МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН
Некоммерческое акционерное общество
«АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ»
Кафедра СУАТ

«ДОПУЩЕН К ЗАЩИТЕ»
Зав.кафедрой к.т.н., профессор Шимарбаев М.К
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)
_____ «____» _____201___г.
(подпись)

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

На тему: Проектирование система передачи данных информации учебного микроспутника

Специальность 5В074600 Космическая техника и технологии
Выполнил(а) Елубай Эсен Шанадыкызы Группа КСС-12-01
(Ф.И.О.)
Научный руководитель доцент Ползик Е.В.
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)

Консультанты:
по экономической части:
к.э.н., доцент, Бекмуева А.Ч.
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)
_____ «02» 06 2016 г.
(подпись)
по безопасности жизнедеятельности:
Мазалов И.Ф, к.у.н, проф
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)
_____ «12» 05 2016г.
(подпись)
по применению вычислительной техники:
доцент. Ползик Е.В.
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)
_____ «8» 06 2016 г.
(подпись)

_____
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)
_____ «____» _____201___г.
(подпись)
Нормоконтролер: Шимарбаев М.К., к.т.н., профессор ВАК
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)
_____ «05» 06 2016 г.
(подпись)
Рецензент: Шлади Ю.Р. к.ф.м.н.
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)
_____ «10» 06 2016 г.
(подпись)

Алматы 2016

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН
Некоммерческое акционерное общество
«АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ»

Факультет Аэрокосмических и информационных технологии

Кафедра Система управления аэрокосмической техникой

Специальность 5В074600 Космическая техника и технология

ЗАДАНИЕ
на выполнение дипломного проекта

Студенту _____
(Ф.И.О.)

Тема проекта Проектирование система передачи данных информации учебного микроспутника

Утверждена приказом по университету №_____ от «__» _____ 201___ г.

Срок сдачи законченного проекта «_____»_____201___г.

Исходные данные к проекту (требуемые параметры результатов исследования (проектирования) и исходные данные объекта): _____
Высота орбиты от 400 до 1000 км
Вес спутника от 10 до 50 кг.
Рабочие частота 425 - 445 МГц.

Перечень вопросов, подлежащих разработке в дипломном проекте, или краткое содержание дипломного проекта:_____
Обзор учебных и научных космических программ
Анализ систем запущенных микроспутников
Анализ система передачи данных
Выбор частотного диапазона для системы передачи данных.
Расчет энергетических характеристик радиолинии
Определение дальности между космическим аппаратом

и приемной антенной ЗС
Расчет ослабления радиосигнала на участке КА - ЗС
Расчет мощности передатчика

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей): Классификация космических аппаратов по массе.
Структурная схема комплекса научной аппаратуры МС „Кассиопея - 2000".
Структурная схема бортового комплекса система передачи телеметрической информации.
Состав целевой и служебной информации
Структурная схема типовой подсистемы связи
Структурная схема типового приемо-передатчика подсистемы связи.
Зона обзора космического аппарата.

Основная рекомендуемая литература:
1. А.В. Кривенко Модульное проектирование микро/нано спутников Самара 2010.
2 Бортовые системы управления космическими аппаратами. Под редакцией доктора тех. наук, профессора А.С. Сорова Москва Издательство МАИ-ПРИНТ 2010.
3. Е.А Мизрин Бортовые комплексы Управления Космических Аппаратов Москва 2014.

Консультации по проекту с указанием относящихся к ним разделов проекта

Раздел	Консультант	Сроки	Подпись
Экономич. часть	Векленко А.Ч.	02.06.16	
БЖД	Мазаков И.Ф	11.03.-13.03	
Нормоконтроль	Шилмурбаев Н.К	02.06.16	
Спец. часть	Полник Е.В,	08.06.16	
Выч. техника	Полник Е.В.	08.06.16	

График
подготовки дипломного проекта

Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления научному руководителю	Примечание
Обзор учебных и научных косми-	7.03.2016.	
ческих программ		
Анализ систем запущенных	11.03.2016.	
микроспутников		
Анализ системы передачи данных	14.03.2016	
Система передачи данных	17.03.2016.	
Выбор частотного диапазона	21.03.2016	
для системы передачи данных		
Расчет энергетических характер-	4.04.2016.	
истик радиолинии		
Определение разности между	8.04.2016.	
космическим аппаратом и		
приемной антенной ЗС		
Расчет ослабления радиосигнала	11.04.2016.	
на участке КА-ЗС		
Расчет мощности передатчика	15.04.2016.	
Технико-экономическое обоснова-	5.04.2016.	
ние дипломного проекта		
Расчет затрат на электроэнергию	16.05.2016.	
Расчет накладных расходов	30.05.2016.	
Безопасность охрана труда	13.03.2016.	
Расчет естественного освещения	2.05.2016.	
Расчет искусственного освещения	11.05.2016.	

Дата выдачи задания «___» _____ 201___г.

Заведующий кафедрой _____(_____)
(подпись) (Ф.И.О.)

Научный руководитель
проекта_____(Полик Е.В.)
(подпись) (Ф.И.О.)

Задание принял к
исполнению студент _____(_____)
(подпись) (Ф.И.О.)

Аннотация

В дипломном проекте проводиться обзор существующих спутниковых систем связи, классификация космических аппаратов. Рассмотрены примеры реализации микроспутников, их архитектура и особенности.

В расчетной части выполнены, необходимые расчеты для определения технических характеристик системы передачи, предложен вариант схемы передающей системы.

В разделе безопасность жизнедеятельности приведены расчеты производственного, естественного и искусственного освещения.

Составлено технико-экономическое обоснование проекта.

Annotation

In a diploma project conducted review of the existent satellite systems, connections are classification of space vehicles. The examples of realization of microsatellite, their architecture and features, are considered.

In calculation part executed, necessary calculations for determination of technical descriptions of the system of transmission, the variant of chart of the transmitter system offers.

In a division safety of vital functions calculations over of productive, natural and artificial illumination are brought.

The feasibility study of project is made.

Аңдатпа

Диссертациялық жұмыс жобасы қолданыстағы жерсеріктің байланыс жүйелерін, жіктелуі ғарыш аппараттар пікірі жүзеге асырылады. Жерсеріктер, олардың сәулет және ерекшеліктерін іске асыру мысалдары.

Бөліктер , трансмиссия тізбектің нұсқасын тасымалдау жүйесінің техникалық сипаттамаларын анықтау үшін қажетті есептер қарастырылады.

Өндіріс өмір қауіпсіздігі , табиғи және жасанды жарықтандыру есептеры ккарастырылған .

Жоба бойынша техникалық-экономикалық негіздемесінен тұрады .

Содержание

Введение	8
1. Обзор учебных и научных космических программ	9
1.1 Спутниковая связь	9
1.2 Классификация типов искусственных спутников Земли	12
1.3 Современные малые спутники	16
1.4 Микроспутники в формате «CubeSat»	21
2. Микроспутники	21
2.1 Первый американский искусственный спутник Земли	21
2.2 Проект Колибри	23
2.1 Состав и назначение проектируемого микроспутника	25
2.1.1 Система телеметрического контроля	26
2.2.2 Полезная нагрузка	27
2.2.3 GPS навигация	27
2.2.Система ориентации	29
2.2.1 Система передачи данных	32
3. Критерии выбора архитектуры системы связи	46
3.3.1 Орбита космического аппарата	46
3.3.2 Спектр радиочастот	46
3.3.3 Коэффициент занятности	46
3.3.4 Доступность канала связи	47
3.3.5 Время доступа к каналу связи	47
3.3.6 Угрозы	47
3.3.7Скорость передачи данных	48
4. Расчет энергетических характеристик радиолинии	53
4.1 Определение дальности между космическим аппаратом и приемной антенной ЗС	54
4.2 Расчет ослабления радиосигнала на участке КА-ЗС	56
4.3 Расчет наклонной дальности и мощности сигнала при совпадении координат КС и ЗС	57
5. Технико-экономическое обоснование дипломной работы	58
5.1 Трудовые ресурсы, используемые в работе	58
5.1.2 Программное обеспечение, используемое в работе	59
5.1.3 Затраты на разработку системы	59
5.1.4 Сроки реализации проекта	59
5.1.5 Расчет фонда оплаты труда	60
5.2 Расчет затрат по социальному налогу	64
5.2.2 Расчет затрат на электроэнергию	65
5.2.3 Расчет накладных расходов	66
5.2.4 Цена реализации	67
5.3 Вывод	68
6.Безопасность охраны труда	68

6.1 Анализ условий труда	68
6.2 Производственное освещение	69
6.2.1 Расчет естественного освещения	69
6.2.2 Расчет искусственного освещения	71
6.3 Анализ оборудование	74
6.4 Анализ микроклимата	75
6.5 Обеспечение пожарной безопасности при эксплуатации проектируемого объекта	77
Заключение	80
Список литературы	81

Введение

Большое количество решаемых на сегодняшний день задач требует применения спутников малой массы и цены. Причем это стало возможным благодаря современным достижениям микроэлектронной техники. Привлекательным в использовании микроспутников является низкая стоимость изготовления и вывода на орбиту, что привело к широкому использованию микроспутников в различных отраслях науки. В результате, большое количество все больше гражданских, коммерческих и военных программ используют малые спутники, в частности микроспутники (<25 кг). Такие исследовательские программы как Космическая технология 5 «Nanosat Constellation Trailblazer» космической станции NASA, научно-исследовательская лаборатория «Спутник 21 века» (TechSat 21) и программу MightySat, тестируют и совершенствуют технологию и архитектуру малых космических аппаратов. Возможность миниатюризации спутников исследуется Авиационно-космической Корпорацией, которая стремится создать космический аппарат изготовленный из кремния с применением микроэлектромеханики.

Создание спутников, способных эффективно решать множество задач космического мониторинга возможно разработать и изготовить при современном уровне развития техники и электроники.

Широкие возможности для обнаружения и оценки процессов на поверхности Земли, в атмосфере, ионосфере и магнитосфере открывает спутниковый мониторинг. В решении подобных задач космического мониторинга важную роль могут сыграть микроспутники.

Запуск Казахстаном спутников KazSat1, KazSat2, KazSat3 и двух спутников дистанционного зондирования Земли ввели страну в число стран, имеющих собственные спутниковые системы. Подготовка высококвалифицированных специалистов для новой космической отрасли невозможно без создания и запуска учебных микроспутников, создаваемых совместно со студентами и молодыми учеными проектов, которые послужат хорошей основой практического обучения.

1. Обзор учебных и научных космических программ

1.1 Спутниковая связь

Спутниковая связь - это один из видов радиосвязи, основанный на использовании искусственных спутников земли в качестве ретрансляторов. Спутниковая связь осуществляется между земными станциями, которые могут быть как стационарными, так и подвижными. Ретранслятор расположен на очень большой высоте (от десятков до сотен тысяч км) поэтому зона его видимости в этом случае — почти 1/3 территории Земного шара, то необходимость в цепочке ретрансляторов отпадает. Широко используется для связи с подвижными объектами в тех областях земного шара, где отсутствует покрытие сетями сотовой связи (GSM, CDMA). Спутниковая связь может использоваться как для организации магистральных каналов передачи данных для предоставления доступа в интернет, IP-телефонии, организации видео соединений, так и для организации низкоскоростных телефонных каналов.

Особенностью большинства систем подвижной спутниковой связи является маленький размер антенны терминала, что затрудняет прием сигнала. Для того, чтобы мощность сигнала, достигающего приемника, была достаточной, применяют одно из двух решений:

- Спутники располагаются на геостационарной орбите. Поскольку эта орбита удалена от Земли на расстояние 35786 км, на спутник требуется установить мощный передатчик. Этот подход используется системой Inmarsat (основной задачей которой является предоставление услуг связи морским судам) и некоторыми региональными операторами персональной спутниковой связи.
- Множество спутников располагается на наклонных или полярных орбитах с наклонением 86,5° и высотой 780 км. При этом требуемая мощность передатчика невысока, и стоимость вывода спутника на орбиту ниже. Однако такой подход требует не только большого числа спутников, но и разветвленной сети наземных коммутаторов. Такой подход используется операторами Iridium и Orbcomm.

Достоинства спутниковой связи

Основное достоинство спутниковой связи - возможность осуществлять связь в любой точке мира, тогда как владельцы сотовых модемов могут передавать данные только на территории покрытия станциями сотовой сети. Все сети спутниковой связи предоставляют возможность надежной качественной связи. Различия между ними состоят в:

- наборе дополнительных услуг, предлагаемых абоненту;
- области покрытия;
- стоимости аппаратуры и услуг связи.

Недостатки спутниковой связи

- Слабая помехозащищённость. Огромные расстояния между земными станциями и спутником являются причиной того, что отношение сигнал/шум на приемнике очень невелико (гораздо меньше, чем для большинства радиорелейных линий связи). Для того, чтобы в этих условиях обеспечить приемлемую вероятность ошибки, приходится использовать большие антенны, малошумящие элементы и сложные помехоустойчивые коды. Особенно остро эта проблема стоит в системах подвижной связи, так как в них есть ограничение на размер антенны и, как правило, на мощность передатчика.

- Влияние атмосферы. На качество спутниковой связи оказывают сильное влияние эффекты в тропосфере и ионосфере.

- Поглощение в тропосфере. Поглощение сигнала атмосферой находится в зависимости от его частоты. Кроме поглощения, при распространении радиоволн в атмосфере присутствует эффект замирания, причиной которому является разница в коэффициентах преломления различных слоев атмосферы.

- Ионосферные эффекты. Эффекты в ионосфере обусловлены флуктуациями распределения свободных электронов. К ионосферным эффектам, влияющим на распространение радиоволн, относят мерцание, поглощение, задержку распространения, дисперсию, изменение частоты, вращение плоскости поляризации.

- Задержка распространения сигнала. Проблема задержки распространения сигнала, так или иначе, затрагивает все спутниковые системы связи. Наибольшей задержкой обладают системы, использующие спутниковый ретранслятор на геостационарной орбите. В этом случае задержка, обусловленная конечностью скорости распространения радиоволн, составляет примерно 250 мс, а с учетом мультиплексирования, коммутации и задержек обработки сигнала общая задержка может составлять до 400 мс. Задержка распространения наиболее нежелательна в приложениях реального времени, например, в телефонной связи. При этом, если время распространения сигнала по спутниковому каналу связи составляет 250 мс, разница во времени между репликами абонентов не может быть меньше 500 мс.

- Влияние солнечной интерференции. При приближении Солнца к оси спутника - наземная станция радиосигнал, принимаемый со спутника наземной станцией, искажается в результате интерференции.

Рисунок 1.1 - Антенна для приема спутникового телевидения (Ku-диапазон)

Рисунок 1.2 - Спутниковая антенна для С-диапазона

Выбор частоты для передачи данных от земной станции к спутнику и от спутника к земной станции не является произвольным. От частоты зависит, например, поглощение радиоволн в атмосфере, а также необходимые размеры передающей и приёмной антенн. Частоты, на которых происходит передача от земной станции к спутнику, отличаются от частот, используемых для передачи от спутника к земной станции (как правило, первые выше).

Частоты, используемые в спутниковой связи, разделяют на диапазоны, обозначаемые буквами. К сожалению, в различной литературе точные границы диапазонов могут не совпадать. Ориентировочные значения даны в рекомендации ITU-R V.431-6:

Таблица 1.1 – Распределения частотных диапазонов между спутниковыми службами.

