сравнении со значением_2 в указанной выше конструкции).

3.10 Циклы в программах

Циклом называют разновидность управляющей конструкции в программировании, предназначенная для организации многократного исполнения заданных инструкций. Также циклом может называться любая многократно исполняемая последовательность инструкций, организованная любым способом

3.10.1 Цикл с предусловием и постусловием и их применение

Управляющей конструкцией, которая часто используется в задачах, связанных с техническими расчетами, является оператор цикла `while`. Данный оператор предназначен для циклического выполнения последовательности действий, указанных в его теле до тех пор, пока условие, которое называется условием продолжения цикла, истинно (`true`). Данная конструкция, которая называется цикл с предусловием, имеет следующий синтаксис:

```
while (условие) // пока истинно
{
    действие (последовательность действий);
}
```

Цикл `while` возможно записать и как цикл с постусловием. Конструкция такого цикла, имеет следующий синтаксис:

```
do {
    действие;
} while (условие) // пока истинно;
```

То есть в такой форме записи тело цикла выполняется до проверки условия. Отсюда необходимо запомнить следующее: тело цикла с предусловием может никогда не выполниться, в то время как тело цикла с постусловием выполнится хотя бы один раз.

Циклы `while` и `do-while` могут быть эффективно применены, например, для вычисления суммы ряда. Рассмотрим пример вычисления суммы ряда, заданного выражением $\sum_{n=1}^{50} \frac{1}{n\sqrt{n+1}}$, с помощью цикла `while`:

```
#include <iostream>
#include <math.h>
using namespace std;
int main()
{
    double summary = 0;
    int i = 1;
```

```

while (i <= 50)
{
    summary += 1. / (i * sqrt(i));
    i++;
}
cout << summary << endl;
}

```

В данной программе переменная `i`, имеющая целочисленный тип, играет роль номера члена суммы ряда. Чтобы накапливать значение суммы, инициализируем переменную `summary`, имеющую тип с плавающей точкой, так как предполагаем, что значение суммы будет числом с дробной частью. С помощью цикла `while` производим операцию накопления с присвоением переменной `summary += 1. / (i * sqrt(i))` значения элемента ряда, вычисляемого по указанной выше формуле, а также на каждом шаге цикла увеличиваем значение номера члена суммы ряда. Цикл продолжается до тех пор, пока условие цикла `while` не перестанет быть истинным, то есть переменная `i` превысит значение 50 (`i > 50`). На последнем шаге программы выведем в консоль значение суммы ряда.

Важно заметить, что приращение значения переменной `i` является важным условием, в противном случае условие прекращения цикла `while` может не наступить, что приведет к бесконечному циклу.

3.10.2 Цикл `for` и его применение

Еще одним видом цикла, который наиболее распространен при написании программ на языке C++ является цикл `for`. Данный цикл имеет следующий синтаксис:

```

for (инициализация; условие продолжения цикла; шаг
приращения)
{
    действие (последовательность действий);
}

```

```
}
```

Инициализация заключается в присвоении (а иногда и объявлении) итерируемой переменной некоего значения, с которого начинается данный цикл. Затем указывается логическое выражение, которое служит условием продолжения цикла до тех пор, пока является истинным (true), а шагом приращения цикла является операция, увеличивающая или уменьшающая значение итерируемой переменной в зависимости от направления цикла.

Так, например, цикл for может быть использован для решения задачи аппроксимации функции, заданной выражением $z = \ln(1 - x)$, на отрезке $[-0.75; 0.75]$ рядом Тейлора, соответствующим выражению

$$z1 = -\left(\frac{x}{1} + \frac{x^2}{2} + \frac{x^3}{3}\right):$$

```
#include <iostream>
# include <math.h>
using namespace std;

int main()
{
    double x, z, z1;
    int n;
    for (x = -0.75; x <= 0.75; x += 0.25)
    {
        z = log(1 - x);
        z1 = 0;
        for (n = 1; n < 50; n++)
        {
            z1 -= pow(x, n) / n;
        }
        cout << " x= " << x << " z= " << z;
        cout << " z1= " << z1 << endl;
    }
}
```

В приведенной программе в функции `int main()` инициализируются три переменных: `x` – аргумент функции, `z` – будет хранить значение функции в точке `x`, а также переменная `z1`, хранящая значение ряда Тейлора в точке `x`. Для вычисления значения функции `z` в каждой точке `x`, а также вычисления суммы ряда Тейлора в этой же точке используются два цикла `for`, причем один из циклов является вложенным для другого цикла. Внешний цикл `for` задается в виде `for (x = -0.75; x <= 0.75; x += 0.25)`, где `x` – итерируемая переменная, начальным значением которой задается значения `-0.75`, условие продолжение цикла `x <= 0.75` означает, что цикл будет продолжаться до тех пор, пока `x` не превысит значения `0.75`, а шаг приращения `x += 0.25` указывает на то, что при каждом прохождении цикла значение переменной `x` будет увеличиваться на `0.25`.

В этом цикле на каждом шаге вычисляется значение функции `z` для нового значения `x`, обнуляется значение переменной `z1`, а также запускается вложенный цикл `for (n = 1; n < 50; n++)` по переменной `n` от 1 до 49 включительно, так как неравенство является строгим, с шагом приращения равным 1. В этом вложенном цикле происходит вычисление значения ряда Тейлора в точке `x`, согласно формуле (4), записанной с учетом синтаксиса языка C++, `z1 -= pow(x, n) / n;` для 50 элементов ряда. По окончании вложенного цикла на экран консоли выводятся значения точки `x`, функции `z` в этой же точке, а также ряда Тейлора `z1` для 50 элементов в этой же точке `x`. Результат работы программы продемонстрирован на рис. 4. Согласно полученным значениям, мы видим, что значения функции `z` и ряда Тейлора `z1` совпадают для каждого значения аргумента `x`. Это значит, что ряд Тейлора с заданной точностью аппроксимирует исходную функцию.

3.11 Объявление массивов, описание, обращение к элементам

Массивом в языке C++ называется последовательность объектов того же

типа, которые занимают непрерывную область памяти. Для объявления одномерного массива используется следующая запись:

```
тип_данных имя_массива[количество_элементов];
```

В массиве можно объединить только значения и переменные, имеющие одинаковый тип, это значит, что все данные в массиве должны соответствовать типу данных, указанному при объявлении массива. Например, запись:

```
float arguments[10];
```

означает, что создается массив с именем `arguments` из 10 элементов, где каждый элемент соответствует типу `float`.

Инициализация массива элементами может происходить как сразу при объявлении массива, так и позже в процессе программы. Если массив заполняется значениями при объявлении, то перечень элементов, хранящихся в массиве, указывается после знака равенства «`=`» в фигурных скобках через запятую:

```
int indication[5] = { 23, 12, 11, 48, 37 };
```

Основной принцип массива заключается в том, что все элементы, хранящиеся в нем, имеют одинаковое имя – имя самого массива, но отличаются между собой порядковыми номерами, которые являются исключительно целыми числами. Нумерация элементов массива начинается с нуля, это значит, что первый элемент массива имеет порядковый номер 0, второй имеет номер 1 и так далее. Обращение к каждому отдельному элементу массива возможно при указании имени массива и порядкового номера элемента в квадратных скобках сразу после имени:

```

int main()
{
    int indication[5] = { 23, 12, 11, 48, 37 };
    cout << indication[2]; // вывод: 11
}

```

При выполнении кода, содержащего данный фрагмент, будет выведено число 11, имеющее порядковый номер 2 при нумерации элементов с 0.

Размер массива в языке программирования C++ должен быть всегда известен на момент создания массива, поэтому массивы удобно перебирать с использованием управляющей конструкции `for`, например, чтобы вывести все значения элементов массива в консоль:

```

int main()
{
    float spectrum[4] = { 12.2, 7.3, 2.5, 4.7 };

    // перебираем с помощью цикла порядковые номера
    // элементов массива с 0 до 3 включительно,
    // так как исходный массив состоит из 4 элементов
    for (int i = 0; i < 4; i++)
    {
        // выводим в консоль каждый i-й элемент
        cout << spectrum[i] << " ";
    }
}

```

Результатом работы программы будет являться последовательность численных значений элементов массива.