Название диапазона	Частоты (согласно ITU-R V.431-6)	Применение
L	1,5 ГГц	Подвижная спутниковая связь
S	2,5 ГГц	Подвижная спутниковая связь
C	4 ГГц, 6 ГГц	Фиксированная

		спутниковая связь
X	Для спутниковой связи рекомендациями ITU-R частоты не определены. Для приложений радиолокации указан диапазон 8-12 ГГц.	Фиксированная спутниковая связь
Ku	11 ГГц, 12 ГГц, 14 ГГц	Фиксированная спутниковая связь, спутниковое вещание
K	20 ГГц	Фиксированная спутниковая связь, спутниковое вещание
Ka	30 ГГц	Фиксированная спутниковая связь, межспутниковая связь

Используются и более высокие частоты, но повышение их затруднено высоким поглощением радиоволн этих частот атмосферой. Ku-диапазон позволяет производить прием сравнительно небольшими антеннами, и поэтому используется в спутниковом телевидении (DVB), несмотря на то, что в этом диапазоне погодные условия оказывают существенное влияние на качество передачи.
Для передачи данных крупными пользователями (организациями) часто применяется С-диапазон. Это обеспечивает более высокое качество приема, но требует довольно больших размеров антенны.

1.2 Классификация типов искусственных спутников земли (ИСЗ)

Искусственные спутники Земли различаются по своему назначению: исследовательские, спутники связи, навигационные (В настоящее время глобальными системами навигации является GPS и ГЛОНАСС), военные, метеорологические, поисково-спасательные, экологические и прочие.

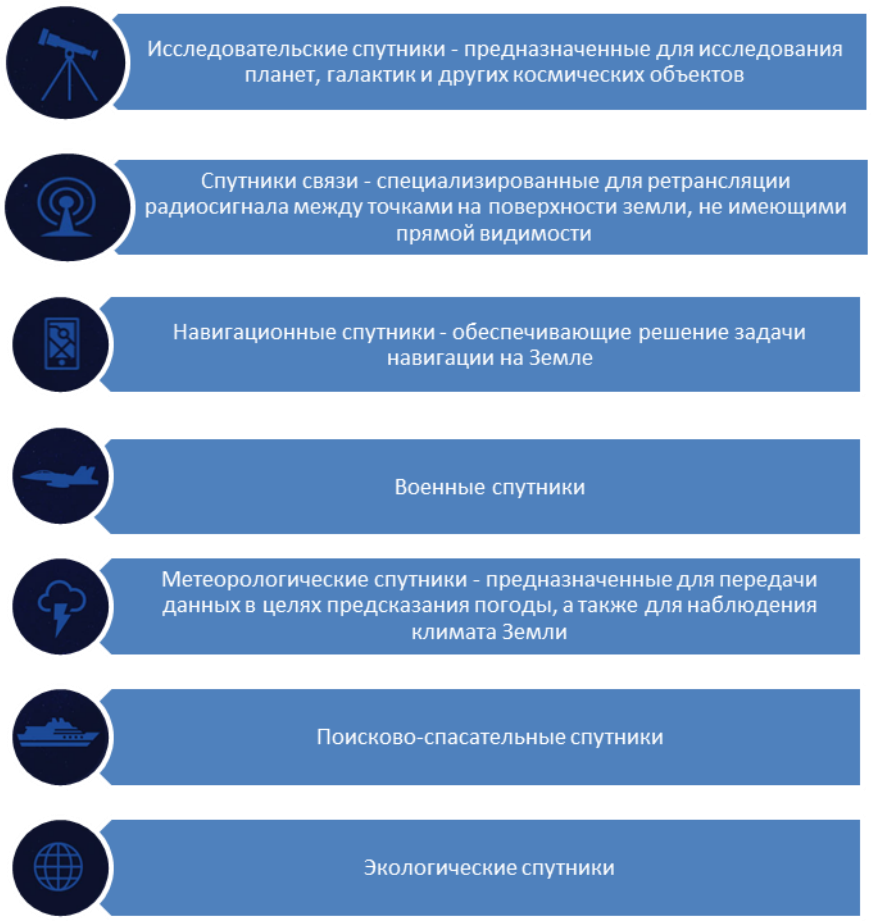


Рисунок 1.3 - Классификация типов искусственных спутников земли

По характеру и высоте орбиты различают четыре типа систем спутниковой связи:

1. Низкоорбитальные системы (LEO - Low Earth Orbit) - с круговыми орбитами высотой 700 - 2 000 км. Спутник, находящийся на низкой орбите, находится в зоне прямой видимости с определенной точки земной поверхности лишь в течение 8-12 мин. Для охвата связью большой территории Земли в таких системах применяют орбиты, лежащие в разных плоскостях. Примеры систем: Sputnik-1, ISS, Hubble Space Telescope, Sun-synch. Satellites, Polar Orbiting satellites.

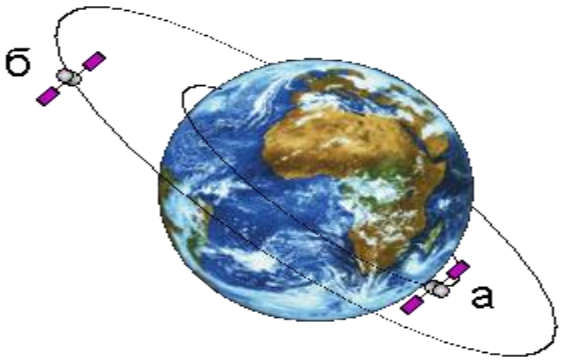


Рисунок 1.5 - Низкоорбитальные ИСЗ (а) и среднеорбитальные (б)

2. Среднеоорбитальные (MEO - Medium Earth Orbit) - с круговыми орбитами высотой 2 000 - 15 000 км. При таких орбитах время видимости одного спутника-ретранслятора может составлять несколько часов.Основную часть спутников на этой высоте занимают GPS спутники, которые обычно на высоте 20 200 км.

3. Высокоорбитальные или геостационарные (GSO Satellites and GEO - Geostationary Earth Orbit) - с круговыми экваториальными орбитами высотой 35 78 км. При этом период обращения спутника вокруг Земли составляет 24 часа. То есть спутник всегда находится над определенной точкой Земли.

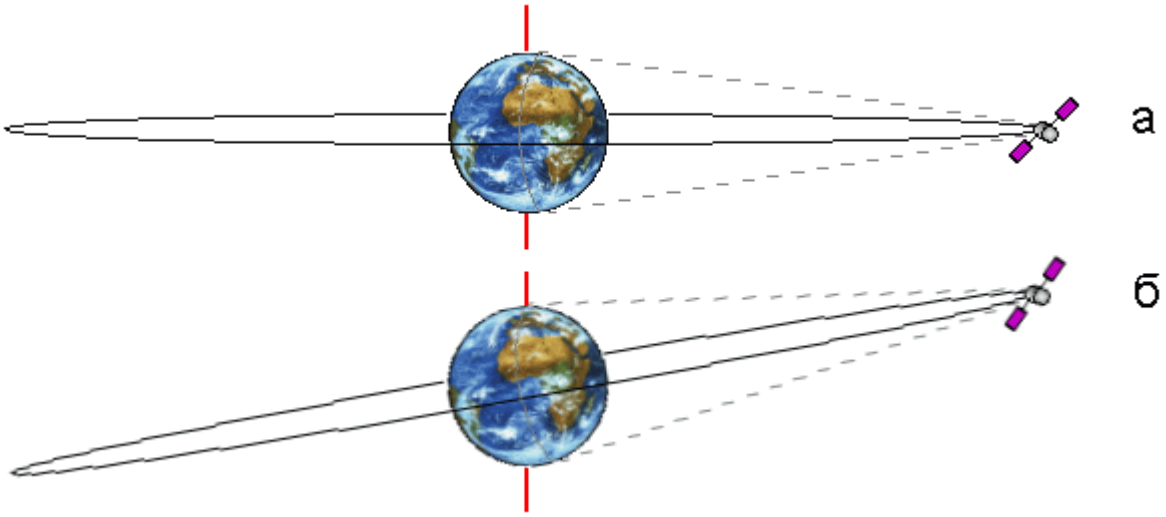


Рисунок 1.6 - Геостационарный (а) и геосинхронная (б)

4. Высокоэллиптические (HEO - Highly Elliptical Orbit) - с вытянутыми эллиптическими орбитами, имеющими радиус перигея около тысяче километров и радиус апогея - один или несколько десятков тысяч километров. \

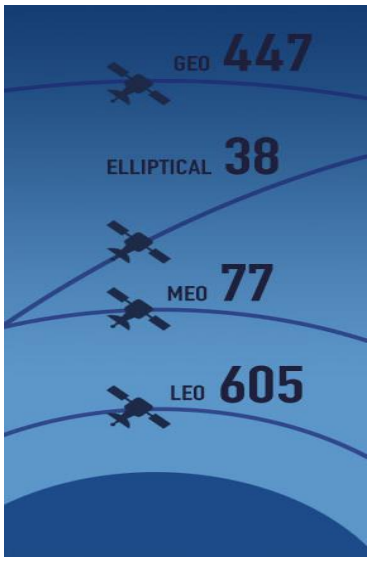


Рисунок 1.7 - Классификация космических аппаратов по массе

Масса КА является одним из важнейших признаков КА, т.к. определяет способ запуска и зачастую и время его существования. КА имеющие большую массу, как правило, выводятся на орбиту одиночным запуском. КА, имеющие малую массу, могут группироваться, и выводится на орбиту одной ракетой-носителем (кластерный запуск). По общей массе КА можно классифицировать как большие, малые, мини, микро, нано, пико. Малыми считаются КА, масса которых не превышает 1000 кг, средние имеют массу от 1000 до 1500 кг и большие - масса которых более 1500 кг. В свою очередь, в соответствии с массой малые КА подразделяются на мини - (100...500 кг), микро-(10.. 100кг), нано- (1...10 кг), пико- (0,1...1 кг) и фемтоспутники (менее 0,1 кг). Сверхмалыми КА будем называть аппараты с массой менее 100 кг.

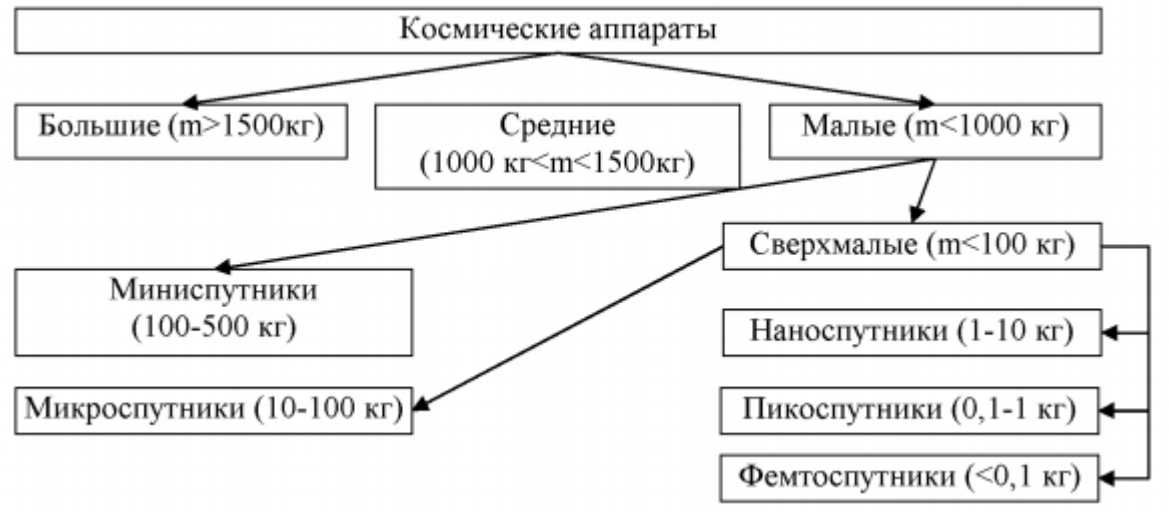


Рисунок 1.8 – Классификация космических аппаратов по массе

Развивающаяся в течение 35 лет космическая техника достигла того уровня, когда внимание сосредотачивается на небольшом количестве высокосовершенных надежных космических аппаратов. Для определенных задач более эффективно использование малых, простых и дешевых космических аппаратов. В этой главе проводится сравнительный анализ обычной технологии и технологии миниатюризации спутников (миниспутниковой технологии), рассматриваются наиболее успешные применения миниспутников, а также основные технические отличия миниспутников от обычных космических аппаратов. Поскольку миниспутники являются продуктом современной быстро развивающейся техники, в главе имеется лишь несколько ссылок, однако мы привели аннотированную библиографию по малым спутникам.

Основные преимущества миниатюрных спутников состоят в уменьшении затрат на их создание и сокращении сроков их изготовления. Иногда для военных, университетских, коммерческих и других космических программ применение больших КА может оказаться непозволительным или неприемлемым с точки зрения сроков изготовления и запуска.

Поскольку миниспутники обеспечивают более ограниченные возможности, они имеют более простую архитектуру бортового аппаратурного комплекса. Надежность таких спутников обеспечивается не применением дорогостоящих резервных компонентов, а за счет реализации простых инженерных решений. Они могут быть намного меньше и легче по сравнению с традиционными КА, что приводит к снижению стоимости запуска примерно вдвое. Очень малые спутники можно устанавливать в небольших по объему свободных местах на больших ракетах-носителях. При наземной транспортировке один человек может перенести малый спутник в автомобиль либо расположить на пассажирском кресле в самолете.

1.3 Современные малые спутники

К 1985 году радиолюбительские спутники продемонстрировали преимущества надежной цифровой связи с использованием малых спутников. Как показал спутник Telstar, мы можем использовать одиночный малый спутник на низкой околоземной орбите только в зоне видимости наземной станции, его возможности по обеспечению связи были ограниченными. Чтобы преодолеть эту проблему, на спутнике OSCAR 10 был применен способ обеспечения связи, предусматривающий запоминание на борту спутника цифровых сообщений и перенос их по орбите, то есть спутник при этом используется как почтовый ящик. Пользователи на Земле могли передавать заготовленные сообщения на спутник во время его прохождения в зоне радиовидимости пользователя. Затем спутник доставлял эти сообщения адресатам, находящимся в других регионах на поверхности Земли. Таким образом, один малый недорогой спутник на низкой околоземной орбите обеспечивал глобальную почтовую связь, что не может осуществить даже большой геосинхронный спутник.

Этот новый рабочий режим начался как раз в то время, когда НАСА приступила к реализации своей специальной программы выведения на орбиту малых полезных нагрузок (Get Away Special program). Программа НАСА предусматривала недорогую доставку в космос малых (< 68 кг) автономных полезных нагрузок. Вместо балласта, используемого для балансировки основных полезных нагрузок транспортного корабля Спейс Шаттл, устанавливалась полезная нагрузка, прикрепляемая к стенке отсека полезного груза на время полета на орбиту. Центр космических полетов Годдарда разработал специальный контейнер с открывающейся крышкой и пружинной системой отделения. Это позволило вывести на орбиту спутник весом 68 кг менее чем за 50 тыс. долларов США.

Таким образом, малые недорогие спутники снова вошли в основное русло космической техники благодаря совмещению трех обстоятельств:
- обеспечение дешевого доступа в космос;
- создание высокосовершенной цифровой системы связи с характеристиками (вес, мощность и объем), совместимыми с Get Away Special;
- реализация цифровой связи с запоминанием на борту спутника.

Радиолюбители использовали "цифровой почтовый ящик" на малом спутнике для связи с рабочими на общественных работах в удаленных районах мира. Точно такая же технология была основной особенностью спутника NuSAT, созданного в Университете Северного Юта для калибровки радиолокаторов управления воздушным движением и используемого для обучения в Университете. Подобное применение получил спутник GLOMR (Global Low Orbiting Message Relay – низкоорбитальный спутник для глобальной передачи сообщений). Обеспечивающий передачу данных с датчиков. Расположенных в удаленных районах, а не центральный пункт управления.

Успешное использование этих малых спутников побудило проектантов переоценить роли больших и малых космических систем. Некоторые разработчики полезных нагрузок быстро осознали, что возможность запускать простые малые полезные нагрузки, имеющие низкую стоимость и короткий цикл от начала разработки до запуска, идеально согласовывается с их потребностями. Эти пользователи первого поколения составили научные программы и национальные программы, которые не могли оправдать ресурсы, необходимые для реализации проекта с использованием обычной технологии. Израильский спутник Offeq, запущенный в октябре 1988 года, представляет эту сторону миниспутниковой технологии. Сейчас индустрия малых спутников сосредоточивает усилия на особых задачах, которые не могут быть возложены на большие КА, создаваемые по традиционной технологии в соответствии с программами, рассчитанными на 5 – 15 лет.

Миниатюризация элементов электроники, которые использовались в большинстве полезных нагрузок, означает, что космические аппараты могут стать меньше по размерам и при этом сохранить свои возможности или даже превысить их. Однако масса обычных спутников увеличилась на три порядка несмотря на то что масса некоторых элементов уменьшилась на четыре порядка. Миниатюрные устройства, выполненные на основе передовой технологии, по своим возможностям намного превосходят большие и дорогие устройства, созданные всего лишь десять лет назад.

Другим примером, свидетельствующим об эффективности миниатюризации, являются компьютеры. Кроме существенного улучшения характеристик и эксплуатационных качеств этих устройств, миниатюризация также привела к изменению принципов их использования и существенно расширила область их применения. Компьютерная революция произошла

именно потому, что мы думали о том, как применить новую технологию на новых направлениях. Технология для создания нового класса малых, недорогих и высокоэффективных космических систем уже существует, наша задача состоит в том, чтобы определить, как применить эту технологию.

В таблице 8 приведены сведения о принципах ориентации и их преимуществах для программ с использованием малых спутников. Вопросы стабилизации спутников подробно рассматриваются в главе 11. Один из вариантов – полное отсутствие каких-либо технических устройств для стабилизации – самый простой и поэтому привлекательный для применения на малых спутниках. Чтобы обеспечить требуемые параметры связи и электропитания при любой ориентации, антенны спутника должны иметь сферическую диаграмму направленности, а солнечная батарея должна размещаться по всей поверхности спутника. Для многих обычных спутников требуется применение направленных антенн по двум причинам. Во-первых, спутник находится на большом расстоянии от наземной станции. Во-вторых, передача телеметрической информации, требуемой при большом количестве операций на орбите, повышает нагрузку на радиолинию. При выполнении малым спутником на высоте, в несколько сотен километров над поверхностью Земли одной задачи при низкой информативности ориентация спутника или применение остронаправленных антенн могут не потребоваться.

Таблица 1.2 - Ориентация малых спутников

Ориентация	Типовая точность	Преимущества	Недостатки	Пример
Неориентированный	-	Простота	ненаправленная антенна или неориентированная солнечная батарея	GLOMR
Аэродинамическая	± 10°	совмещение с вектором скорости	только для очень низких орбит	CRE
Гравитационная	± 10°	ориентация на Землю	проблемы с демпфированием	UoSat1
Пассивная магнитная	± 30°	нет активных компонентов	ограничение: совмещение с магнитным полем	OSCAR 4
Вращением (на Землю)	± 5°	ориентация на Землю на части витка	требует активного управления	OSCAR 13
Вращением	± 2°	максимальная	требует	ASTRO-A

(на Солнце)		освещенность	активного управления	

Для малых спутников обычно используется стабилизация следующих трех типов: аэродинамическая, гравитационная и магнитная.

Спутники с аэродинамической стабилизацией просты, однако такая стабилизация может быть эффективной только на очень низкой орбите. Поскольку снижение орбиты сокращает срок существования (он становится менее одного года), аэродинамическую стабилизацию следует применять только для очень дешевых систем. Гравитационно-градиентные моменты обеспечивают пассивную стабилизацию спутника, ориентированного на Землю. Такая конфигурация используется для малых спутников с целью повышения эффективности радиолинии и получения изображений земной поверхности. Стабилизация малого спутника может быть также осуществлена посредством постоянных магнитов, которые ориентируют его в магнитном поле Земли. Этот способ часто сочетается со схемой поддержания вращения с использованием давления солнечного излучения.

Поскольку большинство малых (и обычных) космических аппаратов не ориентируются на Солнце, а обеспечение ориентации панелей солнечной батареи связано с использованием дорогих и сложных устройств, малые спутники обычно имеют небольшую электрическую мощность. Однако мощность обычно не ограничивает возможности малых недорогих спутников по следующим причинам:

- предусматриваются специальные мероприятия по эффективному использованию электроэнергии,
- сеансы связи с наземной станцией при движении по низким околоземным орбитам проводятся только периодически,
- для малых спутников характерны большие значения отношения площади поверхности к объему.

Типовые меры, направленные на экономичное использование электроэнергии, включают следующее:

- применение маломощных устройств, например, комплементарных МОП-структур,
- использование цифровых компонентов, работающих на низких актовых частотах для минимизации мощности,
- формирование специальных программ работы для всех компонентов, не требующих непрерывного энергопотребления,
- применение направленных антенн наземной станции для снижения мощности бортового передатчика.
- Мощность, обеспечиваемая системами электроснабжения дешевых спутников, составляет от нескольких ватт для неориентированных спутников (например, NuSat) до 60 Вт для ориентированных на Солнце спутников, подобных спутнику ALEXIS. Абсолютное значение мощности малых спутников на низких околоземных орбитах в общем случае невелико.

Потребности полезной нагрузки в большей мощности обычно удовлетворяются путем составления соответствующей программы работы. В тех случаях, когда это невозможно, требования по энергопотреблению могут привести к повышению стоимости, обусловленному необходимостью увеличения площади панелей солнечной батареи или применения системы ориентации панелей солнечной батареи, если площадь поверхности спутника окажется недостаточной.

- Малые спутники продемонстрировали возможность обработки информации на борту при очень низкой стоимости. Несколько малых спутников стоимостью около 1 млн. долларов оснащены несколькими микропроцессорами (в базовых конструкциях 1989 года – Harris 80C86RN или радиационно-стойкие устройства V-40). При использовании статического ОЗУ спутник может иметь твердотельную память объемом 1Гбит. Для регистрации данных между сеансами связи с наземной станцией при потребляемой мощности не более 5 Вт. Спутники весом 20 кг позволяют реализовать полный диапазон бортовой обработки сигналов, в том числе сжатие информации, проверку и декодирование данных или шифрование и дешифрирование.
- На малых спутниках применяются различные телеметрические и связные системы, включая ОВЧ, УВЧ и СВЧ линии связи с частотной модуляцией и цифровой передачей (от 30 бод до 1Мбод).
- При скорости передачи до 9600 бод обычно используются ненаправленные антенны на наземных станциях и на спутниках. Небольшая наклонная дальность до спутника на низкой околоземной орбите дает возможность создавать малогабаритные наземные устройства способные передавать и принимать сообщение в цифровой форме. Направленные антенны S- или K-диапазонов могут обеспечить очень высокие скорости передачи информации. Стоимость наземных и бортовых средств зависит частично от способности проектанта минимизировать скорость передачи данных и ширину полосы радиолинии. При увеличении скорости передачи требуется применение более дорогих компонентов и новых элементов, например, следящих антенн, соответствующих большой угловой скорости движения спутников относительно наземных станций.
- Прогресс в области создания миниатюрных датчиков уже дал возможность получать изображения земной поверхности в цифровой форме с борта очень малых спутников. Высокочувствительные малогабаритные формирователи изображений обеспечивают высокое разрешение при использовании объективов с меньшим диаметром и позволяют снизить требования к параметрам систем ориентации спутников. Прогрессивные методы сжатия видеоинформации, а также повышенная плотность цифровой памяти значительно упростят задачу сбора и запоминания видеоинформации для последующей передачи на Землю. Политические организации и страны, которые понимают, что малые дешевые спутники могут обеспечить

получение высокоинформативных изображений, очевидно, приступят к созданию разведывательных спутников.

1.4 Микроспутники в формате «Cube Sat»

Многие нано- и микро- спутники основаны на формате «Cube Sat»:

- Спецификации Cube Sat были разработаны в 1999 году Калифорнийским. политехническим и Стэндфордским университетами, чтобы упростить создание сверхмалых спутников.

- Спутники имеют размер 10x10x10 см, внешний вид изображен на рисунке 1.9.

- Стандарт допускает объединение 2 или 3 стандартных кубов в составе одного спутника (обозначаются 2U и 3U и имеют размер 10x10x20 или 10x10x30 см). Один P-POD имеет размеры, достаточные для запуска трех спутников 10x10x10 см или меньшего количества, общим размером не более 3U.

- Объем 1 литр и масса не более 1,33 кг или несколько (кратно) более.

Примеры нано - и микро - спутников:

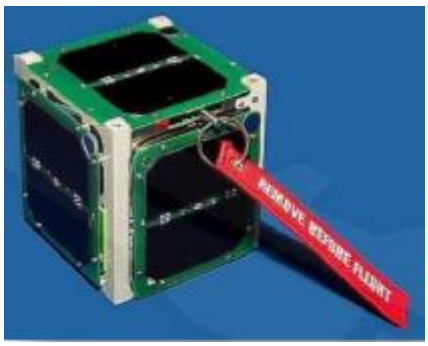


Рисунок 1.9 – Внешний научного спутника Phonesat 1.0

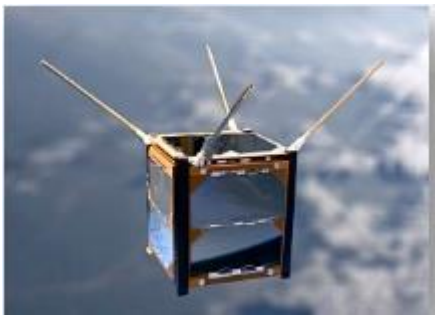


Рисунок 1.10 – Учебный ArduSat
Масса: 1 кг. Запущен: 8/2013

2. Микроспутники

2.1 Первый американский искусственный спутник Земли

Вслед за Советским Союзом, первым выведшим на орбиту Земли искусственный спутник, эстафету перехватили США. После нескольких провальных попыток американцам удалось запустить свой первый спутник в 1958 году, 1 февраля.

Перед американскими и советскими учеными была поставлена одинаковая задача – осуществить успешный запуск спутника до конца Международного Геофизического Года (то есть до декабря 1958 года). Изначально руководство США делало ставку на военных, поэтому первые попытки запуска спутника доверены были ВМС. Проект «Авангард-1» был громким и широко обсуждаемым, но попытка его запуска оказалась неудачной.

После крушения «Авангарда-1» руководство проектом было передано конструктору немецкого происхождения Вернеру фон Брауну. Разработанный его командой аппарат «Эксплорер-1» оказался намного успешнее своего предшественника.

«Эксплорер-1», его технические характеристики

Запуск нового спутника на орбиту включал несколько этапов. Специально была сконструирована новая модель ракеты «Редстоун», которая получила название «Юпитер-С». Изначально используемые для испытания боеголовок ракеты получили баки новой формы и усиленный двигатель. Обновленный мотор работал уже не на этиловом спирте, а на смеси спирта и гидразина или его производных в разных пропорциях.

Рисунок 2.1 -"Юпитер-С"

Двигатели второй и третей ступеней представляли собой неуправляемые реактивные снаряды, или ракеты, типа «Сержант»; в каждой – по 20 кг твердого топлива. На старте всю конструкцию раскручивал электромотор. Вторая ступень состояла из 11 ракет, а третья из трех. Четвертая ступень в первоначальной модели «Юпитер-С» предусмотрена не

была. Обновленная конструкция, получившая название «Юнона-1», уже имела и четвертую ступень, состоявшую всего из одной ракеты. Причем, эта ракета спутником не сбрасывалась, что внесло некоторую путаницу в подсчет показателя его массы. Без четвертой ступени «Эксплорер-1» весил всего 8 кг 300 г, что было на порядок меньше массы первого искусственного спутника Советского Союза.

После запуска на орбиту «Эксплорер-1» передавал сигналы на протяжении почти месяца, до 28 февраля. На борту спутника были установлены метеорный датчик и счетчик Гейгера. На рисунке 2.2 изображен внешний вид «Эксплорер-1». Последний зафиксировал важный факт: в перигее он показывал уровень космического излучения, равный величине, установленной другими ракетами; а вот в апогее этот показатель вообще отсутствовал. Джеймс Альфред Ван Аллен выдвинул теорию о крайне высоком уровне облучения в точке апогея, который счетчик не в силе подсчитать. В ходе дальнейших исследований он обнаружил вокруг Земли наличие радиационных поясов в виде скопления протонов солнечного ветра, попавших в магнитный пояс нашей планеты. Эти радиационные пояса получили впоследствии имя ученого.

Рисунок 2.2 - "Эксплорер-1"

Таким образом, запущенный 1 февраля 1958 года ровно в 3:48 по Гринвичу американский спутник, продержавшийся на орбите до 1970 года, не только помог США выбиться в лидеры космической гонки, но и позволил сделать несколько важных научных открытий.

2.2 Проект Колибри

Руководитель проекта «Колибри-2000» Г.М. Тамкович и директор СКБ КП ИКИ М.Б. Добриян 17 февраля утвердили разработанный главным конструктором проекта «Колибри-2000». В.Н. Ангаровым «Предварительный план-график разработки, изготовления и наземных испытаний российско-австралийского школьного исследовательского микроспутника. „Колибри-2000“», ориентированный на поставку в РКК «Энергия» 15.08.2000 г. План

график согласовали: руководитель комплекса наземных испытаний В.В. Высоцкий. Куратор проекта от РКК «Энергия» С.И. Васильев, главный инженер СКБ КП ИКИ РАН А.Н. Наумов, научный руководитель проекта «Колибри-2000» С.И. Климов и научный руководитель комплекса анализатора частиц и полей (АЧП) О.Р. Григорян. С самого начала «Колибри-2000» рассматривался как «летающий прибор», роль которого выполнял комплекс научной аппаратуры, структурная схема которого представлена на рис.16, определивший основные характеристики микроспутника.