Точно так же с помощью цикла массив может быть заполнен значениями после объявления. Для этого необходимо создать цикл, перебирающий

индексы элементов массива, и, обращаясь к элементу по индексу, присваивать ему какое-либо значение, либо запрашивать это значение у пользователя на ВВОД:

```
int main()
{
    double voltage[7]; // объявление массива из 7 элементов

    // с помощью цикла перебираются индексы элементов
массива
    for (int j = 0; j < 7; j++)
    {
        // каждый j-й элемент вводится через консоль
        cin >> voltage[j];
    }

    // циклический вывод всех элементов на экран по индексу
    for (int k = 0; k < 7; k++)
    {
        cout << voltage[k] << " ";
    }
}
```

3.12 Указатели и связь с массивами

В языке программирования C++ существует такой тип данных как ссылка. По своей сути ссылка является адресом какой-либо переменной в области памяти. Чтобы получить адрес переменной, можно воспользоваться следующей записью:

```
#include <iostream>
using namespace std;
int main()
{
    float amplitude = 45.6; // инициализация переменной
```



```

    cout << amplitude << endl; // вывод: 45.6
    cout << &amplitude; // вывод: 005EF8AC
}

```

В данном примере `&litude` является ссылкой (адресом в памяти) переменной `amplitude`. Значения ссылкам присваиваются системой на этапе компиляции, они будут различными для каждого запуска программы.

Язык программирования C++ позволяет создавать новые переменные-ссылки, однако при создании ссылка должна быть обязательно проинициализирована.

```

int main()
{
    double resistance = 45.5; // инициализация
    // переменная

    // инициализация ссылки на ту же ячейку,
    // в которой хранится переменная resistance
    double& link_res = resistance;

    cout << resistance << endl; // вывод: 45.5
    cout << link_res << endl; // вывод: 45.5

    cout << &resistance << endl; // вывод: 0073F750
    cout << &link_res; // вывод: 0073F750
}

```

Ссылка `&link_res` в рассмотренном примере будет иметь тот же адрес, что и переменная `resistance` в области памяти, иначе говоря, `&link_res = &resistance`, а так как созданная ссылка и переменная обращаются к одному и тому же адресу в памяти, то и значение, которое используют `resistance` и `link_res` будет одинаковым.

Еще одним типом данных является указатель. Указатель представляет собой переменную, которая содержит адрес памяти. Указатели, как и ссылки, применяются для косвенного доступа к объекту.

Для создания указателя используется следующая запись

```
тип_данных* имя_указателя;
```

Указатель, как и ссылку, для дальнейшего использования необходимо инициализировать. Сам по себе указатель хранит адрес памяти, на который он указывает, а также может обращаться и к значению, которое хранится по этому адресу.

```
int main()
{
    double resistance = 45.5; // инициализация переменной
    double* ptr_resistance; // объявление указателя

    // указателю даем ссылку на ячейку с переменной
    ptr_resistance = &resistance;

    // вывод в консоль: 001AFC78 001AFC78
    cout << &resistance << " " << ptr_resistance << endl;

    // вывод в консоль: 45.5 45.5
    cout << resistance << " " << *ptr_resistance << endl;
}
```

Указатель `ptr_resistance` является переменной, которая хранит в себе машинный адрес той ячейки, на которую он указывает. В рассмотренном случае, переменной-указателю присваивается значение адреса переменной `resistance`, поэтому указатель `ptr_resistance`, ссылаясь на ту же самую ячейку, может обратиться и к значению, хранящемуся в этой ячейке

*ptr_resistance. Таким образом, к одной и той же ячейке теперь можно обратиться и непосредственно по имени переменной, и по указателю. Важно заметить, что тип данных указателя должен соответствовать тому типу данных, которые хранятся в ячейке.

Но указатель не всегда ссылается на ячейку, занятую какой-либо переменной. При создании указателя можно его инициализировать и адресом новой ячейки, выделив память с помощью оператора `new`, используя следующую запись

```
тип_данных* имя_указателя = new тип_данных;
```

При использовании такой формы записи указателю будет присвоен новый адрес пустой ячейки памяти. Значение в эту ячейку может быть записано с помощью этого указателя

```
int main()
{
    // инициализируем указатель пустой ячейкой
    int* power = new int;
    cout << power << endl; // вывод: 0079C160

    // по указателю в ячейку поместим значение 100
    *power = 100;
    cout << *power; // вывод: 100
}
```

После использования указателя, блок памяти, который он использовал, можно очистить с помощью команды

```
delete имя_указателя;
```

Эта операция позволяет экономить пространство памяти, особенно при

наличии ограничения выделенного объема.

```
int main()
{
    int *ptr_current = new int;
    *ptr_current = 3;

    // команда очистки памяти по указателю
    delete ptr_current;
}
```

3.13 Функции

3.13.1 Объявление и описание функций

Важным элементом в языке C++ являются функции – блоки кода, выполняющие заданные операции. Их создание и применение необходимо для поддержания модульности программы и сокрытия операций внутри отдельного блока, что позволяет упростить задачу поиска и исправления возможных ошибок при написании программного обеспечения технических расчетов, а также оптимизировать программу, так как одна и та же функция может вызываться несколько раз. Одним из примеров функций, которая встречается в каждой программе является функция `main`.

Рассмотрим пример создания функции. Для того, чтобы создать функцию, необходимо сначала ее объявить. При объявлении функции указываются:

- тип возвращаемого значения;
- имя функции;
- список типов параметров без указания имен переменных (может быть пустым).

Общий вид строки объявления функции в программе выглядит следующим образом:

возвращаемый_тип имя_функции (список типов параметров)

Объявление функций, используемых в проекте, происходит после подключения директив и указания необходимых служебных команд, до описания функции `main`.

```
#include <iostream>
using namespace std;

void display(); // объявление первой функции
int multiplier(int, int); // объявление второй функции

int main()
{
}
```

В качестве возвращаемого типа у функции, может быть, указан любой тип переменной из существующих в языке C++, который необходим в рамках решаемой функцией задачи. Если функция не возвращает никакого значения, то обычно указывается тип `void` – пустой тип. Чаще всего пустой тип используется в функциях, результатом работы которых является простой вывод сообщения или какого-либо значения в консоль.

Имя функции задается согласно тем же правилам, что и имена переменных. Обычно для функций используются имена, отсылающие к выполняемым функцией задачам.

После имени функции в круглых скобках при объявлении перечисляются типы входных переменных, которые могут быть любыми и различными между собой, без указания имен самих переменных. Их количество должно соответствовать количеству входных переменных в дальнейшем, если же входных переменных у функции нет, то круглые скобки

можно либо оставить пустыми, либо в качестве входного значения указать тип `void`.

Описание всех объявленных функций производится, как правило, после основной функции `main`. Описание функции начинается с той же строки, что и ее объявление. Отличительной особенностью является то, что, помимо типов входных переменных, указываются и их имена. Затем в фигурных скобках описывается тело функции, где указываются основные операции, выполняемые функцией. Если функция имеет тип возвращаемого значения, отличный от типа `void`, то тело функции должно заканчиваться командой `return`, для которой указывается имя переменной, которую функция должна вернуть.

```
#include <iostream>
using namespace std;

void display();
int multiplier(int, int);

int main()
{

}

void display() // описание первой функции
{
    cout << "The function has been completed successfully";
}

int multiplier(int a, int b) // описание второй функции
{
    int m = a * b;
    return m;
}
```

Такой способ, при котором функция сначала объявляется, а затем описывается позволяет избежать возникновения ошибок компилятора, свидетельствующих о невозможности вызова функции ввиду отсутствия ее объявления, а также позволяет не привязываться к последовательности описания функций.

Вызов объявленных и описанных функций может производиться из любого места программы неоднократно. Чтобы вызвать ту или иную функцию, необходимо указать ее имя, а также передать входные параметры, если они необходимы. Количество параметров должно строго соответствовать тому количеству, которое было перечислено при объявлении и описании функции.

```
#include <iostream>
using namespace std;

void display();
int multiplier(int, int);

int main()
{
    int first = 3, second = 2;
    int result;

    display(); // вызов первой функции

    result = multiplier(first, second);
    // вызов второй функции и присвоение результата
    // ее выполнения переменной result

    cout << result;
}
```

```

void display()
{
    cout << "The function has been completed successfully";
}
int multiplier(int a, int b)
{
    int m = a * b;
    return m;
}

```

Стоит обратить внимание, что имена переменных, используемых при описании функции и при ее вызове могут отличаться, так как при описании функции используются локальные переменные, чтобы корректно реализовать алгоритм работы функции. При вызове также используются локальные переменные, но с областью видимости в пределах той функции, которая осуществляет вызов.

Вызов функции может осуществлять не только функция `main`, но и любая другая функция проекта, иначе говоря, функции могут осуществлять вызов друг друга в рамках одной программы просто по имени

```

void display()
{
    cout << "The function has been completed successfully";
}

int multiplier(int a, int b)
{
    int m = a * b;
    return m;

    display(); // функция multiplier внутри своего тела
               // вызывает функцию display
}

```



```
}
```

Главным преимуществом функций является возможность их использования неограниченного количества раз в любом месте программы. Это позволяет создавать в программе модули, которые могут вызываться для различных входных параметров.

3.13.2 Передача параметров в функцию по указателю

Использование указателей позволяет экономить память, ссылаясь на конкретные её ячейки, что значительно сокращает количество локальных переменных, в том числе и при создании отдельных функций. Так, например, переменные в функции могут передаваться по указателю, позволяя производить операции с самими переменными по их адресу.