– Основные характеристики микроспутника «Колибри-2000»
– Масса, включая: . . . .20,5 кг
– трёхкомпонентный феррозондовый магнитометр ТФМ . ….0,8 кг
– анализатор частиц и полей (АЧП) [Грачёв и др., 2002] . . . . . 2,8 кг
– магнита - гравитационная система (МГС) одноосной ориентации и стабилизации . . . . . ……...2,7 кг
– Конструкция и служебные системы . . . . . …. . . . ……..14,2 кг

Энергоёмкость 0,5 м2 солнечных панелей . . . . . 30…60 Вт
Одноосная система ориентации, не хуже . . . . . +10°
Радиоканал . . . . . 145/435 МГц

Важным фактором, способствовавшим оперативному проведению работ, было утверждённое руководителем проекта НИШ МС «Колибри-2000» Г.М. Тамковичем, согласованное заместителем руководителя проекта НИШ МС «Колибри-2000» В.В. Высоцким и на- 32 начальником ВП 5507 А.М. Коптяевым, а также главным конструктором МС «Колибри-2000» В.Н. Агаровым и научным руководителем проекта МС «Колибри-2000» С.И. Климовым «Техническое решение о по- рядке приёмки и поставке комплекса научной аппаратуры НИШ МС „Колибри-2000“», в котором было отмечено «В связи с недостаточным финансированием и сжатыми сроками разработки, изготовления и испытаний комплекса научной аппаратуры, а также автономностью работы экспериментального МС „Колибри-2000“ принимается следующее РЕШЕНИЕ: 1. Разработку, изготовление, автономные испытания комплекса научной аппаратуры вести с приёмкой отделом технического контроля (ОТК). 2. Поставку комплекса научной аппаратуры на наземные комплексные испытания в составе МС „Колибри-2000“ осуществлять под контролем ОТК».

Рисунок 2.3 - Структурная схема комплекса научной аппаратуры МС «Колибри-2000»

Важно также отметить, что 1.07.2001 г. генеральным конструктором РКК «Энергия» Ю.П. Семёновым было утверждено и военным представительством согласовано «Техническое решение по вопросу реализации проекта КОЛИБРИ в период МКС-4 и разработке программы МС», отмечающее: Рис. 13. Прогулка по Сиднею Рис. 14. Рабочая встреча с директорами школ и главой администрации Округа Варонго Сиднея Рис. 15. Обложка журнала и страница по миссии КОЛИБРИ 23

- провести работы по проекту КОЛИБРИ (запуск школьного научно-исследовательского микроспутника) в период МКС-4 с доставкой оборудования КЭ. На транспортном грузовом корабле «Прогресс-М1-7»;
- разработать долговременную научно-образовательную космическую программу школьных научно-исследовательских микроспутников (программа МС)

Как видим, история развития проекта КОЛИБРИ-2000 достаточно интересна и поучительна, в первую очередь, тем, что его формирование проводилось на инициативной основе. Параллельно с технической реализацией проекта в МОО «Микроспутник» была разработана перспективная программа, включающая пять микроспутников с различными научно-образовательными программами.

2.1 Состав и назначение проектируемого микроспутника.

2.1.1 Система телеметрического контроля

Системы телеметрического контроля (СТК) предназначены для получения информации о состоянии бортовых систем: режимах их работы, напряжениях источников питания, температуры и атмосферном давлении в отсеках и т. д. Кроме этого телеметрическая информация может содержать данные с аппаратуры спутниковой навигации и бортовое время. Данные телеметрического контроля необходимы для контроля над бортовыми системами и траекторных расчетов. Информация поступает отдатчиков, расположенных на микроспутнике. Их можно разделить на два типа;

- дискретные датчики, у которых основным конструктивным элементом являются замыкаемые или размыкаемые электрические контакты («сухой контакт»); они отображают контролируемые процессы (раскрытие солнечных батарей или бортовых антенн, включение или выключение тормозного двигателя);
- аналоговые датчики, которые измеряют физические величины путем преобразования их в электрические сигналы. Число контролируемых параметров о функционировании микроспутника может составлять несколько десятков, или даже сотен, поэтому для передачи всей информации от измерителей (датчиков) может производиться уплотнение информации (кодирование). Эта информации по телеметрической радиолинии передается на наземные приемные пункты. На приемной стороне радиолинии происходит выделение сигнала от каждого датчика (де кодирование). 45 Существуют различные способы передачи телеметрической информации. Информация о состоянии бортовой аппаратуры может передаваться непрерывно или дискретно в фиксированные промежутки времени. Во втором случае паузы между соседними отсчета ми могут заполняться сигналами от других датчиков. При передаче информации по радиолинии возникают проблемы, связанные наличием помех. Эта же проблема существует как при аналоговом, гак и при дискретном способе передачи информации. Для отделения сигнала от помехи используются различные методы. Сеансы связи с микроспутником ограничены временным интервалом. При большом объеме телеметрической информации существуют следующие способы приема и об работки телеметрической информации:
- предварительная обработка телеметрической информации бортовой аппаратурой (измерение, накопление и преобразование);
- повыше и не скорости передачи информации по каналу;
- увеличение наземных пунктов приема информации.

Телеметрическая аппаратура на этих пунктах состоит из радиоприемников, аппаратуры декодирования и регистрации сигналов, анализа и отображения информации. В зависимости от типа микроспутника могут быть различные варианты построения системы телеметрии. Как правило, система телеметрического контроля микроспутника осуществляется

с помощью БЦВМ и блока сбора телеметрической информации, входящих в состав 3системы управления.

2.2.2 Полезная нагрузка

Спутниковая фотосъёмка — фотографирование Земли или других планет с помощью спутников.
Первая фотография Земли из космоса была получена 24 октября 1946. Запущенная в США с полигона White Sands автоматическая ракета V2 вышла на суборбитальную траекторию с апогеем 105 км и сделала серию снимков Земли. Съемка производилась 35-ммкинокамерой на чёрно-белую киноплёнку.
Первая спутниковая фотография Земли была сделана 14 августа 1959 года американским спутником Explorer6, а первые фотографии Луны — советским спутником Луна-3 6 октября того же года (во время выполнения фотографирования обратной стороны Луны).
Ручную фото- и киносъемку Земли из космоса, впервые произвел советский космонавт Герман Титов (Восток-2, 6 августа 1961)
В 1977 году в рамках разведывательной программы KH-11 был сделан первый снимок, полученный в реальном времени.

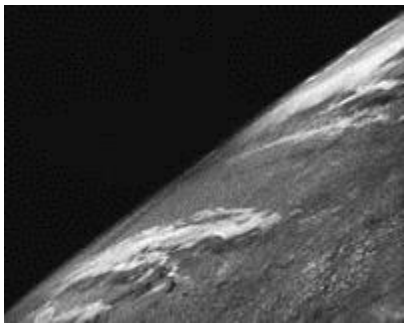


Рисунок 2.4 - Первая фотография Земли из космоса (суборбитальная ракетаV-2, 24 октября 1946, США)

Многие страны также проводят программы по спутниковой фотосъёмке (в частности, европейские страны совместно работают над проектами ERS (European Remote-Sensing Satellite) и Envisat). Также существует ряд частных компаний, выполняющих коммерческие проекты спутниковой фотосъёмки.

2.2.3 GPS навигация

Основным методом относительной навигации для низкоорбитальных миссий была и остается GPS-навигация. Элементная база её проста и не требует больших затрат. Помимо аппаратных средств – GPS-приёмников, располагающихся на каждом спутнике. Они позволяют обеспечить точность

определения относительного расстояния. Одного метра и относительной скорости до нескольких см/с. Первым примером, показавшим возможность автоматической навигации спутников в группе с использованием данных GPS, стал проект NASA Earth Observing, когда в 2000 году в дополнение к действующему на тот момент спутнику дистанционного зондирования LandSat-7 был запущен спутник EO-1 (Рис. 1.1). В результате их слаженной совместной работы были получены снимки земной поверхности с высоким разрешением.

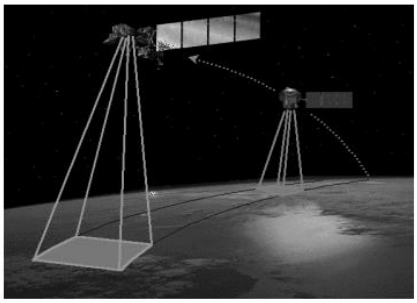


Рисунок 2.5 - Спутники EO-1 и LandSat-7

Следует также отметить, что с учётом полученного опыта спустя два года успешно был реализован проект GRACE по изучению гравитационного поля Земли. Ещё более интересным в смысле отработки алгоритмов навигации является проект SSC под названием PRISMA (Рис. 1.2). Целью запуска двух спутников Tango и Mango является тестирование алгоритмов управления, относительной навигации, отработка процессов реконфигурации и стыковки аппаратов [2], . Для навигации на довольно больших взаимных расстояниях планировалось использовать данные GPS, в то время как на близких расстояниях более высокая точность достигается непосредственным видеонаблюдением. В рамках проекта Датским техническим университетом (DTU) была разработана новая технология ASC (Advanced Stellar Compass). 5

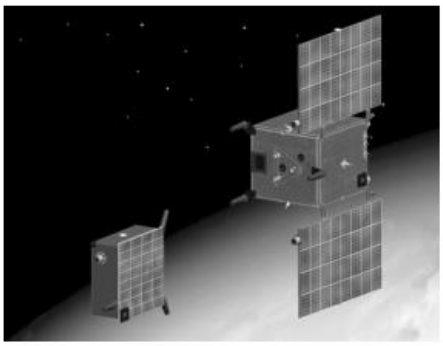


Рисунок 2.6 - Спутники Tango и Mango

2.2 Система ориентации

Подсистема контроля и управления ориентацией обеспечивает стабилизацию космического аппарата и его ориентирование в заданном направлении в процессе полета, несмотря на внешние возмущающие моменты, действующие на аппарат. Решение этих задач требует определения ориентации космического аппарата с помощью датчиков ориентации и управления ею с помощью исполнительных органов. Подсистема контроля и управления ориентацией тесно связана с другими бортовыми подсистемами космического аппарата, в особенности с двигательной установкой (см. Главу 17) и с навигационной подсистемой (см. раздел 11.7 настоящей главы). Дополнительную информацию по вопросам, связанным с контролем и управлением ориентацией космического аппарата можно найти в работах Wertz [1978], Kaplan [1976], Agrawal [1986], Hughes [1986], Griffin и French [1990], Chobotov [1991], Fortescue и Stark [1992].

Массово-инерционные характеристики космического аппарата являются основой для определения величин управляющих и возмущающих моментов. Обычно нам необходимо знать положение центра масс космического аппарата и его тензора инерции: главные и центробежные моменты инерции относительно выбранной системы координат. Также нас будет интересовать положение главных осей инерции космического аппарата, то есть тех осей, относительно которых матрица инерции является диагональной, и центробежные моменты равны нулю. Наконец, нам необходимо знать, как массово-инерционные характеристики космического аппарата изменяются с течением времени, по мере расхода компонентов топлива бортовой двигательной установки или иных расходуемых ресурсов, или при развертывании или перемещении подвижных элементов конструкции космического аппарата.

Корпус космического аппарата подвержен действию небольших по величине (порядка 10^{-4} Нм), но постоянно действующих возмущающих моментов от различных источников. Эти моменты можно разделить на переменные, изменяющиеся по близкому к синусоидальному закону. Частотой обращения космического аппарата вокруг Земли. Постоянно действующие, которые накапливаются со временем и не усредняются за период обращения. Эти моменты могут быстро изменить ориентацию космического аппарата, если не предпринять надлежащих мер противодействия. Подсистема контроля и управления ориентацией парирует эти моменты либо пассивными средствами, используя взаимодействие космического аппараты. Обладающего определенными инерционными или магнитными свойствами, с внешними физическими полями таким образом. Чтобы превратить возмущающие моменты в стабилизирующие, обеспечивающие устойчивость углового движения космического аппарата. Либо активными средствами, путем определения параметров возмущенного

движения и формирования корректирующих моментов, приложенных к корпусу космического аппарата.

Кинетический момент играет важную роль в космосе, где действующие моменты обычно невелики, а космический аппарат представляет собой свободное тело. Для тела, находящегося в начальный момент времени в покое, действие внешнего момента будет приводить к угловому движению тела с ускорением, величина которого будет пропорциональна величине действующего момента, или, иначе говоря, к нарастанию угловой скорости тела. С другой стороны, если тело в начальный момент вращалось вокруг оси, перпендикулярной к вектору действующего момента, то ось вращения тела под действием внешнего момента начнет прецессировать с постоянной угловой скоростью, пропорциональной величине внешнего момента. Следовательно, вращающееся свободное тело ведет себя подобно гироскопу, который парирует возмущающий момент, действующий вокруг двух осей, прецессируя с постоянной, а не с нарастающей, как в предыдущем случае, угловой скоростью. Это свойство вращающегося тела, называемое гироскопической устойчивостью, может быть использовано для уменьшения возмущающего действия небольших по величине переменных моментов. Это утверждение справедливо независимо от того, вращается ли все тело или только какая-либо его часть, такая как маховик или ротор электродвигателя.

Закон сохранения кинетического момента космического аппарата требует, чтобы действие внешнего возмущающего момента приводило бы к изменению кинетического момента системы. Следовательно, внешние возмущения могут быть парированы путем приложения к космическому аппарату. Внешних же управляющих моментов (например, с помощью реактивных микродвигателей или магнитных исполнительных органов), или путем перераспределения нарастающего кинетического момента системы между корпусом космического аппарата и исполнительными органами подсистемы контроля и управления ориентацией (например, маховиками) таким образом, чтобы предотвратить в течение некоторого времени потерю заданной ориентации космического аппарата. Нарастание кинетического момента системы под действием постоянно действующих возмущений должно быть, в конце концов, парировано путем приложения внешних управляющих (компенсирующих возмущения) моментов.

Зачастую, помимо парирования возмущений, подсистема контроля и управления ориентацией должна обеспечивать изменение ориентации космического аппарата (реализовывать маневры переориентации) для изменения характера наведения полезной нагрузки, солнечных батарей или антенн. Требование периодического перенацеливания может потребовать применения в составе подсистемы контроля и управления ориентацией более мощных исполнительных органов, нежели только при решении задачи парирования внешних возмущений.

Для обеспечения правильной ориентации космического аппарата необходимо использовать внешние ориентиры для определения абсолютного

(в инерциальном пространстве) углового положения аппарата. К таким ориентирам относятся Солнце, инфракрасный горизонт Земли, направление вектора индукции магнитного поля Земли в данной точке пространства и звезды. Кроме того, для кратковременного (в промежутках между внешней коррекцией) предоставления информации об инерциальной ориентации космического аппарата могут использоваться инерциальные (гироскопические) датчики. Положение внешних ориентиров (например, углы Солнца) обычно измеряется как углы между векторами с началом в центре масс космического аппарата. Такие измерения дают для каждого ориентира только два независимых параметра из трех, необходимых для определения ориентации космического аппарата. Это обстоятельство приводит к необходимости использования на борту большинства космических аппаратов нескольких датчиков различных типов.

После перехода космического аппарата в режим штатного функционирования на орбите определяющими обычно становятся требования по наведению в заданных направлениях аппаратуры полезной нагрузки. Полезная нагрузка может потребовать ориентации на Землю или в инерциальном пространстве, обеспечения неподвижного или вращающегося поля зрения. Кроме того, мы должны определить необходимость и частоту проведения маневров переориентации космического аппарата. Такие маневры могут быть необходимы для решения следующих задач:

– наведение полезной нагрузки на объекты наблюдения с целью расширения полосы обзора;
– наведение командных приборов подсистемы на небесные объекты с целью определения ориентации космического аппарата;
– слежение за стационарными или подвижными объектами;
– начальное построение заданной ориентации космического аппарата или ее восстановление после аварийных ситуаций на борту.

В большинстве случаев нам не потребуется реализация быстрых угловых разворотов космического аппарата. Однако для решения некоторых целевых задач время перенацеливания может оказаться критическим параметром. В любом случае, требования к режимам переориентации космического аппарата оказывают определяющее влияние на выбор типа и параметров исполнительных органов подсистемы контроля и управления ориентацией.

Для рассматриваемого в качестве примера космического аппарата учебного микроспутника мы предполагаем, что ракета-носитель обеспечит его выведение на рабочую орбиту, поэтому к подсистеме контроля и управления ориентацией космического аппарата не предъявляются требования управления ориентацией на участке выведения. В номинальном режиме требуется обеспечить ориентацию космического аппарата. Надир с точностью 0.1° задача определения ориентации должна решаться автономно на борту космического аппарата, обеспечивая знание углового положения аппарата относительно Земли с точностью лучше 0.1° (для обеспечения выполнения требований по управлению ориентацией) при произвольной

ориентации космического аппарата в диапазоне ±30° относительно направления в надир.

2.2.1 Система передачи данных.

Системы передачи телеметрической информации объединяют бортовую и наземную телеметрические системы. А также радиолинию космический аппарат – Земля.

Бортовая телеметрическая система обеспечивает сбор информации от различных служебных и научных датчиков, преобразует выходные сигналы этих датчиков в цифровую форму, обеспечивает хранение информации в период между сеансами связи и формирование единого цифрового потока двоичных данных.

Можно выделить три основных вида источника данных на космический аппарат:

– системы космический аппарат (электропитание, ориентации, управления, двигательная установка и др.);

– низко информативные научные приборы;

– высокоинформативные научные приборы (ТВ камеры, оптико-механические сканеры и т.п.).

Эти источники информации, как правило, используют общую бортовую систему сбора, преобразования и хранения информации и единую радиолинию космический аппарат – Земля.

На Земле с выхода телеметрической системы передачи информации сообщения поступают к разным потребителям. Данные о состоянии систем космический аппарат поступают в группу анализа ЦУП. Научная информация используется различными научными институтами. Информация от датчиков изображения используется как в интересах управления космический аппарат, так и в интересах науки.

Характеристики телеметрической системы зависят от того, какие датчики информации она обслуживает. Задачи системы передачи служебной ТМИ сводятся к передачи сообщений о состоянии систем космический аппарат, температура в отсеках космический аппарат, исполнение передаваемых функциональных и числовых команд.

Запуск каждого нового космический аппарат является началом лётно-конструкторских испытаний, так как практически все космический аппарат отличаются друг от друга по решаемым задачам и, следовательно, имеют отличие в системах космический аппарат и укомплектованы разными научными приборами.

Основным отличительным признаками системы передачи служебной ТМИ являются:

– большая избыточность передаваемых сообщений;

– невысокая точность измерения параметров;

– большое число измеряемых параметров;

– необходимость передачи данных в аварийном состоянии космический аппарат (потеря ориентации, снижение мощности передатчика и др.).
Требования минимизации массы и энергопотребления бортовой аппаратуры приводит к необходимости создания единой бортовой ТМС, которая передаёт сообщение как от датчиков состояния систем космический аппарат (служебная телеметрия), так и от научных датчиков (научная телеметрия).
ТМИ передаётся кадрами (см. рис. 3.1) [2]. Обычно каждый кадр состоит из 128 8-ми разрядных слов, в начале каждого кадра передаётся синхропосылка (СП), как правило состоящая из 4х слов. Первое слово после СП несёт в себе значение номера ТМ кадра, в которую входит номер цифрового массива (ЦМ), передаваемого в структуре ТМ кадра.

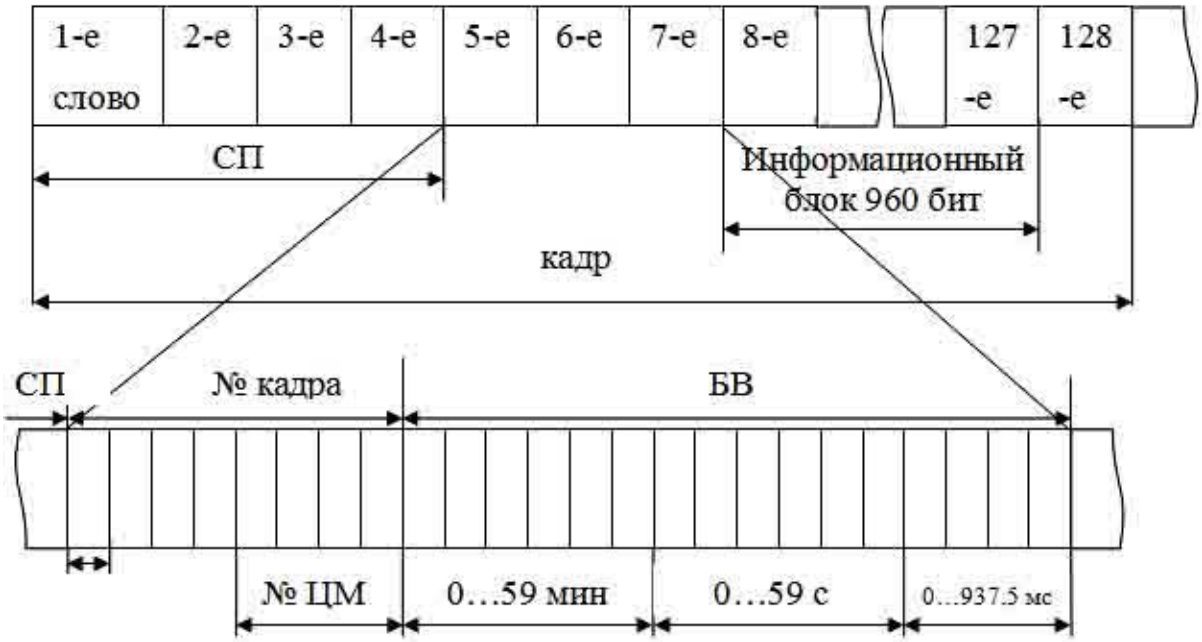


Рисунок 3.1 - Состав телеметрического кадра.

Порядок следования информационных слов в ТМ кадре однозначно определяется номером кадра. При передачи ЦМ в четырёх старших разрядах пятого слово записывается «0», шестое и седьмое слова в кадре несут информацию о бортовом времени (БВ) от 0 до 59 минут. 6 старших разрядов 6-го слова могут принимать значения от 0 до 59 минут с дискретом в 1 минуту.
2 младших разряда 6-го слова и 4 старших разряда 7-го слова могут принимать значения от 0 до 59 с дискретом в 1 с.
4 младших разряда 7-го слова могут принимать значения от 0 до 15 (0-937,5 мс) с дискретом в 62,5 мс.
С 8-го по 127-е слово передаётся ТМИ.
Последнее слово в кадре – контрольная сумма. Она получается суммирование 2-чных слов всего кадра с учётом СП без переноса бита переполнения 8-ми разрядной сетки.

ТМИ передаётся как безызбыточным кодом при малых скоростях передачи, так и после кодирования свёрточным кодом (СК) с длиной кодового ограничения К=6 и кодовой скоростью R=1/2.

При выборе перспективных методов кодирования ТМИ рассматриваются несколько возможных кодов:

– каскадный код, состоящий из свёрточного кода К=6, R=1/2 и расширенного кода Боуза-Чоудхари-Хеквенгейма (64;51;t=2);

– сверхточный код с К=9, R=1/3.

Требуемое отношение сигнал-шум на бит информации для обеспечения вероятности ошибки 10^{-5} соответственно составляет 2,2 и 1,9.

Для сравнения, отношение $E_б/N_0$ для СК с К=6, R=1/2 равно 2,8.

Полагаем, что потери при демодуляции и синхронизации кодовых символов реально не должны превышать 1 дБ. Для рекомендации одного из рассматриваемых методов кодирования учтём следующие соображения:

– наиболее помехоустойчивый из этих кодов – сверхточный с К=9, R=1,3 – пригоден в основном для программной реализации. Сложность аппаратурной реализации примерно в 8 раз больше чем для сверхточного кода с К=6, R = 1,2;

– каскадный код приходит к утроению – учетверению сложности кодирующего устройства. Сложность декодирующего устройства увеличивается незначительно. Учитывая, что энергетический выигрыш, на который разменивается сложность, составляет 1 дБ, следует иметь убедительные причины для его применения.

Бортовой комплекс ТМС (см. рис. 3.2) обеспечивает следующие режимы работы:

– передачу в реальном времени в сеансе связи;

– запоминание информации между сеансами связи;

– передачу одной части информации в реальном времени и одновременное запоминание другой части информации.

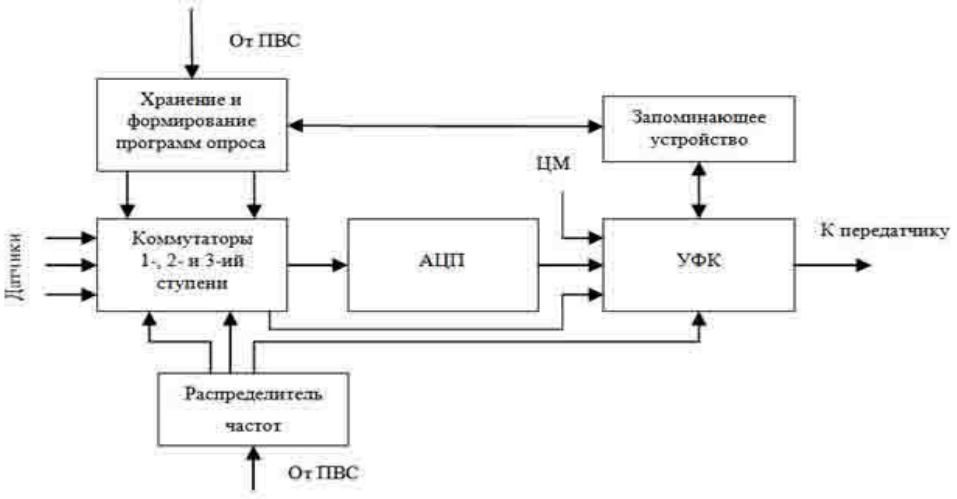


Рисунок 3.2 - Структурная схема бортового комплекса системы передачи телеметрической информации.

Сигналы от датчиков поступают на входы коммутаторов. Программа опроса датчиков находится в памяти устройства хранения и формирования. Аналоговые сигналы проходят через АЦП и в устройстве формирования кадра УФК объединяются в единый цифровой поток, который в реальном времени передаётся через радиолинию, в режиме запоминания поступает старт-стопное запоминающее устройство. Все необходимые синхросигналы бортовой комплекс получает от программно-временной системы (ПВС). Обработку цифровых сообщений и управление режимами работы системы выполняет ЭВМ, входящая в состав ТМС. Бортовой комплекс способен обрабатывать не только данные отдельных датчиков, но и цифровые массивы, при этом поступающий на вход радиолинии цифровой массив разделяется на стандартные кадры по 1024 бита. В каждом кадре имеется СП. В сеансе связи ТМИ, сначала передаётся в режиме воспроизведения с ПЗУ, а затем реального времени. Типовой сеанс связи продолжается около 30 минут. При необходимости передачи большого объёма данных сеанс может продолжаться до нескольких часов в зависимости от возможности системы электропитания космический аппарат.

Система передачи информации

Функционирование космических систем связано с использованием информации двух типов: специальной (целевой) и служебной. Целевая информация создается, передается или принимается полезной нагрузкой и является той продукцией, для получения которой разрабатывается система. В системе учебного микроспутника эта информация возникает в виде изображения в фокальной плоскости ИК-датчика полезной нагрузки, дополняется данными о географических координатах (широте и долготе), после чего основные характеристики лесного пожара передаются пожарным. Характерной особенностью целевой информации является потенциально высокая скорость ее передачи. Однако, потребность в этой информации может быть и нерегулярной. Например, система учебного микроспутника может генерировать большой объем первичной информации во время пролета спутника над лесными массивами, но потребность в таком объеме информации при пролете спутника над океанами и полярными районами резко снижается.

Обработанная целевая информация может передаваться конечному пользователю непосредственно со спутника или через специальные наземные средства. Эти обстоятельства существенным образом влияют на процесс функционирования системы. В первом случае спутник FireSat должен обрабатывать полученную полезной нагрузкой информацию и передавать данные о лесном пожаре непосредственно пожарным. Во втором случае

информация должна поступать в центр обработки, где она посредством компьютерной системы или квалифицированным персоналом (операторами) оценивается и сравнивается с предыдущими данными, в результате чего определяется местоположение и характеристики лесного пожара, и затем эти данные центр обработки передает пожарным. В обоих случаях достигаются одинаковые результаты, однако возможности, технические и стоимостные характеристики системы могут отличаться в значительной степени.

Служебная информация используется для обеспечения функционирования самой системы и содержит, например, данные о параметрах орбиты и положении спутника, температуре и степени заряженности батарей, состоянии составных частей спутника и других условиях на борту спутника. В отличие от целевой информации, которая может поступать нерегулярно и с большой скоростью, служебная информация обычно собирается непрерывно и с низким темпом. Система непрерывного контроля не требует большого объема информации. Служебная информация не передается конечному пользователю, а поступает на средства управления и контроля. Хотя целевая и служебная информация отличаются по своему назначению, во многих случаях служебная информация используется для повышения полезности целевой информации . Например, мы должны знать параметры орбиты и положение спутника для определения зоны земной поверхности, находящейся в поле зрения датчиков полезной нагрузки, и, следовательно, сможем определить местоположение пожара.

Доставка как целевой, так и служебной информации должна представлять собой процесс, связанный с управлением данными. Мы хотим получить большой объем первичной информации (часто с использованием различных датчиков), преобразовать ее в данные, необходимые потребителям, и своевременно предоставить им эти данные. Мы не знаем сначала, как лучше передавать информацию со спутника учебного микроспутника: непосредственно потребителям либо в центр обработки и анализа. Но мы знаем, что наш выбор окажет существенное влияние на эффективность функционирования системы учебного микроспутника.

Для выбора способа доставки данных следует провести оценку (сравнительный анализ) следующих основных альтернатив:

- обработка данных на борту КА или на земле (определить оптимальную степень обработки данных на борту КА, наземным центром обработки данных или средствами пользователя);
- централизованная или распределенная обработка информации (использовать компьютеры с взаимным обменом данными или один большой центральный компьютер на борту КА либо на Земле);
- уровень автономности* (степень вмешательства обслуживающего персонала для обеспечения качественного анализа данных и минимизации затрат).

Эти альтернативы находятся в тесной взаимосвязи. Так, например, автономность важна сама по себе, но также является ключевым элементом в

процессе выбора между обработкой информации на борту КА и на Земле. Если требуется вмешательство обслуживающего персонала, т.е., это не

может быть выполнено автономно), процесс должен быть реализован на Земле, так как автономное выполнение потребует создания очень большого космического аппарата. Ниже мы проведем оценку этих альтернатив после того как рассмотрим процесс доставки информации в целом. Рассмотрение вопросов доставки информации лучше всего начинать с анализа потоков данных (что должно происходить с информацией на пути от ее источника до потребителя). Для исследования потоков данных можно использовать схему, представленную на рис. 3.3 применительно к системе учебного микроспутника. Схема потоков данных позволяет представить в общих чертах задачи, которые нужно решить, даже если мы еще не понимаем, как будем решать большинство этих задач. Применительно к учебного микроспутника мы знаем, что нужно собирать определенную информацию, возможно, с использованием камеры для формирования изображений или какого-либо другого устройства. Как видно из рис, эта и 3.3 информация должна быть преобразована в цифровую форму, затем, возможно, должна быть пропущена через определенный фильтр и перенесена на карту лесных регионов. Потом мы должны интерпретировать изображение для установления наличия пожара, нанести результаты на карту и предоставить карту конечному пользователю.