Объявление функции, содержащей в качестве входного параметра, например, два указателя на значения переменных, происходит следующим образом

```
выходной_тип имя_функции(тип_указателя*, тип_указателя*);
```

Рассмотрим пример, в рамках которого необходимо создать функцию, изменяющую известные значения токов в трех точках схемы I1, I2, I3 следующим образом: поменять местами значения токов I1 и I2, а значение тока I3 представить в виде суммы значений токов I1 и I2.

```
#include <iostream>
using namespace std;

// функция, принимающая на вход три переменных по указателю
void change_current(double*, double*, double*);
```

```

int main()
{
    // инициализация переменных
    double I1 = 2.1, I2 = 1.5, I3 = 0.7;
    cout << "I1 = " << I1 << endl;
    cout << "I2 = " << I2 << endl;
    cout << "I3 = " << I3 << endl;

    // при вызове функции указываем ссылки на переменные
    change_current(&I1, &I2, &I3);

    cout << "I1 = " << I1 << endl;
    cout << "I2 = " << I2 << endl;
    cout << "I3 = " << I3 << endl;
}

// описание функции, принимающей переменные по указателю
void change_current(double* I1, double* I2, double* I3)
{
    double temp; // объявляем переменную-буфер

    // присваиваем переменной значение,
    // хранящееся по указателю I1
    temp = *I1;

    // присваиваем значению ячейки по указателю I1
    // значение, хранящееся в ячейке по указателю I2
    *I1 = *I2;

    // записываем в ячейку по указателю I2
    // значение, хранящейся в переменной-буфере temp
    *I2 = temp;

    // в ячейку по указателю I3 записываем значение суммы

```

```

    // значений из ячеек по указателям I1 и I2
    *I3 = *I1 + *I2;
}

```

Функция `change_current` при вызове принимает в качестве входных переменных ссылки на ячейки, в которых хранятся значения переменных `I1`, `I2`, `I3`, а затем производит заданные условием операции по указателю на эти ячейки. Такой способ работы с переменными позволяет не создавать локальных переменных в функции, что значительно экономит пространство в области памяти, позволяя разрабатывать более эффективное программное обеспечение.

3.14 Работа с данными (условия, применение, изменения, условия ввода и изменения. Вывод данных. Применение вывода данных.

Классы, связанные с потоками C++, содержат расширяемые библиотеки, позволяющие выполнять форматированный ввод/вывод с контролем типов как для predetermined, так и для определяемых пользователем типов данных с помощью перегруженных операций и прочих объектно-ориентированных методов.

Потоки ввода-вывода C++ предоставляют некоторые преимущества по сравнению с функциями ввода-вывода библиотеки C.

Безопасность типов. Сравним вызов функций библиотеки C и использование стандартных потоков C++. Вызов функции `printf()` выглядит следующим образом:

```

#include <stdio.h>
. . .
int n = 12;
char name[] = "Вывод строки на экран\n";
printf("%d %s", i, name);

```

Этот вызов приведет к следующей правильной печати:

```
12 Вывод строки на экран
```

Но если по невнимательности поменять местами аргументы для `printf()`, ошибка обнаружится только во время исполнения программы.

Может произойти все что угодно – от странного вывода до краха системы.

Этого не может случиться в случае использования стандартных потоков:

```
#include <iostream>
cout << i << ' ' << name << '\n';
```

Так как имеются перегруженные версии операции сдвига `operator <<()`, правая операция всегда будет выполнена. Функция `cout << i` вызывает `operator << (int)`, а `cout << name` вызывает `operator << (const char*)`.

Следовательно, использование стандартных потоков является безопасным по типам данных.

Расширяемость для новых типов. Другим преимуществом стандартных потоков C++ является то, что определённые пользователем типы данных могут быть без труда в них встроены. Рассмотрим класс `Data`, данные которого необходимо печатать:

```
struct Data {int x; char* y;
};
```

Все, что нужно сделать, это переопределить операцию `<<` для нового типа `Data`. Соответствующая функция `operator<<()` может быть реализована так:

```
ostream &operator<<(ostream & out, const Data & p){
return out << p.x << ' ' << p.y;
}
```

После этого станет возможно осуществлять вывод:

```
#include <iostream>
struct Data {int x; char* y;
Data (int x, char* y){this -> x = x; this -> y = y;}
};
ostream &operator<<(ostream & out, const Data & p){
return out << p.x <<' ' << p.y;
}
void main( ){
Data p(1, "Error ");
cout << p << '\n';
}
```

Для реализации файлового ввода-вывода нужно включить в программу заголовочный файл `fstream.h`.

Существует небольшое отличие между использованием предопределённых и файловых потоков. Файловый поток должен быть связан с файлом прежде, чем его можно будет использовать. С другой стороны, предопределённые потоки могут использоваться сразу после запуска программы, даже в конструкторах статических классов, которые выполняются раньше вызова функции `main()`. Можно позиционировать файловый поток в произвольную позицию в файле, в то время как для предопределённых потоков это обычно не имеет смысла.

Для создания файлового потока эти классы предусматривают следующие формы конструктора:

создать поток, не связывая его с файлом:

```
ifstream();
```

```
ofstream();
```

```
fstream();
```

создать поток, открыть файл и связать поток с файлом:

```
ifstream(const char *name, ios::openmode mode = ios::in);
```

```
ofstream(const char* name, ios::openmode mode=ios::out |  
ios::trunc);
```

```
fstream(const char * name, ios::openmode mode = ios::in |  
ios::out);
```

Чтобы открыть файл для ввода или вывода, можно использовать вторую форму нужного конструктора

```
fstream fs("FileName.txt");
```

или вначале создать поток с помощью первой формы конструктора, а затем открыть файл и связать поток с открытым файлом, вызвав функцию-член `open()`. Эта функция определена в каждом из классов потокового ввода-вывода и имеет следующие прототипы:

```
void ifstream::open(const char *name, ios::openmode mode =  
ios::in);
```

```
void ofstream::open  
(const char * name, ios::openmode mode = ios::out |  
ios::trunc);
```

```
void fstream::open
```

```
(const char * name, ios::openmode mode = ios::in | ios::out);
```

Здесь `name` – имя файла, `mode` – режим открытия файла.

Параметр `mode` является перечислением и может принимать значения, указанные в таблице 3.4.

Таблица 3.4 - Режимы открытия и их назначение

Режим открытия	Назначение
<code>ios::in</code>	Открыть файл для чтения
<code>ios::out</code>	Открыть файл для записи
<code>ios::ate</code>	Начало вывода устанавливается в конец файла
<code>ios::app</code>	Открыть файл для добавления в конец
<code>ios::trunc</code>	Усечь файл, то есть удалить его содержимое
<code>ios::binary</code>	Двоичный режим операций

Режимы открытия файла представляют собой битовые маски, поэтому можно задавать два или более режима, объединяя их побитовой операцией ИЛИ. В следующем фрагменте кода файл открывается для вывода с помощью функции `open()`:

```
ofstream ofs;
ofs.open ("FileName.txt");
```

Обратим внимание, что по умолчанию режим открытия файла соответствует типу файлового потока. У потока ввода или вывода флаг режима всегда установлен неявно. Например, для потока вывода в режиме добавления файла можно вместо оператора

```
ofstream ofs ("FName.txt", ios::out | ios::app);
```

написать

```
ofstream ofs ("FName.txt", ios::app);
```

Между режимами открытия файла `ios::ate` и `ios::app` имеется небольшая

разница. Если файл открывается в режиме добавления, то вывод в файл будет осуществляться в позицию, начинающуюся с текущего конца файла, безотносительно к операциям позиционирования в файле. В режиме открытия `ios::ate` (от англ. at end) можно изменить позицию вывода в файл и осуществлять запись, начиная с нее. Для потоков вывода режим открытия эквивалентен `ios::out | ios::trunc`, то есть можно опустить режим усечения файла. Однако для потоков ввода-вывода его нужно указывать явно. Файлы, которые открываются для вывода, создаются, если они еще не существуют.

Если открытие файла завершилось неудачей, объект, соответствующий потоку, будет возвращать 0:

```
if(!ofs){ cout << "Файл не открыт\n"; }
```

Проверить успешность открытия файла можно также с помощью функции-члена `is_open()`, имеющей следующий прототип:

```
int is_open() const;
```

Функция возвращает 1, если поток удалось связать с открытым файлом.

Например:

```
if(!ofs.is_open()){ cout << "Файл не открыт\n"; return; }
```

Если при открытии файла не указан режим `ios::binary`, файл открывается в текстовом режиме. И после того, как файл успешно открыт, для выполнения операций ввода-вывода можно использовать операторы извлечения и вставки в поток. Для проверки, достигнут ли конец файла, можно использовать функцию `ios::eof()`, имеющую прототип `int eof()`;

Завершив операции ввода-вывода, необходимо закрыть файл, вызвав функцию-член `close()` с прототипом `void close()`:

```
ofs.close();
```


Заккрытие файла происходит автоматически при выходе потокового объекта из области существования, когда вызывается деструктор потока.