Рисунок 3.3 -Состав целевой и служебной информации

Значение схемы потоков данных состоит в том, что она позволяет представить, что должно быть выполнено для обеспечения

функционирования системы. Применительно к спутнику учебного микроспутника, данные полезной нагрузки (целевую информацию) нужно комбинировать с информацией о параметрах орбиты и ориентации спутника для обеспечения возможности работы системы в реальном масштабе времени. Однако, самым трудным этапом, вероятно, будет интерпретация и анализ изображений. Может ли автоматизированная система быстро. Схема потоков данных очень полезна для определения и анализа этих важных вопросов. Передача данных, собранных полезной нагрузкой учебного спутника.

Бортовое программное обеспечение всегда намного дороже наземного. Поэтому обработка информации на Земле обычно обходится дешевле обработки на борту КА. Мы считаем, что в будущем эти обстоятельства изменятся, и стоимость программного обеспечения не будет основным элементом при сравнительном анализе бортовой и наземной обработки данных. Стоимость программного обеспечения в большей степени зависит от того, что должно быть сделано и какой должна быть надежность, чем от того, где оно будет выполняться.

Модуляцию промежуточной частоты цифровым потоком командно-программной информации, затем – модуляцию несущей частоты линии «вверх» промежуточной частотой, сформировав, таким образом композитный высокочастотный сигнал. Этот сигнал поступает на вход подсистемы связи через антенну. Через блок частотной развязки сигнал поступает на высокочастотный переключатель, который обеспечивает подключение приемника А или В к антенне А или В в любой комбинации. Далее сигнал попадает на фильтр нижних частот, который подавляет нежелательные гармоники сигнала передатчика подсистемы связи и колебания частоты, которые могут выходить за пределы полосы подавления блока частотной развязки. Затем сигнал поступает на вход приемника, где осуществляется его демодуляция. Выделенный из высокочастотного сигнала цифровой поток командно-программной информации передается с выхода приемника на подсистему управления и обработки данных.

На рисунке 3.4 приведена структурная схема типичного ретранслятора (приемо-передатчика) подсистемы связи. Композитный сигнал радиолинии «вверх» поступает на вход приемника, где в результате демодуляции несущей и промежуточной частот выделяется поток данных командно-программной информации. Этот поток поступает на дешифратор команд, проверяется на достоверность и передается вместе с сигналом захвата приемника в подсистему управления и обработки данных космического аппарата.

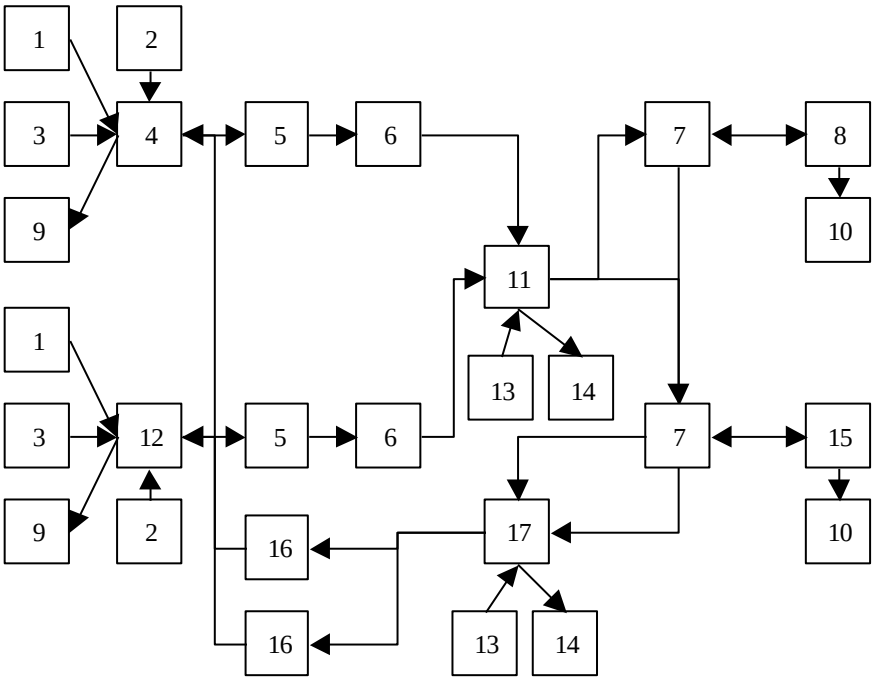


Рисунок 3.4 - Структурная схема типовой подсистемы связи

1 – цифровой поток целевой информации от накопителя информации (режим воспроизведения); 2 – напряжение первичного электропитания приемо-передатчика А; 3 – цифровой поток служебной телеметрической информации от подсистемы управления и обработки данных; 4 – приемо-передатчик (ретранслятор) А; 5 – фильтр нижних частот канала передачи информации; 6 – полосовой режекторный фильтр канала передачи информации; 7 – блок частотной развязки; 8 – приемо-передающая антенна А; 9 – цифровой поток командно-программной информации на подсистему управления и обработки данных; 10 – сигналы управления приводом направленной антенны от подсистемы наведения, навигации и управления космического аппарата; 11 – высокочастотный двухпозиционный двухходовый переключатель канала передачи информации; 12 – приемо-передатчик (ретранслятор) В; 13 – команды управления высокочастотным переключателем от подсистемы управления и обработки данных; 14 – служебная телеметрическая информация высокочастотного переключателя на подсистему управления и обработки данных; 15 – приемо-передающая антенна В; 16 – фильтр нижних частот канала приема информации; 17 – высокочастотный двухпозиционный двухходовый переключатель канала приема информации.

Телеметрическая информация о состоянии и функционировании бортового оборудования космического аппарата (служебная телеметрическая информация) и целевая информация от аппаратуры полезной нагрузки поступают на устройство подготовки информации к передаче. Это устройство обеспечивает модулирование промежуточных частот (если они используются) телеметрической и целевой информацией, затем модулированные промежуточные частоты поступают передатчик, где используются для модуляции несущей частоты. Если приемо-передатчик

(ретранслятор) подсистемы связи работает в двухстороннем когерентном режиме, то несущая частота радиолинии «вниз» формируется из опорной частоты управляемого напряжением задающего генератора приемника. Полученный в результате композитный сигнал радиолинии «вниз» передается через антенну на наземную станцию для обработки.

Что касается сигналов измерения дальности, то дальномерные кодовые посылки или сигналы тональной частоты выделяются приемником из поступающего с антенны на его вход радиосигнала линии «вверх». Затем выделенные псевдослучайные шумоподобные кодовые посылки или сигналы тональной частоты поступают передатчик, где используются для модулирования несущей частоты радиосигнала линии «вниз», усиливаются по мощности и поступают на антенну для передачи на наземную станцию.

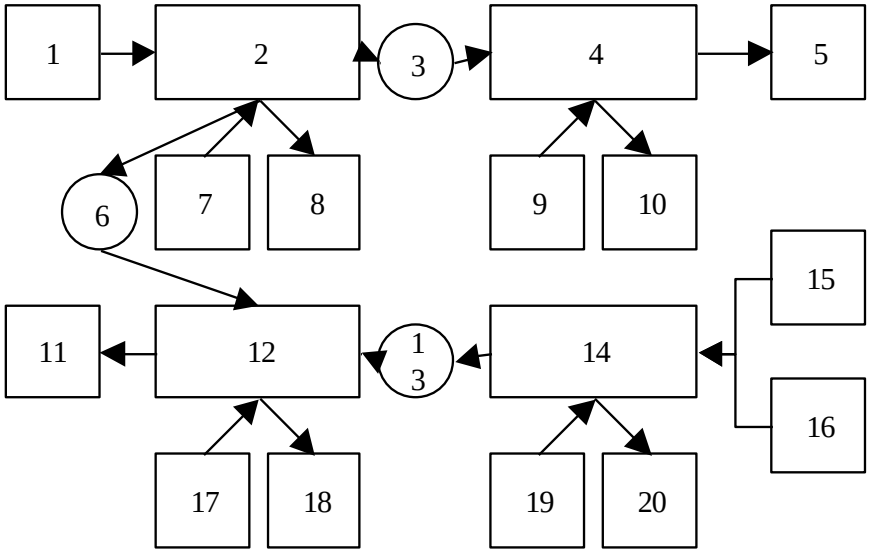


Рисунок 3.5 - Структурная схема типового приемо-передатчика подсистемы связи

1 – композитный (несущая и промежуточные частоты) высокочастотный радиосигнал линии «вверх» от антенны; 2 – приемник; 3 – сигнал промежуточной частоты, модулированной цифровым потоком командно-программной информации; 4 – дешифратор команд; 5 – цифровой поток командно-программной информации на подсистему управления и обработки данных космического аппарата; 6 – когерентная передача сигналов измерения дальности; 7 – команды управления приемником;8 – телеметрическая информация о состоянии и функционировании приемника; 9 – команды управления дешифратором команд; 10 – телеметрическая информация о состоянии и функционировании дешифратора команд; 11 – композитный (несущая и промежуточные частоты) высокочастотный радиосигнал линии «вниз» на антенну; 12 – передатчик; 13 – сигнал промежуточной частоты, модулированной цифровым потоком телеметрической и целевой информации; 14 – устройство подготовки

телеметрической и целевой информации к передаче; 15 – цифровая телеметрическая информация о состоянии и функционировании бортового оборудования космического аппарата (служебная телеметрическая информация) от подсистемы управления и обработки данных; 16 – цифровая целевая информация от аппаратуры полезной нагрузки космического аппарата; 17 – команды управления передатчиком; 18 – телеметрическая информация о состоянии и функционировании передатчика; 19 – команды управления устройством подготовки телеметрической и целевой информации к передаче; 20 – телеметрическая информация о состоянии и функционировании устройства подготовки телеметрической и целевой информации к передаче.

Для типичного космического аппарата с трехосной системой стабилизации малонаправленные антенны. Подсистемы связи размещаются на верхней и нижней (относительно Земли при номинальной ориентации) сторонах корпуса космического аппарата. Мы размещаем все антенны радиолиний связи с Землей таким образом, чтобы обеспечить им беспрепятственный обзор Земли, а антенны радиолиний межспутниковой связи таким образом, чтобы обеспечить им беспрепятственный обзор спутника-ретранслятора. Традиционно электронное оборудование подсистемы связи размещается как можно ближе к антеннам. Если мы используем остронаправленную антенну, помещенную в карданный подвес, то мы должны быть уверены в том, что ни корпус космического аппарата, ни присоединенные к корпусу элементы конструкции (такие, как панели солнечной батареи), не будут попадать в зону радиообзора антенны при любых допустимых угловых положениях привода.

Космические аппараты, стабилизированные вращением, обычно имеют цилиндрическую форму и, как правило, содержат в своем составе стабилизированную платформу. За исключением разнообразных малонаправленных антенн, остальные антенны должны размещаться именно на стабилизированной платформе. Часто высокочастотная часть и остальное электронное оборудование подсистемы связи также размещается на стабилизированной платформе, что позволяет избежать проблем, связанных с передачей высокочастотных сигналов через вращающийся подвес платформы.

С точки зрения организации радиосвязи космические аппараты, выводимые на низкие околоземные или на геостационарные орбиты, не имеют принципиальных отличий. Основным же отличием является потери на трассе распространения радиосигналов из-за различной дальности связи, то есть расстояния, проходимого сигналами. Эти потери мы можем компенсировать либо повышением коэффициента усиления антенны, либо увеличением выходной мощности передатчика. Интересным частным случаем является такая организация радиосвязи, когда диаграмма направленности антенны должна обеспечивать покрытие только определенного участка поверхности Земли. По мере увеличения высоты

орбиты космического аппарата уменьшается ширина диаграммы направленности антенны, необходимая для покрытия заданного участка поверхности Земли. Повышение коэффициента усиления антенны, обусловленное уменьшением ширины ее диаграммы направленности, компенсирует потери на трассе распространения радиосигналов по обратно-квадратичному закону. В этом случае с увеличением высоты орбиты можно избежать необходимости повышения мощности передатчика.

В таблице 11-24 обобщаются пять различных подходов к применению подсистемы связи. Для каждого из этих случаев в таблице приведены диапазоны частот, модуляция сигналов и основные характеристики антенн.

Таблица 11-24 Характеристики основных типов подсистем связи

В таблице приведены основные характеристики двух подсистем связи «Земля-Космос-Земля» и трех подсистем межспутниковой связи. Каждая система может использовать различные схемы модуляции радиосигнала. Характеристики антенн для подсистем связи «Земля-Космос-Земля» охватывают антенны двух типов – направленная антенна для штатного (ориентированного) режима полета космического аппарата и малонаправленная антенна с полусферической диаграммой направленности для аварийного (неориентированного) режима полета.

Таблица 1.3 – Характеристики антенн для подсистем связи

Область применения	Частоты		Модуляция		Характеристики антенн	Комментарии
	Линия «вверх»	Линия «вниз»	Линия «вверх»	Линия «вниз»		
Подсистема связи «Земля-Космос-Земля»	S-диапазон 1.75…1.85 ГГц	S-диапазон 2.20…2.30 ГГц	ЧКМ АМ ФМ	ИКМ ФМ ЧМ	Направленная антенна;* малонаправленная антенна	Стандарт SGLS, см. TOR-0059, переиздание H
Сеть слежения и передачи данных «Земля-Космос-Земля»	S-диапазон 2.02…2.12 ГГц	S-диапазон 2.20…2.30 ГГц	ИКМ ФКМ ЧКМ	ИКМ ФКМ ФМ	Направленная антенна;* малонаправленная антенна	Стандарт GSTDN стандарт JPL-DSN (см. JPL-DSN-810-5, версия D)

Область применения	Частоты		Модуляция		Характеристики антенн	Комментарии
	Линия «вверх»	Линия «вниз»	Линия «вверх»	Линия «вниз»		
Межспутниковая связь в пределах орбитальной группировки	W-диапазон 60 ГГц	W-диапазон 60 ГГц	Любая	Любая	Остронаправленная, обычная ширина диаграммы 0.1°	Модуляция, кодирование и шифрование – по требованию
Связь со спутником-ретранслятором системы TDRSS	S-диапазон K-диапазон	S-диапазон K-диапазон	КФКМ Расширение спектра	КФКМ Расширение спектра	Остронаправленная	Стандарт пользователя системы TDRSS
Подсистема оптической связи	От инфракрасного до ультрафиолетового	От инфракрасного до ультрафиолетового	ФИМ / ФКМ	ФИМ / ФКМ	Остронаправленная	Частотный диапазон зависит от применяемого оборудования подсистемы связи

Ширина диаграммы направленности направленной антенны обеспечивает обзор всей поверхности Земли (определяется угловым размером Земли с высоты полета данного космического аппарата)

Условные обозначения:

ЧКМ – частотно-кодовая манипуляция;

АМ – амплитудная модуляция;

ФМ – фазовая модуляция;

ИКМ – импульсно-кодовая модуляция;

ФКМ – фазово-кодовая манипуляция;

КФКМ – квадратурная фазово-кодовая манипуляция;

ФИМ – фазоимпульсная модуляция.