Вопросы для самоконтроля

1. Назовите модели, используемые при проектировании программного обеспечения.
2. Назовите виды деятельности, выполняемые на фазе анализ требований.
3. Что такое интеграционное и системное тестирование?
4. Назовите среды разработки программного обеспечения.
5. Может ли комментарий в программе C++ занимать несколько строк?
6. В чем отличие цикла с предусловием от цикла с постусловием?
7. Что такое массив?
8. Что такое функция в коде программы?
9. Какие расширения допускаются для заголовочных файлов в C++?
10. Что такое указатель?

Список используемых источников

1. ГОСТ Государственный стандарт РФ ГОСТ Р 51904-2002. «Программное обеспечение встроенных систем. Общие требования к разработке и документированию».

4 ОСНОВЫ ПРОИЗВОДСТВА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

4.1 Виды производств МКА

Приступая к изложению материала по этому разделу, отметим, что производство КА, равно как и иных сложных технических устройств по масштабам производства подразделяется:

1. *Одиночное* производство предусматривает штучный выпуск КА. Характеризуется частично или полностью неповторяющимся изделием.
2. *Серийное* предусматривает выпуск ряда конструктивно одинаковых КА, производимых партиями, одновременно или последовательно, непрерывно в течение определённого периода времени.

Производство КА лишь в первом приближении можно отнести к тому или иному типу производств. Даже КА одного типа, например «условно серийный» КА типа «Метеор» имеют отличительные особенности в своей конструкции, поскольку по заданию заказчика или по опыту эксплуатации предыдущего КА, в состав бортовой аппаратуры следующего вносятся серьёзные изменения. Относительно неизменной, как правило, остаётся только платформа КА. Да и та корректируется под новые целевые приборы.

По типу собственности:

1. *Государственное* – изготовление, запуск, управление и получение целевых данных финансируется за счёт средств государственного бюджета. Собственником КА и выгодоприобретателем его применения является государство в лице его федеральных структур (Роскосмос, Росгидромет и др.).
2. *Коммерческое* – в изготовление, запуск, управление и получение целевых данных инвестируются частные средства. Собственником

КА и выгодоприобретателем его применения является инвестор.

3. *Государственно-коммерческое партнёрство* – с долевым участием государственного и частного капитала с договорным распределением прибыли.

4.2 Правовой режим производства и применения КА

Производитель КА, приступая к проектированию и последующему изготовлению, должен знать требования руководящих документов, относящихся к виду его деятельности и следовать их выполнению. К таким документам можно отнести:

1. Закон РФ от 20 августа 1993 г. № 5663-1. О космической деятельности (с изменениями и дополнениями).
2. Основные положения основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу от 19 апреля 2013 г. № Пр-906.
3. ГОСТ Р 53802—2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения.
4. ГОСТ 19.201—78, Р55996—2014. Техническое задание, требования к содержанию и оформлению.
5. ГОСТ 2.102—2013 ЕСКД. Виды и комплектность конструкторских документов.
6. ГОСТ 2.002—72. Требования к моделям, макетам и темплетам, применяемым при проектировании.
7. ГОСТ 2.051—2006. Электронные документы.
8. ГОСТ 2.004—88. Общие требования к выполнению конструкторских и технологических документов на печатающих и графических устройствах вывода ЭВМ.
9. ГОСТ Р 25645.167—2005. Космическая среда (естественная и искусственная).

10. ГОСТ 25645.101—83. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистических расчётов искусственных спутников Земли.

11. ГОСТ Р 55996-2014. Национальный стандарт Российской Федерации. СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИЕ. Требования к содержанию и построению разделов технического задания на разработку.

Документы, регламентирующие правовые аспекты использования космического пространства:

1. Правовой режим космического пространства и небесных тел установлен серией резолюций Генеральной Ассамблеи ООН (1721 (XVI) от 20 декабря 1961 г., 1802 (XVII) от 14 декабря 1962 г., 1884 (XVIII) от 17 декабря 1963 г. и др.) и Договором о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела (1967) (Договор по космосу), а также Соглашением о деятельности государств на Луне и других небесных телах (1979) (Соглашение о Луне).

2. Принципы, касающиеся дистанционного зондирования Земли из космического пространства. Приняты резолюцией 41/65 Генеральной Ассамблеи ООН от 3 декабря 1986 года.

3. Соглашение о создании международной системы и организации космической связи «Интерспутник» (с изменениями на 30 ноября 1996 года).

Непосредственно в процессе конструирования и компоновки КА необходимо руководствоваться требованиями технического задания (ТЗ), которое, в частности, определяет:

- технические требования к КА;
- технико-экономические требования к КА;
- требования каталогизации;
- требования к видам обеспечения;

- требования к сырью, материалам и комплектующим изделиям межотраслевого применения;
- требования к консервации, упаковке и маркировке;
- требования к учебно-проектировочным средствам;
- специальные требования;
- этапы выполнения работ;
- порядок выполнения и приёмки этапов работ.

Техническое задание является основополагающим документом для создания проектной технической документации на КА и его оборудование, изготовление и запуск.

4.3. Затраты на разработку, изготовление и вывод на орбиту

В ракетно-космической промышленности актуальным является развитие методологии технико-экономического обоснования (ТЭО) проектов создания ракетно-космической техники (РКТ). Оценка предстоящих затрат начинается с технико-экономического обоснования, которое разрабатывается ещё на этапе научно-исследовательских работ при разработке государственных и федеральных программ, либо выделяется в отдельный этап ТЭО, либо включается в техническое проектирование [1].

Сам процесс расчёта затрат на производство космической техники в достаточной мере сложен и выполняется коллективом экономистов. Поэтому подробно в нашем пособии эту задачу мы не рассматриваем. А в общем виде расчёт показателя конечной стоимости выглядит следующим [1].

В настоящее время для оценки затрат на проектных этапах создания образца РКТ применяется формула расчёта стоимости запуска РН, которая применима для планирования затрат как для одноразовых, так и для многоразовых РН, [2].

В соответствии с указанной формулой, по упрощённой схеме расчёта

стоимость запуска РН рассчитывается как сумма шести составляющих:

$$C_{\text{п}} = C_{\text{разр}} + C_{\text{пр}} + C_{\text{по}} + C_{\text{рем}} + C_{\text{з}} + C_{\text{с}}$$

где:

$C_{\text{п}}$ – общая стоимость запуска (без учета инфляции);

$C_{\text{разр}}$ – амортизация единовременных затрат на разработку;

$C_{\text{пр}}$ – для многоразовой РН: амортизация стоимости производства единицы РН;

– для одноразовой РН: стоимость единицы РН серийного производства с учетом кривой роста производительности в зависимости от объема производства;

$C_{\text{по}}$ – стоимость пусковых операций;

$C_{\text{рем}}$ – стоимость ремонта и технического обслуживания РН и компонентов (только для многоразовых РН);

$C_{\text{з}}$ – стоимость полной замены отдельных компонентов в случае невозможности или нецелесообразности их ремонта (только для МРН);

$C_{\text{с}}$ – стоимость страховки пуска.

Стоимость единицы РН серийного производства с учётом кривой роста производительности в зависимости от объёма производства рассчитывается по формуле:

$$C_{\text{пр}} = \text{TFU} * B$$

где TFU – стоимость производства первого серийного изделия,

$$B = 1 - \ln\left(\frac{100\%}{S}\right)(\ln 2)^{-1}$$

где S – процент роста производительности, который принимается равным 95% для менее чем 10 единиц продукции, 90% – для 10-50 единиц и 85% для 50 или более единиц [2].

Приведённая выше формула затрат подлежит корректировке наличия в случае учёта единовременных затрат, вариаций накладных расходов, учёта резерва незагруженной производственной мощности, платежей по кредитам, инфляции и ряда других факторов. Как видим, даже упрощённый расчёт достаточно трудоёмок. Поэтому приведём справочные сведения о стоимости производства больших, нано- и пико-КА [3] (таблица 4.1).