В таблице 1.4 приведены подробные технические характеристики – масса оборудования, потребляемая мощность, габаритные размеры блоков –

трех типовых подсистем связи: подсистемы S-диапазона, совместимой с системой спутников-ретрансляторов TDRSS, типовой подсистемы X-диапазона и типовой подсистемы Ku-диапазона. Информация в таблицах 1.3 и 1.4 подобрана на основе спецификаций, публикуемых изготовителями бортового коммуникационного оборудования, и обобщает сегодняшний уровень развития технология бортовых подсистем связи космических аппаратов.

Технические характеристики типовых подсистем связи
В составе каждой из представленных в таблице подсистем используется два приемо-передатчика (ретранслятора) для обеспечения резервирования и две малонаправленные антенны с полусферической диаграммой направленности, обеспечивающие полный обзор. Применение подсистемы связи Ku-диапазона предполагает одновременное наличие на борту космического аппарата подсистемы связи S-диапазона, которая используется в случае потери аппаратом штатной ориентации.

Таблица 1.4 – Технические характеристики типовых подсистем связи

Компонент	К-во	Масса (кг)		Мощность, Вт	Габаритные размеры, см	Комментарии
		Единицы	Всего			
Типовая подсистема связи X-диапазона						
Ретранслятор Приемник Передатчик	2	4.75	9.50	 10.4 35.0	14×30×9	Типовой ретранслятор X-диапазона: выходная мощность 1 Вт, твердотельный усилитель мощности
Фильтры, переключатели, дилексеры и т.д.	1	1.5	1.5	0.0	10×22×4	Моноблок
Антенны	2	0.25	0.5	0.0	∅8×4	
Малонаправленная	1 1	9.2 1.4	9.2 1.4	0.0 0.0	∅150×70 длина 200	Волновод круглого сечения
Параболическая			22.1	45.4		Усиление 40 дБи*
Волноводные тракты						WR112
Всего						
Типовая подсистема связи S-диапазона						
Ретранслятор	2	6.87	13.7		14×33×14	Ретранслятор

Компонент	К-во	Масса (кг)		Мощность, Вт	Габаритные размеры, см	Комментарии
		Единицы	Всего			
Приемник Передатчик Фильтры, переключатели, диплексеры и т.д. Антенны Малонаправленная Параболическая Турникетная Коаксиальные кабели Всего	 1 2 1 1 1	 2.0 0.4 9.2 2.3 0.5	4 2.0 0.8 9.2 2.3 0.5 28.54	17.5 45.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 62.5	 15×30×6 ∅9.5×13 ∅150×70 ∅10×15 ∅1.2×150	второго поколения: выходная мощность 5 Вт, твердотельный усилитель мощности Моноблок Волновод круглого сечения Усиление 28 дБи* Объемный резонатор Один комплект
Типовая подсистема связи Ku-диапазона						
Ретранслятор Приемник Передатчик Фильтры, переключатели, диплексеры и т.д. Антенны Направленная Параболическая Волноводные тракты	2 1 2 1 1	4.45 1.2 0.5 2.0 0.7	8.90 1.2 0.5 2.0 0.7 13.3	 4.3 20.0 0.0 0.0 0.0 0.0 24.3	17×34×9 8×19×4 ∅4×2 ∅60×22 длина 125	Типовой ретранслятор Ku-диапазона: выходная мощность 0.5 Вт, твердотельный усилитель мощности Моноблок Рупорная, обзор всей Земли Межспутниковая WR112

Компонент	К-во	Масса (кг)		Мощность, Вт	Габаритные размеры, см	Комментарии
		Единицы	Всего			
Всего						

дБи – коэффициент усиления антенны по отношению к изотропному излучателю, выраженный в децибелах.

3. Критерии выбора архитектуры системы связи

Конкретные пользователи будут назначать различные приоритеты критериям выбора варианта архитектуры системы связи. Например, коммерческая компания попытается снизить стоимость и риск создания системы связи, тогда как для военных наивысшим приоритетом может быть живучесть системы. Ниже рассмотрены основные факторы, которые оказывают влияние на критерии выбора варианты архитектуры системы связи.

3.3.1 Орбита космического аппарата.

Параметры орбиты космического аппарата определяют, как долго он будет находиться в зоне видимости наземной станции, а также определяют потенциальную необходимость использования линий межспутниковой связи. Высота полета космического аппарата определяет покрытие поверхности Земли, а параметры его орбиты в целом – задержки между последовательными прохождениями космического аппарата через зону видимости конкретной наземной станции. Параметры орбиты космического аппарата определяют также количество аппаратов в системе, необходимое для выполнения заданных требований по непрерывности покрытия поверхности Земли Мощность передатчика и размеры антенны зависят от дальности от космического аппарата до наземной станции (подробнее этот вопрос рассмотрен в разделе 13.3 настоящей главы). Продолжительность нахождения космического аппарата в зоне видимости наземной станции определяет сложность алгоритмов вхождения в связь и управления полетом космического аппарата.

3.3.2 Спектр радиочастот.

Выбор несущей частоты радиосигнала влияет на требования к мощности передатчиков космического аппарата и наземной станции, геометрические размеры и ширину диаграммы направленности антенны и на требования по точности стабилизации космического аппарата. В свою очередь, эти факторы оказывают влияние на размеры, сложность и стоимость космического аппарата. Несущая частота сигнала влияет также на запас

мощности передатчика, необходимый для компенсации затухания радиоволн в дожде (подробнее этот вопрос рассмотрен в разделе 13.3 настоящей главы). Наконец, необходимо подать частотную заявку и получить разрешение на использование частоты от регулирующих органов, таких как Международный союз телекоммуникаций, Федеральная комиссия связи США или Межотраслевой консультативный комитет по радиосвязи Министерства обороны США. Эти же организации ведают распределением точек стояния космических аппаратов на геостационарной орбите.

3.3.3 Коэффициент занятости.

Доля времени, необходимая для эксплуатации канала связи с космическим аппаратом, носит название коэффициента занятости (англ. duty factor). Величина этого коэффициента зависит от характера космического проекта и параметров орбиты космического аппарата. Небольшая величина коэффициента занятости позволяет использовать одну наземную станцию для обслуживания более чем одного космического аппарата (такая практика является обычно для наземных станций телеметрического контроля и командного управления). Альтернативным вариантом является разделение несколькими пользователями одного канала связи с космическим аппаратом.

3.3.4 Доступность канала связи.

Доступность канала связи (англ. link availability) является отношением времени, в течение которого канал связи доступен для пользователя, к общему времени работы канала. Величина доступности зависит от надежности используемого оборудования, наличие резервного оборудования, времени, необходимого для восстановления работоспособности оборудования после отказа, величины перерывов в работе канала из-за неблагоприятных метеорологических условий в районе расположения наземной станции (например, дождя), и от наличия альтернативных линий связи. Типовые значения коэффициента доступности канала связи находятся в диапазоне от 0.99 до 0.9999, причем большее значение характерно для коммерческих сетей телефонной связи.

3.3.5 Время доступа к каналу связи.

Максимально допустимое время доступа к каналу связи (англ. link access time), или время ожидания пользователей перед получением доступа к их каналам, зависит от характера космического проекта. Например, обычно мы требуем доступа к каналам голосовой связи в течение нескольких секунд. Метеорологические данные необходимы менее, чем через час, чтобы их можно было использовать для решения задач прогноза погоды. С другой стороны, данные о рентгеновском излучении в космическом пространстве,

собираемые научным космическим аппаратом, могут быть запомнены на его борту и переданы на Землю позднее. Каналы траекторных измерений, телеметрического контроля и командного управления часто должны быть доступны в режиме, близком к реальному времени, особенно если задача управления требует немедленной реакции оператора наземной станции, управляющего полетом космического аппарата. Время доступа к каналу связи существенно зависит от выбранных параметров орбиты космического аппарата, которые определяют время его нахождения в зоне видимости наземной станции. Отметьте, что режим реального времени невозможен для проектов межпланетных космических аппаратов, поскольку время распространения радиоволн на таких расстояниях исчисляется минутами или даже часами.

3.3.6 Угрозы.

На проект системы связи могут оказывать влияние различные потенциальные угрозы. Например, при проектировании систем военной спутниковой связи выбор несущей частоты, антенны, вида модуляции и энергетического запаса канала связи должен учитывать требования устойчивости к радиопротиводействию. В то же время высотный ядерный взрыв может внести возмущения в процесс распространения радиосигналов. Физическая угроза космическому аппарату может потребовать использования в системе нескольких аппаратов или повышения защищенности его конструкции (эти вопросы более подробно рассматриваются в Главе 8). Физическая угроза наземной станции может потребовать введения в состав системы связи спутника-ретранслятора и межспутниковых линий связи, что позволит переместить наземную станцию на безопасную территорию.

В рассматриваемом примере космического проекта учебного микроспутника предусмотрено использование низкоорбитальных космических аппаратов с ограниченной зоной обслуживания каждого из них. Если расположить наземную станцию вблизи лесистой местности, подлежащей контролю со стороны системы микроспутника, то это позволит отказаться от вариантов архитектуры с промежуточным хранением информации или с использованием межспутниковых линий связи. В этом случае архитектура системы связи сведется к проведению сеансов связи с единственным космическим аппаратом во время нахождения его в зоне видимости наземной станции. Для каждого района поверхности Земли, подлежащего контролю со стороны системы учебного микроспутника, необходима отдельная наземная станция.

3.3.7 Скорость передачи данных

При проектировании архитектуры системы связи для космической программы мы должны, задать ряд вопросов: какая информация будет передаваться через наши каналы связи? Насколько высокой должна быть скорость передачи? Имея при этом в виду, что большая скорость передачи данных означает большую стоимость системы связи, мы должны решить, как мы будем передавать информацию пользователю.

Первые каналы спутниковой связи использовали методы аналоговой модуляции для наложения информации на несущую частоту с целью последующей передачи по каналу. Однако, начиная с 1980 года, большинство каналов связи космических аппаратов с наземными станциями стали использовать методы цифровой модуляции. Для создания цифровой системы связи мы должны, прежде всего, дискретизировать амплитуду аналогового сигнала со скоростью выборки, по крайней мере, вдвое более высокой, чем максимальная частота спектра передаваемого сигнала, fm. В 1928 году Найквист* показал, что при выполнении указанного требования мы теоретически сможем восстановить исходный аналоговый сигнал из дискретных отсчетов (подробнее теория дискретизации изложена в разделе 2.4 работы Sklar [1988]). Например, нормальный человеческий голос занимает полосу частот около 3.5 кГц. Следовательно, для его воспроизведения в цифровой форме скорость выборки должна составлять, по крайней мере, 7000 отсчетов в секунду. Однако практический опыт показывает, что наличие ряда ограничений, например, по реализуемости фильтров, требует, чтобы частота выборки была, по крайней мере, в 2.2 раза выше, чем частота исходного сигнала.

На основании уравнения 13-1 мы можем сделать вывод о том, что наш голосовой сигнал должен быть дискретизирован с частотой выборки, равной 7.7 тысяч отсчетов в секунду. Фактически скорость выборки в цифровых коммерческих системах голосовой связи составляет 8 тысяч отсчетов в секунду. Другим примером является частота выборки при записи аудио компакт-дисков, равная 44.1 тысяч отсчетов в секунду – примерно в 2.2 раза выше чем максимальная частота источника сигнала, требуемая любителями высококачественной музыки.

Затем амплитуда аналогового сигнала преобразовывается в цифровое слово (англ. digitized word), представляющее собой последовательность двоичных разрядов (англ. bits). Процесс работы аналого-цифрового преобразователя (англ. analog-to-digital converter) наглядно иллюстрируется рисунком 13-4: каждый из восьми уровней, на которые развита амплитуда аналогового сигнала, равная 8 В, преобразовывается в цифровое слово длиной в три бита. Например, амплитуда 6.3 вольта преобразовано в цифровое слово 110. На приемной стороне канала связи цифро-аналоговый преобразователь (англ. digital-to-analog converter) преобразует это слово в соответствии со следующим алгоритмом: 22 + 21 + 20 + 0.5 = 6.5 В, то есть погрешность дискретизации в данном примере составляет 6.5 – 6.3 = 0.2 В. Погрешность

дискретизации может быть уменьшена путем увеличения разрядности цифрового слова.

Аналого-цифрового преобразователь разбивает полный диапазон амплитуды входного отсчета на M уровней квантования, где M = 2n, а n – количество бит для кодирования отсчета. Предполагая равномерное распределение уровней квантования, получаем, что погрешность дискретизации равна □0.5 □V, где □V – величина шага квантования (англ. quantization step size), равная отношению Vpp / M = Vpp / 2n, где Vpp – полный диапазон изменения напряжения входного сигнала.

Можно показать, что среднеквадратичное значение шумовой мощности, обусловленное дискретизацией, равно □V2 / 12. Отношение сигнала к мощности шума квантования (англ. signal-to-quantization noise power ratio) равно (M2 –1), или, приближенно, M2 или 22n*, предполагая равномерное распределение амплитуды входного сигнала в пределах полного диапазона изменения напряжения входного сигнала. Требуемое количество бит для кодирования отсчета в зависимости от максимальной погрешности дискретизации и отношения сигнала к мощности шума квантования приведено в таблице 13-4.

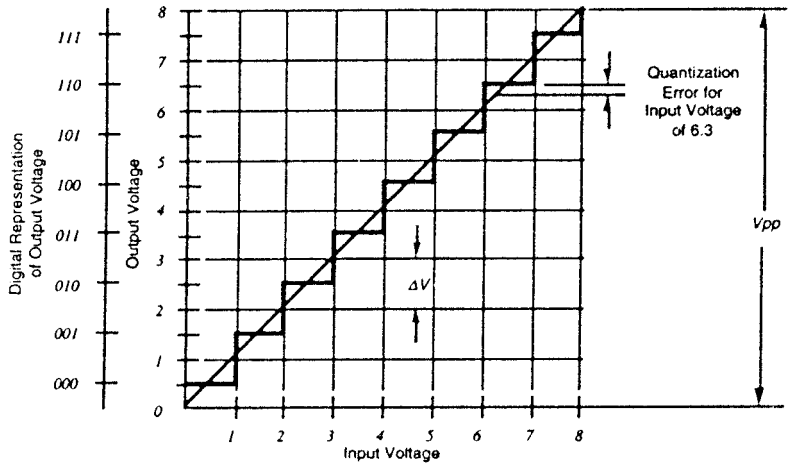


Рисунок 4.1 - Пример аналого-цифрового преобразования для восьми уровней квантования (длина цифрового слова – 3 двоичных разряда)

По оси абсцисс отложено входное напряжение в вольтах, по правой оси ординат – выходное напряжение в вольтах, по левой оси ординат – цифровое представление выходного напряжения. Подписи на рисунке: 1 – величина шага квантования; 2 – погрешность дискретизации для входного напряжения 6.3 В; 3 – диапазон изменения напряжения входного сигнала.