Таблица 4.1 - Стоимость производства больших, нано- и пико-КА

Класс КА	Масса, КА	Производство (млн. \$)	Запуск (млн. \$)	Страхование (млн. \$)	Итого затраты (млн. \$)
Большой КА	>10000	154	100	62	3,16
Нано-КА	1-10	3	0,2	0,8	0,4-4
Пико-КА	0,1-1	1,5	0,1	2,0	3,6-36

Видно, что от больших КА к нано-КА затраты на 1 кг массы снижаются с 3,16 млн. \$ до 0,4 млн. \$ и при дальнейшем снижении массы КА затраты вырастают и превышают затраты на большие космические аппараты. При этом, основным фактором высоких цен на пико-КА являются значительные затраты на страхование, превышающие затраты на производство в 1,33 раза, тогда как для КА большего размера они составляют 1/3 от затрат на производство. Опираясь на эти данные, можно предполагать, что рост количества нано-КА и доминирование моделей 1U-3U объясняется тем, что на данном объёме достигается сочетание низких затрат на единицу массы и низких затрат на страхование, что делает его их наиболее доступными моделями для различных задач. Данное обстоятельство должно отражаться на количестве запусков.

4.4 Стандартизация и последовательность разработки

Проектирование КА начинается с выбора его проектных параметров, исходными данными для которого являются:

- технические требования к КА (назначение, область использования, основные эксплуатационные характеристики и др.);
- ограничения, определяющие необходимость использования уже созданных средств космической техники (ракет-носителей, наземного комплекса управления полётом и др.);
- требования по обеспечению технико-экономических и других показателей.

Проектирование КА имеет три основных этапа:

1. Этап технических предложений позволяет наметить варианты построения КА и предварительно оценить его проектные параметры.

2. Этап эскизного проектирования определяет принципы построения и основные параметры КА и всех его элементов, при этом допускает вариантность технических решений по некоторым особо сложным вопросам.

3. Этап технического проектирования определяет все характеристики варианта КА, принятого для реализации, необходимые для разработки рабочей документации на составные части и на КА в целом.

Точкой отсчёта является решение о создании КА. Такое решение принимается на основе технического обоснования, в котором формулируется необходимость и возможность создания КА, цели и задачи проектирования.

Проектирование КА — это проектирование большой системы, оснащённой сложной и разнообразной по принципам построения и характеристикам аппаратурой и оборудованием, которые не существуют как автономные независимо функционирующие средства, а имеют связи между собой и с другими системами, не входящими в состав КА.

Фактически проектирование, как процесс, можно разделить на две части: внешнее проектирование и внутреннее проектирование.

При *внешнем проектировании*, которое осуществляется вне организации разработчика, а у Заказчика КА, разрабатываются требования к КА. Поскольку

КА решает задачи в интересах иной системы более высокого уровня, например, системы мониторинга, то и формируемые требования к КА должны соответствовать задачам той сверхсистемы. К этой работе заказчик может привлечь свой ведомственный НИИ или научное управление. На этом этапе формулируют технико-экономическое обоснование работы и техническое задание на научно-исследовательскую работу и эскизный проект на разработку КА.

При внутреннем проектировании формируются конструктивные решения по системе. Внутри этого этапа выделяют фазы предварительного проектирования, основного проектирования, конструирования опытного образца и фазу испытания и отладки. Эта фаза работ выполняется предприятием-изготовителем КА с участием сторонних организаций, участвующих в изготовлении составных частей КА.



Рисунок 4.1 – Схема проектирования

На этапе предварительного проектирования обосновывается облик КА, структура КА как сложной системы, внутренние параметры системы и алгоритмы ее функционирования.

Цель предварительного проектирования заключается в разработке первого варианта того, что действительно может быть названо системой. В ходе этой фазы работают системотехники и специалисты-разработчики. Фаза предварительного проектирования является такой стадией работы, когда решаются вопросы, системного характера, допускающие многозначные ответы. Отчётным документом в этой фазе является технический (или

эскизный) проект, который должен содержать:

1. Достаточно подробное описание работы всей системы в целом;
2. Чёткое описание подсистем, для каждой из которых дано:
 - полное описание формы, числа и времени появления входных и выходных воздействий;
 - полное описание ее функционирования;
 - перечень предельно допустимых общих характеристик (габаритные размеры, масса ит. п.);
 - по крайней мере один метод физической реализации предложенного способа функционирования в пределах указанных ограничений.

В ходе фазы основного проектирования осуществляется разработка конструкции КА, бортовых систем, а также прорабатываются вопросы эксплуатации. В процессе основного проектирования работают конструкторы, специалисты по физике процессов функционирования и эксплуатации КА. В результате основного проектирования создаётся *технический проект* и разрабатывается *рабочая конструкторская документация* для конструирования опытного образца КА.

В процессе конструирования опытного образца, его испытания и отладки ведутся работы по доводке конструкции КА, бортовых систем КА и отдельных элементов, начинается подготовка эксплуатационно-технической документации.

По результатам испытаний опытного образца принимается решение о производстве лётного образца КА.

Основу процесса проектирования КА составляют исследования, выполненные на этапе научно-исследовательских работ (НИР), завершающиеся выбором и подтверждением возможности реализации проектных параметров, обеспечивающих с заданными надёжностью и эффективностью решение поставленной перед КА задачи при условии обеспечения минимальных экономических затрат на реализацию проекта,

создание и эксплуатацию КА. Сущность исследований заключается в анализе внутренних связей в пределах КА и связей КА с другими средствами (внешние связи).

К внешним связям относят связи с наземным контуром управления (НКУ), ракетой-носителем, наземным комплексом подготовки пуска, комплексом средств и космических систем, с которыми будет взаимодействовать разрабатываемый КА в процессе полёта. Эти связи, как правило, серьёзно ограничивают выбор проектных параметров КА. Так, задачи управления полётом КА с участием Земли решаются во взаимодействии бортового радиотехнического комплекса и НКУ, при этом, чем лучше приспособлен НКУ вновь разрабатываемого КА к решению конкретных задач, тем проще бортовой радиотехнический комплекс и КА в целом. Однако НКУ является универсальным комплексом и предназначен для управления многими КА различного назначения, поэтому проектирование нового КА обычно начинают исходя из использования уже созданного НКУ и лишь в случае, когда его принцип построения и характеристики препятствуют решению целевой задачи, рассматривают возможность изменения его характеристик.

Из этого примера видно, что внешние связи могут серьёзно ограничивать выбор проектных параметров КА, но в некоторых случаях эти ограничения могут быть сведены к минимуму за счёт одновременной проектной разработки и создания ракеты-носителя, космического аппарата и средств их обслуживания. Именно таким путём были разработаны космические программы исследования планет Солнечной системы с использованием автоматических межпланетных станций «Марс», «Венера», программа пилотируемых полётов космических кораблей «Восток», программа лунных экспедиций «Сатурн - Аполлон» и др.

Внутренние связи — это связи между элементами КА. В качестве примера рассмотрим систему обеспечения управления движением (СОУД) с целью раскрытия характера ее связей с другими системами, полезной

нагрузкой, конструкцией и двигательными установками. СОУД (рис. 4.2) автоматического КА имеет, как правило, три главные функциональные составляющие:

- чувствительные элементы (датчики);
- бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК);
- систему исполнительных органов (в качестве исполнительных органов могут использоваться микродвигатели двигательной установки).

Кроме того, в состав СОУД входят средства информационно-логического и электросилового согласования трёх главных составляющих между собой и СОУД в целом с другими системами КА.

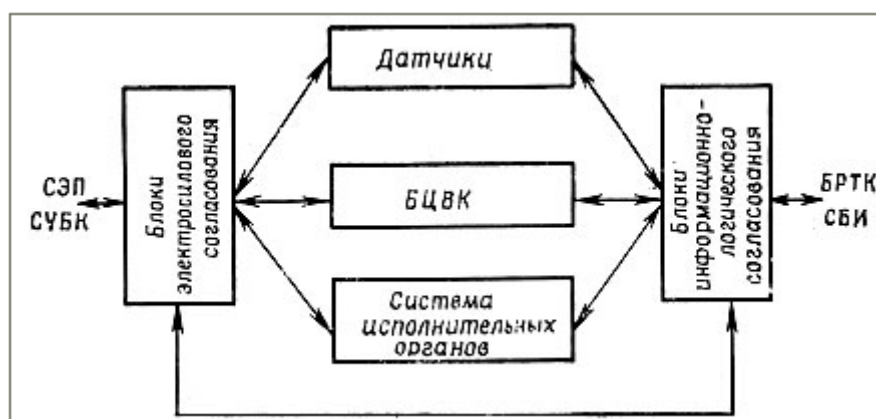


Рисунок 4.2 - Структурная схема СОУД

Чувствительные элементы (датчики) обеспечивают получение информации о положении КА в пространстве и о характере углового движения аппарата. Большую группу датчиков составляют датчики внешней ориентации - электрооптические приборы, использующие в качестве опорных ориентиров Солнце, Землю, Луну и звезды, а также инфракрасные приборы. Другую значительную группу представляют гироскопические датчики, функционирование которых основано на свойствах быстро вращающегося волчка - гироскопа, способного «запоминать» заданное угловое положение на

длительное время полета. В ряде случаев в качестве датчиков используют радиотехнические средства (радиовысотомеры, радиосистемы сближения и стыковки, радионавигационное и другое оборудование).

Сигналы датчиков, преобразованные в бортовом цифровом вычислительном комплексе (БЦВК) или блоках логики, поступают на исполнительные органы, которые создают управляющие моменты за счет использования реактивных сил микродвигателей, прецессии силовых гироскопов и т. п. В зависимости от решаемой задачи СОУД должна обеспечивать ориентацию КА с различной точностью: от долей угловых секунд при астроориентации для научных наблюдений до 10-20° при ориентации солнечных батарей. БЦВК кроме логической обработки сигналов от датчиков обеспечивает, как правило, управление всеми процессами, связанными с движением относительно центра масс (угловое движение) и движением центра масс (изменение направления и скорости движения), включая управление процессами функционирования двигательной установки.

СОУД имеет тесные и разнообразные связи с БРТК и СБИ. Через БРТК осуществляются обмен информацией между БЦВК и наземным вычислительным комплексом, траекторные измерения, сверка бортового и наземного времени, передача данных о функционировании СОУД на Землю по радиотелеметрическому каналу с использованием СБИ.

В свою очередь СОУД обеспечивает выдачу целеуказаний или непосредственное наведение остронаправленных антенн БРТК, а иногда и управление другими средствами радиокомплекса. СОУД, как правило, участвует в синхронизации и управлении СБИ; в ряде случаев СОУД и СБИ совместно решают задачу контроля и диагностики функционирования КА в целом. Вообще БЦВК, как правило, обеспечивает обслуживание всех бортовых потребителей, нуждающихся в вычислительных средствах. СОУД тесно связана и с конструкцией. Ее датчики внешнего ориентирования требуют значительных зон обзора, особой защиты от бликов, не терпят соседства с микродвигателями системы исполнительных органов (СИО) и ДУ,

что приводит к затруднению в размещении на корпусе КА датчиков СОУД и вынуждает приспособлять конструкцию специально под их установку. Усугубляется эта задача и проблемами обеспечения точности взаимного положения оптических и гироскопических датчиков (от угловых минут до угловых секунд), датчиков и ДУ, датчиков и СИО, иногда датчиков СОУД и датчиков научной аппаратуры. Нередко датчики «обрастают» блендами, защитными крышками, размещаются на штангах.

СОУД предъявляет определённые требования к центровке, моментам инерции и положению главных осей инерции КА (обеспечиваются компоновкой и конструкцией КА), определяет предельно допустимое время полётных операций и характер построения механизмов, предназначенных для разделения отсеков КА, стыковки КА в космосе, приведения элементов конструкции и систем в рабочее и транспортное положения и т. п.

При наличии солнечных батарей СОУД обеспечивает их ориентацию на Солнце, а в ряде случаев определяет и режимы закрутки или ориентации, необходимые для обеспечения теплового режима КА. Естественны также связи СОУД с СЭП, СУБК (обеспечение электропитания), СОТР (обеспечение теплового режима), ДУ (управление режимами функционирования).

Сложность и многообразие внешних и внутренних связей определяют в процессе проектирования необходимость одновременного:

- проведения различных исследований, основными из которых являются:
- исследование возможных принципиальных схем решения целевой задачи;
- выбор баллистической схемы полёта;
- исследование принципов управления полётом, разработка программы полёта;
- выбор компоновки и конструктивно-силовой схемы КА;
- анализ баланса массовых, электроэнергетических и ресурсных

- характеристик КА, определение необходимых запасов компонентов топлива, рабочих тел систем и двигательных установок, расходуемых в процессе полёта;
- выбор состава, принципов построения и основных характеристик бортовых систем, агрегатов и двигательных установок.

Исследование возможных принципиальных схем решения целевой задачи зависит от конкретной поставленной перед КА задачи. Например, задача определения с высокой точностью химического состава лунного грунта может быть решена либо за счёт проведения анализа грунта с помощью средств, доставленных на Луну, и последующей передачи результатов анализа по радиотелеметрическому каналу на Землю, либо за счёт забора грунта и последующей доставки его на Землю. Естественно, что автоматические КА для реализации этих двух возможных вариантов будут существенно отличаться по построению, компоновке, массовым и другим характеристикам, так как первый вариант приведёт к развитию в составе КА средств, обеспечивающих анализ химического состава грунта, т. е. самой исследовательской аппаратуры, систем ее обслуживания и радиотехнических средств передачи данных на Землю, а второй - к оснащению КА средствами забора грунта и доставки его в возвращаемой на Землю капсуле. В ряде случаев одновременно с исследованием возможных принципиальных схем решения целевой задачи необходимы конкретные исследования по средствам ее реализации. Так, для варианта доставки грунта на Землю уже на ранней стадии проектирования требовалось проведение комплекса научно-технических исследований, связанных с выбором принципов построения и характеристик средств забора грунта, без которых невозможно определить реализуемость данного варианта и оценить затраты массы, потребную энергетику системы электропитания и другие характеристики будущего КА.

Баллистические схемы полёта автоматических КА имеют множество вариантов, каждый из которых приводит КА к цели, но с различными

затратами времени и топлива двигательных установок. В качестве примера выбора баллистической схемы полёта рассмотрим автоматическую лунную станцию (АЛС), предназначенную для посадки в заданном районе Луны.

Возможны два принципиально отличающиеся варианта баллистической схемы полёта АЛС: первый - «прямая» посадка, т. е. посадка непосредственно с траектории перелёта Земля-Луна без выхода на орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ), и второй - посадка с предварительным выведением АЛС на орбиту ИСЛ. Первый вариант был реализован в программах «Сервейер», «Луна» (при мягкой посадке АЛС «Луна-9»), второй - при высадке «Луноходов», в программе «Аполлон» и АЛС для доставки лунного грунта. При выведении станции на орбиты ИСЛ возможны также варианты баллистических схем, отличающиеся последовательностью формирования и параметрами орбит ИСЛ. Надёжность и точность посадки в заданный район Луны в баллистических схемах второго варианта существенно выше, чем первого, однако суммарное время полёта от старта с Земли до посадки во втором варианте значительно (в 1,5 - 2 раза) больше. Баллистическая схема полёта определяет также требования к системе ориентации и управления движением (необходимые режимы ориентации, требуемые точности ориентации, точности стабилизации при работе ДУ и т. д.), к двигательным установкам (тяге, необходимости и пределам ее регулирования, запасам топлива и т. п.), к распределению ресурсов топлива по этапам полёта, а также к проведению динамических операций, их последовательности и т. п., т. е. к программе полёта. Как показали комплексные исследования, проведённые при разработке лунных КА, второй вариант баллистических схем является более предпочтительным. В связи с этим с середины 60-х годов в программах, предусматривающих посадку КА на поверхность Луны, используются баллистические схемы с предварительным выведением КА на орбиту ИСЛ.

Кроме временных характеристик и увязки функционирования всего комплекса взаимодействующих в процессе полёта средств программа полёта формирует требования к запасам расходуемых компонентов и является

основой расчёта их расхода в полете.

Значительное место при проектировании КА отводится выбору его компоновки.

Некоторые КА имеют достаточно простые внешние обводы и простую компоновочную схему. Для простой компоновочной схемы КА, как правило, выполненной в виде одного отсека, характерны обводы, представляющие геометрически правильную или близкую к ней конфигурацию, обычно симметричного вида, что не исключает наличия выносных элементов типа антенн, датчиков и т. п., выходящих за пределы конфигурации основных обводов.

Для сложной компоновки характерны многоотсечные схемы, представляющие сочетание отсеков, агрегатов и двигательных установок различной конфигурации. Как правило, такая компоновка усложнена элементами соединения и отделения отсеков.

Например, малые КА форм-фактора CubeSat, даже имея унифицированные конструктив и линейные размеры, имеют и отличительную внутреннюю компоновку, исходя из набора бортовых приборов.

По данным [3] последовательность разработки малых КА с участием университетов может быть представлена следующей схемой (рисунок 4.3).

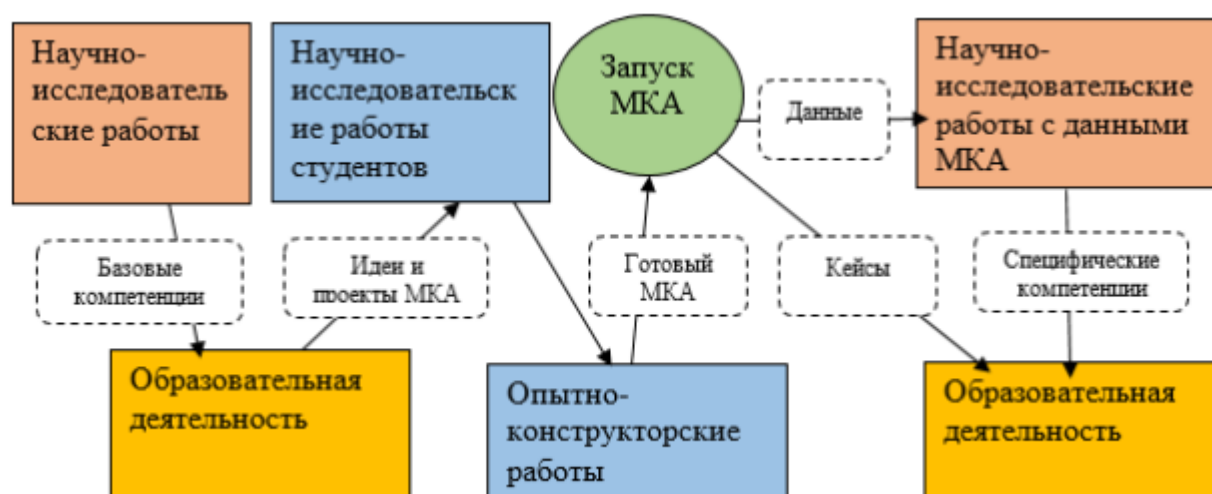


Рисунок 4.3 - Последовательность разработки «университетских»

4.5. Разработка печатных плат в специализированном ПО

4.5.1 Обзор СПО и его возможности

В настоящее время для автоматизации компоновки КА используются CALS-технологии, позволяющие построить систему компьютерных технологий компоновки КА (СКТК), которая состоит [4]:

- из базы данных, хранящей исходные документы и результаты компоновок;
- средств удалённого доступа к базам данных на основе локальных вычислительных сетей или интернет-технологий;
- автоматизированных рабочих мест, оснащённых элементами САПР.

Основной структурный элемент организации информации, используемый при автоматизации компоновки КА — электронная геометрическая модель (ЭГМ).

ЭГМ КА – компьютерная база данных, содержащая информацию о форме, размерах и других свойствах КА, которые зависят от его формы и размеров.

ЭГМ КА, созданная при помощи систем автоматизированного проектирования (САПР), используется для проведения расчетов взаимовлияния оборудования, оценки технологических и эксплуатационных свойств разработанного варианта компоновки КА. После проведения компоновки ЭГМ КА применяется на всех этапах жизненного цикла КА: от разработки компьютерной графики для рекламы изделия до создания эксплуатационной документации и учебных материалов. На основе ЭГМ КА с использованием технологии быстрого прототипирования (3D печати) могут быть автоматически изготовлены из пластика высокоточные макеты

элементов конструкции КА.

Исходными данными для автоматизации компоновки КА являются базы данных прототипов, бортового оборудования и электронной документации.

Базы данных прототипов содержат информацию о компоновках существующих типов КА, ЭГМ узлов и агрегатов, отработанных в эксплуатации (например, база данных прототипов может содержать ЭГМ стыковочных узлов, узлов двигателей стабилизации и ориентации, иллюминаторов и т. п.). Эффективность использования СКТК определяется объёмом баз данных прототипов и частотой их пополнения. Пополнение этих баз данных проводится разработчиками узлов и агрегатов. Базу данных прототипов также автоматически пополняют все компоновки, полученные с помощью СКТК.

Базы данных содержат ЭГМ стандартных изделий (крепёжных деталей, уплотнений, арматуры трубопроводов, электроразъёмов и т. д.), используемых в конструкции КА.

Базы данных бортового оборудования включают в себя ЭГМ приборов, аппаратуры и элементов конструкций проектируемого КА. Пополнение этих баз данных обычно осуществляется непосредственно разработчиками оборудования.

Базы данных электронной документации содержат характеристики приборов и КА в целом: циклограммы работы, кривые энергопотребления, таблицы точности и схемы связей (электрических, гидравлических и пр.) между приборами, размещаемыми на борту КА. Это могут быть текстовые и графические документы, электронные таблицы или компьютерные модели приборов.

Автоматизированные рабочие места СКТК оборудуются компьютерами – рабочими станциями, устройствами ввода и вывода информации (планшетами, сканерами, принтерами, плоттерами и т. п.), а также средствами для использования технологий быстрого прототипирования (3D-принтерами) и виртуальной реальности (например, специальными очками и

стереоэкранами). Состав аппаратного обеспечения конкретного автоматизированного рабочего места СКТК зависит от типа решаемых задач. В минимальной конфигурации автоматизированное рабочее место обычно состоит из персонального компьютера, удовлетворяющего требованиям используемого программного обеспечения.

Средства удалённого доступа СКТК позволяют пользоваться описанными выше базами данных коллективу разработчиков со своих автоматизированных рабочих мест. Такие средства включают в себя программное и аппаратное обеспечение, необходимое для организации вычислительных сетей. При этом осуществляются контроль и защита информации от несанкционированного доступа и изменения, разграничение доступа к данным и организация параллельного проектирования, т. е. возможность редактирования одного электронного документа несколькими разработчиками.

В СКТК КА применяются САПР на базе различных CALS-технологий, среди которых три наиболее используемые:

- конструкторские САПР;
- инженерные САПР;
- технологические САПР.

Конструкторские САПР являются основными при проведении компоновки КА, поскольку предназначены для формирования внешнего вида изделия, создания ЭГМ и выпуска на их основе конструкторской документации. Такие системы позволяют:

- проводить математическое моделирование геометрии (т. е. формы и размеров) компоновочных элементов и их взаимного расположения в заданной системе координат как в интерактивном, так и в автоматическом режимах;
- осуществлять оптимизацию формы, размеров и допусков ЭГМ, обеспечивая выполнение требований к размещению оборудования;
- моделировать структуру компоновки, т. е. создавать базы данных,

хранящие информацию о составе сборочных единиц, на основе которых автоматически формируются различные спецификации, ведомости нормалей и покупных изделий;

- вычислять инерционно-массовые характеристики элементов, что дает возможность автоматизировать процесс инерционно–массовой компоновки КА;
- выпускать в электронном виде чертежи компоновок, полученных на основе ЭГМ;
- создавать различные расчетно-пояснительные записки и другую документацию в электронном виде;
- создавать средствами компьютерной графики и технологии виртуальной реальности изображения вариантов компоновки КА для анализа и оценки технических решений.

Инженерные САПР предназначены для проведения численными методами математического моделирования разнообразных расчётов (прочностных, динамических, тепловых, аэродинамических и др.). Эти системы обеспечивают выполнение требований к взаимовлиянию бортового оборудования при компоновке КА. В качестве исходных данных используются ЭГМ. На основе таких ЭГМ строятся различные вычислительные схемы, используемые для проведения расчётов и оптимизации режимов работы компонуемых элементов. Результаты расчётов часто отображаются непосредственно на ЭГМ КА в виде полей напряжений, деформаций, температурных и других полей, что позволяет визуализировать области возникновения нежелательного взаимовлияния компонуемых элементов. На основе полученных результатов осуществляется выпуск в электронном виде отчётов и расчетно-пояснительных записок.

Технологические САПР служат для разработки и управления технологическими процессами, проектирования оснастки и выпуска необходимой технологической документации на основе ЭГМ изделия. В настоящее время наиболее распространёнными функциями являются:

- создание программ обработки деталей для станков и автоматической сборки для роботов;
- управление прогрессом изготовления по ЭГМ деталей ЭГМ различной оснастки (например, стапелей);
- разработка программ автоматического контроля изделий на координатно-измерительных машинах.

4.5.2. Макетирование и изготовление печатных плат

Покажем методику изготовления печатных плат на примере применения оборудования LPKF ProtoMat S63 [5].

Печатная плата — пластина из диэлектрика, на поверхности и/или в объёме которой сформированы электропроводящие цепи электронной схемы (рисунок 4.4.). Печатная плата предназначена для электрического и механического соединения различных электронных компонентов. Электронные компоненты на печатной плате соединяются своими выводами с элементами проводящего рисунка обычно пайкой.

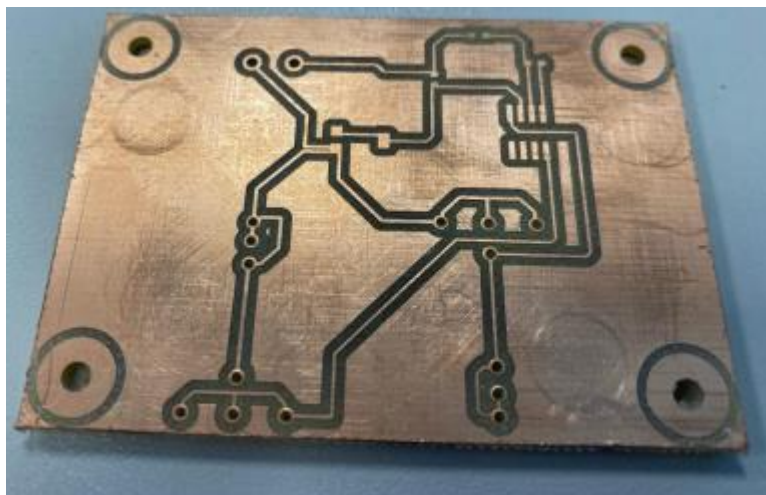


Рисунок 4.4 – Внешний вид печатной платы

Печатные платы можно классифицировать разными способами в соответствии с их различными атрибутами. Одна из основных конструкций печатной платы, общая для всех, — это разводка электрических проводников,

которые соединяют все устанавливаемые на ней компоненты между собой.

Для формирования проводков существует два основных способа:

- *субтрактивный* (от англ. subtractive — отнимающий, лишаящий) - ненужная часть медной фольги на подложке вытравливается, при этом нужный рисунок схемных межсоединений остаётся на своём месте, то есть происходит процесс вытравливания лишнего, отсюда происхождение названия;
- *аддитивный* (от англ. additive — прибавление) - формирование рисунка схемы межсоединений выполняется добавлением меди на голую (без медной фольги) подложку нужного рисунка и в нужном месте. Это можно сделать гальваническим покрытием медью, трафаретным нанесением проводящей пасты или укладкой провода с изоляцией на подложку по предварительно определённым трассам.

Существует три типа печатных плат, отличающихся по количеству уровней разводки проводников:

- односторонние платы;
- двусторонние платы;
- многослойные платы.

Односторонние платы имеют проводники только на одной стороне платы, стойкий к травлению защитный слой обычно печатается с помощью технологии трафаретной печати, а рисунок проводников затем формируется травлением ненужной и потому не защищённой от травления медной фольги.

По определению, двусторонние платы имеют схемы, расположенные на двух сторонах печатных плат. Существует две категории ДПП:

- без металлизации сквозных отверстий;
- с металлизацией сквозных отверстий.

Категория со сквозными металлизированными отверстиями может быть разбита на два типа:

- металлизированные сквозные отверстия;

- сквозные отверстия, заполненные токопроводящей пастой (с серебром).

Такие платы имеют три или более слоёв проводников. Основное использование многослойных плат ограничивается сложной промышленной электронной продукцией.

Малосерийное производство печатных плат может быть выполнено на фрезерно-сверлильном станке LPKF ProtoMat S 63 (рисунок 4.5).



Рисунок 4.5 - Фрезерно-сверлильный станок LPKF ProtoMat S 63

Станки серии S предназначены для производства прототипов печатных плат и малых серий, специально ориентированы на потребности в области микроволновой и СВЧ-техники. Это же устройство может разделять мультиплицированные печатные платы.

Стеклотекстолит размещается на вакуумном столике, либо закрепляется на клейкую ленту. Станок оснащен держателем инструмента и камерой для замера ширины реза. Во время производства автоматически меняется до 15 инструментов, которые размещены за вакуумным столиком. Это сокращает время наладки и позволяет производить производство без присмотра Станок оснащён автоматической регулировкой ширины фрезерования. Конические

фрезы создают различные изоляционные каналы в зависимости от глубины проникновения. Автоматическая регулировка ширины фрезерования обеспечивает равномерную ширину колеи печатной платы.

Перед началом работы необходимо подготовить нужные фрезы и настроить ширину фрезерования. Если ширину не настроить или настроить неправильно, то печатная плата будет непригодна к использованию, так как проводящие дорожки будут замкнуты между собой. Экранный интерфейс управления станком при настройке фрез показан на рисунке 4.6.

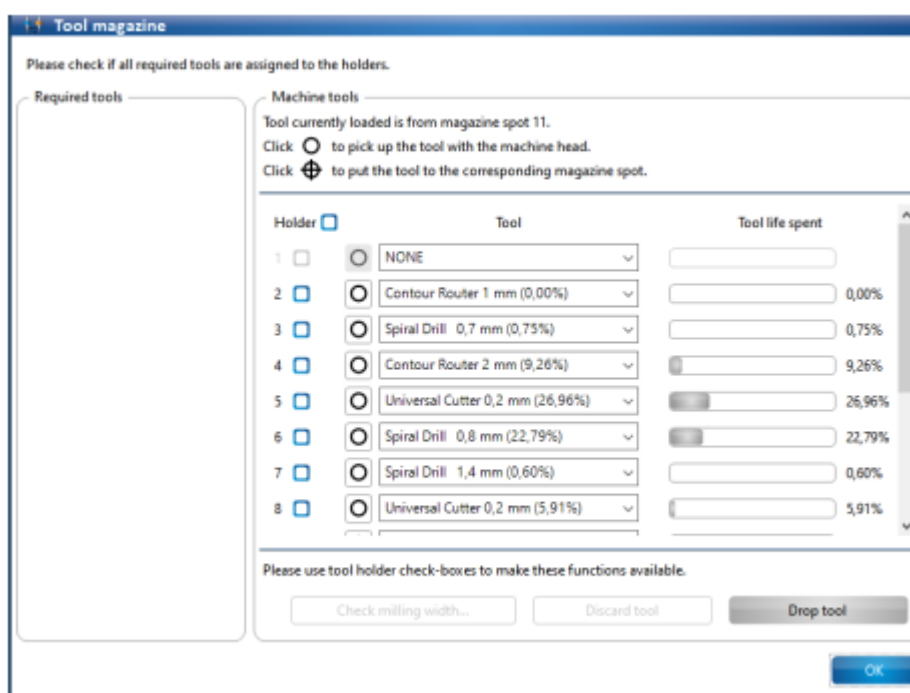


Рисунок 4.6 - Экранный интерфейс управления станком при настройке фрез

ПО станка позволяет:

- настроить ширину и толщины фрезерования;
- указать диаметр отверстий;
- выбрать количество слоёв платы;
- указать материал основания, толщину меди, толщину основания и подкладочной пластины;
- импортировать гербер-файлы и назначить слои.

Далее выполняется пайка радиокомпонентов на плату припоем, которая возможна только в том случае, если припой смачивает соединяемые детали. Смачивание представляет собой молекулярное взаимодействие жидкости с поверхностью твердого тела. Оно происходит, если силы притяжения между атомами припоя и металла больше, чем между атомами внутри самого припоя. Припои различаются температуре плавления и области их применения (таблица 4.2)

Таблица 4.2 - Часто применяемые при электромонтаже припои

Наименование и марка припоя	Температура плавления, °С	Область применения
Оловянно-свинцовый ПОС18	227	Пайка деталей неответственного назначения из стали, меди, латуни
Оловянно-свинцовый ПОС40	235	Лужение и пайка монтажных деталей, проводов
Оловянно-свинцовый ПОС61	190	Ответственная электромонтажная пайка. Для вторичных паек, расположенных рядом с пайками, выполненными более тугоплавкими припоям
Оловянносвинцовокадмиевый ПОСК50	145	Пайка и лужение ответственных соединений, не допускающих местного перегрева (детали из керамики, стекла и т. д., покрытые серебром)
Сплав Розе (олово, свинец, висмут) Сплав Вуда (олово, свинец, висмут, кадмий)	94 60,5	Применяется в тех случаях, когда требуется понижение температуры пайки из-за опасности перегрева деталей, а также для вторичных паек

Вопросы для самоконтроля

1. Что такое одиночное производство?

2. Что определяет техническое задание на разработку космического аппарата?
3. Назовите три основных этапа проектирование космического аппарата.
4. Что такое внешнее проектирование?
5. Что такое внутреннее проектирование?
6. Нарисуйте схему проектирования.
7. Что является результатом основного проектирования?
8. Что такое внутренние связи?
9. Что такое электронная геометрическая модель?
10. Что содержат базы данных электронной документации?

Список используемых источников

1. Яныгин В.Ю. Методология оценки стоимости ракетно-космической техники с учётом затрат на технологическую подготовку производства // Экономика: вчера, сегодня, завтра. 2023. Том 13. № 3А. С. 219-225. DOI: 10.34670/AR.2023.84.94.023
2. Wertz J.R. (2000) Economic model of reusable vs. expendable launch vehicles. IAF Congress. Rio de Janeiro, Brazil
3. Каширин, А. В. Анализ современного состояния рынка наноспутников как подрывной инновации и возможностей его развития в России / А. В. Каширин, И. И. Глебанова. — Текст : непосредственный // Молодой ученый. — 2016. — № 7 (111). — С. 855-867. — URL: <https://moluch.ru/archive/111/27386/> (дата обращения: 03.02.2024).]
4. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов : учебное пособие / А. В. Туманов, В. В. Зеленцов, Г. А. Щеглов. — 3-е изд., испр. — Москва : Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. — 572с
5. Монтаж электронных компонентов на печатные платы [Электронный ресурс]: Практикум / Иванов В.С., Раевский Г.П., Грачев Н.Н., Андреев И.С. — М.: МИРЭА – Российский технологический университет, 2022. — 1 электрон. опт. диск (CD-ROM).]