Требуемое количество бит для кодирования отсчета

Требуемое количество бит для кодирования отсчета зависит от допустимой максимальной погрешности дискретизации и допустимого отношения мощности сигнала к мощности шума квантования

Таблица 1.5 – Количество бит для кодирования

Количество бит для кодирования отсчета	Максимальная погрешность дискретизации, %	Отношение мощности сигнала к мощности шума квантования, дБ*
3	6,25	18
4	3,13	24
5	1,56	30
6	0,79	36
7	0,39	42
8	0,20	48
9	0,10	54
10	0,05	60
11	0,02	66
12	0,01	72

Влияние шумов квантования может быть уменьшено путем изменения величины шагов квантования без изменения их общего количества таким образом, чтобы более слабому сигналу соответствовал меньший шаг квантования. Для заданного количества уровней квантования допустимо более грубое квантование в окрестности максимума амплитуды сигнала, где увеличение погрешности дискретизации по абсолютной величине является допустимым, поскольку она будет невелика по сравнению с большей амплитудой сигнала. Такая технология обычно используется при передаче голоса, где форма речевого сигнала сжимается в передатчике перед оцифровкой, и развертывается в приемнике. Объединить вместе, компрессор и расширитель сигнала носят название компандер, или усилитель-компрессор (англ. compandor).

Количество бит для кодирования отсчета зависит от требований космического проекта. Например, Лаборатория реактивного движения НАСА обычно использует для оцифровки изображений, получаемых бортовой сканирующей аппаратурой, 256 градаций серого (иными словами, разрядность цифрового слова равна 8 бит), тогда как для передачи черно-белого мало строчного телевизионного изображения обычно достаточно разрядности цифрового слова, равной 5 бит. Длина цифрового слова выбирается в зависимости от точности, необходимой для решения конкретной прикладной задачи. Например, нам не требуется высокая точность при передаче данных о температуре бортового оборудования космического аппарата, тогда как передача данных орбитальных научных экспериментов и измерений может потребовать применения высокоточного канала связи, соответствующая точности измерительной аппаратуры полезной нагрузки.

Скорость передачи данных (англ. data rate) равняется произведению количество отсчетов в секунду на количество бит, используемых для оцифровки одного отсчета, или количеству бит, подлежащих передаче за

одну секунду, и измеряется в бит/с (англ. bps). Таким образом, передача оцифрованной речи в коммерческих телефонных сетях требует скорости передачи данных, равной произведению 8000 отсчетов в секунду на 8 бит на отсчет, или 64 Кбит/с. Другие примеры скоростей передачи данных в различных приложениях приведены в таблице 1.6.

Скорость передачи данных, необходимая для передачи различной аналоговой информации через цифровые каналы связи

Скорость передачи оцифрованной, или преобразованной с использованием кодово-импульсной модуляции (англ. pulse code modulation), речи может быть уменьшена путем передачи только изменений амплитуды исходного сигнала между последовательными отсчетами. Эта технология носит название «дельта-модуляция».

Таблица 1.6 - Скорость передачи данных, необходимая для передачи различной аналоговой информации через цифровые каналы связи

Вид аналоговой информации	Максимальная частота исходного сигнала, Гц	Частота дискретизации, отсчет/с	Количество бит для кодирования одного отсчета	Скорость передачи данных, бит/с
Голос (кодово-импульсная модуляция)	3600	8000	7	64 к*
Голос (дельта-модуляция)	3600	8000	6	56 к*
24 голосовых канала через мультиплексор типа DS1	–	–	–	1544 М
Первый видеотелефон	900 к	2 М	3	6 М
Цветное телевидение (коммерческое качество)	4 М	8.8 М	5	44 М
Цветное телевидение (студийное качество)	4.2 М	9.25 М	10	92.5 М

Цифровые технологии связи используются вместо аналоговых по целому ряду причин. Во-первых, с помощью цифровых сигналов может быть обеспечена более высокая точность передачи данных, поскольку такие сигналы менее восприимчивы к искажениям и помехам. Во-вторых,

цифровые сигналы могут быть легко восстановлены, поскольку шумы и возмущения не накапливаются в процессе передачи по каналам связи. В третьих, цифровые каналы связи могут обеспечить исключительно низкий уровень коэффициента ошибок и высокую точность воспроизведения исходного сигнала благодаря применению алгоритмов обнаружения и коррекции ошибок. Кроме того, несколько потоков цифровых сигналов могут быть легко мультиплексированы и преобразованы в единый битовый последовательный поток, используемый для модуляции одной несущей частоты. Другими преимуществами цифровых каналов связи является простота обеспечения защиты передаваемой через них информации, возможность реализации каналов с использованием миниатюрного, без дрейфа нуля и с малой потребляемой мощностью, оборудования, включая микропроцессоры, цифровые коммутаторы и микросхемы с высокой степенью интеграции. В настоящей главе мы будем рассматривать только цифровые системы связи.

После краткого введения в цифровые технологии связи мы можем перейти к рассмотрению требований по скорости передачи данных для рассмотренных в предыдущем разделе трех основных типов архитектуры системы связи, различающихся по функциональному назначению системы: траекторные измерения, телеметрический контроль и командное управление; сбор информации; ретрансляция данных.

4. Расчет энергетических характеристик радиолинии

Цель и задача энергетического расчета радиолинии КА-ЗС состоит в обоснованном выборе (расчете) энергетических параметров приемной аппаратуры на борту космического аппарата: коэффициента шума приемника, коэффициента усиления антенны и потерь в антенно-фидерном тракте, удовлетворяющих заданной достоверности и надежности работы системы.

Решение поставленной задачи осуществляется в соответствие со следующим алгоритмом:

- определение дальности между космическим аппаратом и приемной антенной ЗС;
- расчёт ослабления радиосигнала спутниковой линии;
- расчёт энергетических параметров приёмного устройства.

Рассчитаем длину волны λ, м по формуле:

$$\lambda = \frac{c}{f} \qquad (4.1)$$

где c – скорость света в вакууме, м/с;

f – частота работы передатчика ИСЗ, Гц.

Длина волны для частоты 425 МГц:

$$\lambda = \frac{3 \cdot 10^8}{425 \cdot 10^6} = 7{,}058 \ \ м$$

Длина волны для частоты 445 МГц:

$$\lambda = \frac{3 \cdot 10^8}{445 \cdot 10^6} = 6{,}741 \ \ м$$

4.1 Определение дальности между космическим аппаратом и приемной антенной ЗС.

При расчете энергетических параметров спутниковой линии рассмотрим два случая, при:

- d_1 - дальность между околозенитным космическим аппаратом и приемной антенной, где угол места α = 90°;
- d_2 - дальность между пригоризонтным космическим аппаратом и приемной антенной, где угол места примем α = 15°.

Зона обзора космического аппарата представляет собой участок земной поверхности, на котором можно осуществлять наблюдение за космическим аппаратом, прием его сигналов. Центром зоны обзора является подспутниковая точка O_3, называемая географическим местом спутника (ГМС) (рисунок 2.6). Т.о., если точка O_3 – место расположения антенны, то дальность между околозенитным космическим аппаратом (α = 90°) и приемной антенной примем равной d1 = H = 800 км.

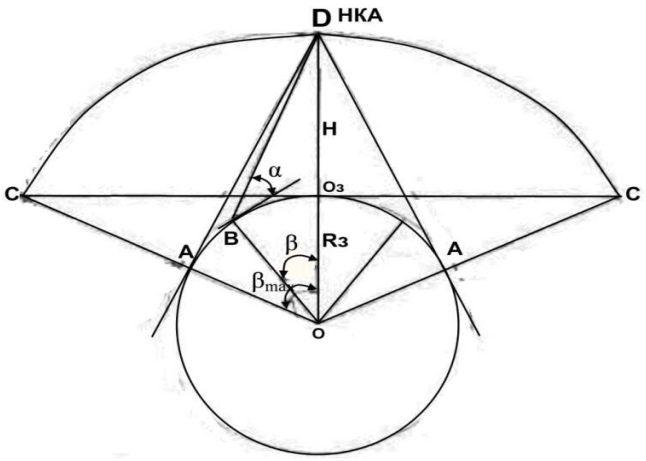


Рисунок 4.1 – Зона обзора космического аппарата

Далее определим расстояние между пригоризонтным космическим аппаратом ($\alpha = 15^0$) и приемной антенной (d2).
Размер зоны обзора характеризуется углом β_{max} или соответствующей ему дугой AO_3, которая называется радиусом зоны обзора R_0 (км). Из рисунка 2.6 видно, что β_{max} определяется из треугольника OAD:

$$\beta_{\max} = \arccos[R_З / (R_З + H)] \qquad (4.2)$$

где $R_з$ = 6370 км – радиус Земли;
H = 800 км – высота орбиты спутника.

$$\beta_{\max} = \arccos[6370/(6370+800)] = 28^0$$

Бортовые приемоиндикаторы СРНС обеспечивают заданную точность измерений в зоне обзора, ограниченной радиогоризонтом, который поднят для пользователя на угол от 5 до 10° (угол места). В этом случае зона обзора определяется углом $\beta < \beta_{max}$, где

$$\beta = \arccos[R_З / (R_З + H)] - \alpha = \beta_{MAX} - \alpha \qquad (5.3)$$

где α - угол места.

Примем точку В за место расположения приемной антенны, при $\alpha = 15^0$, тогда:

$$\beta = 28^0 - 15^0 = 13^0$$

Из теоремы косинусов, по двум известным сторонам и углу между ними определим наклонную дальность между приемной антенной и пригоризонтным космическим аппаратом:

$$d2 = \sqrt{R_з^{\ 2} + (R_з + H)^2 - 2 \cdot \cos\beta \cdot R_з (R_з + H)} \qquad (5.4)$$

$$d2 = \sqrt{6370^2 + (6370+500)^2 - 2 \cdot \cos 13° \cdot 6370(6370+500)} = 1578{,}28 \text{ км.}$$

Т. о. получили: d_1= 500 км, d_2=1578,28км.

4.2 Расчет ослабления радиосигнала на участке КА-ЗС.

Полное затухание радиосигналов в линиях спутниковой связи определяется потерями в свободном пространстве L_0, дБ и дополнительными потерями $L_{доп}$, дБ, обусловленными особенностями функционирования систем спутниковой связи:

$$L = L_0 + L_{доп} \qquad (4.4)$$

Потери энергии радиоволн при распространении в свободном пространстве определяются в соответствии с выражением:

$$L_0 = \frac{16 \cdot \pi^2 \cdot d^2}{\lambda^2} \qquad (4.5)$$

где λ - длина волны от спутника к приемнику, м;

d - Расстояние между передающим космическим аппаратом и приемной антенной ЗС, м.

Длина волны при различных частотах была рассчитана выше.

Тогда затухание радиоволн при распространении в свободном пространстве от околозенитного космического аппарата:

для λ_1

$$L_{01} = \frac{16 \cdot 3{,}14^2 (500 \cdot 10^3)^2}{7{,}058^2} = 7{,}917 \cdot 10^{11}$$

Переведем в дБ:

$$L_{01} = 10\ \mathrm{Log}_{10}\ (7{,}917 \cdot 10^{11}) = 118{,}99 дБ$$

для λ_2

$$L_{02} = \frac{16 \cdot 3{,}14^2 (500 \cdot 10^3)^2}{6{,}741^2} = 8{,}679 \cdot 10^{11}.$$

Переведем в дБ:

$$L_{02} = 10\ \mathrm{Log}_{10}\ (8{,}679 \cdot 10^{11}) = 119{,}38 дБ$$

Затухание радиоволн при распространении в свободном пространстве от пригоризонтного космического аппарата:

для λ_1

$$L_{01пг} = \frac{16 \cdot 3{,}14^2 (1578{,}28 \cdot 10^3)^2}{7{,}058^2} = 7{,}89 \cdot 10^{12}.$$

Переведем в дБ:

$$L_{01пг} = 10\ Log_{10}\ (7{,}89 \cdot 10^{12}) = 128{,}96\ дБ$$

для λ_2

$$L_{02пг} = \frac{16 \cdot 3{,}14^2 (1578{,}28 \cdot 10^3)^2}{6{,}741^2} = 8{,}65 \cdot 10^{12}.$$

Переведем в дБ:

$$L_{02пг} = 10\ Log_{10}\ (8{,}65 \cdot 10^{12}) = 129{,}37\ дБ$$

4.3 Расчет наклонной дальности и мощности сигнала при совпадении координат КС и ЗС.

Рассчитаем наклонную дальность и мощность сигнала на входе приемника ЗС для случая совпадения координат КС и ЗС:

Переведем исходные данные, выраженные в единицах измерения дБ в относительные единицы – разы, а все остальные в единицы системы СИ:

$$\left(\frac{P_c}{P_ш}\right)_{вх} = 11Б \Rightarrow 10^{\frac{11}{10}} = 12{,}58\ \ раз$$

$$G_{пер} = 15\ \ дБ \Rightarrow 10^{\frac{30}{10}} = 31{,}62\ \ раз$$

$$G_{пр} = 15\ \ дБ \Rightarrow 10^{\frac{3.5}{10}} = 31{,}62\ \ раз$$

$$d_{ZNOAA} = 500\ \ км = 500000\ \ м$$

Рассчитаем мощность передатчика космической станции LCUA1 для передачи сигнала на ЗС

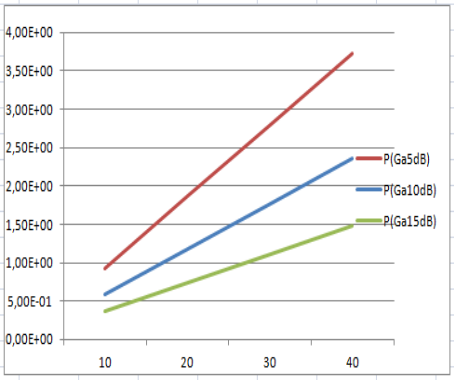
$$Рпрдкс = \frac{16 \cdot \pi^2 \cdot d^2 \cdot L_{доп} \cdot k \cdot T_{ш\Sigma} \cdot \Delta f_ш}{\lambda^2 \cdot G_{прдКС} G_{прм\ зс} \cdot 0{,}8 \cdot 0{,}9} \cdot \left(\frac{P_c}{P_ш}\right)$$

$$Рпрдкс = \frac{7{,}917 \cdot 10^{11} \cdot 3.16 \cdot 1{,}32 \cdot 10^{-23} \cdot 1000 \cdot 200 \cdot 10^6 \cdot 12.58}{1000 \cdot 3162{,}3 \cdot 0{,}8 \cdot 0{,}9} = 0{,}12\ Вт$$

	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P
1	k	Ga KC	дель f МГ	P(Ga5dB)	P(Ga10dB	P(Ga15dB)									
2	1,47708369192294E-07	2	10	9,32E-01	5,88E-01	3,71E-01									
3		4	20	1,86E+00	1,18E+00	7,42E-01			3,162278						
4		6	30	2,80E+00	1,76E+00	1,11E+00									
5			40	3,73E+00	2,35E+00	1,48E+00									
6															
7	1,55172E+12														
8															
9													Gzs	31,6227766	
10													Gks	31,6227766	
11													d,км	1578,279193	
12													L	7,917E+11	1,1899E+02
13													Lgor	7,8883E+12	
14															
15													P	0,115397163	
16													Phor	1,149801278	
17															
18													L	8,67902E+11	119,38471
19															
20													L01	7,88831E+12	128,96984
21													L02	8,64766E+12	129,36899
22															

$$K = \frac{16 \cdot \pi^2 \cdot d^2 \cdot L_{доп} \cdot k \cdot T_{ш\Sigma} \cdot \Delta f_ш}{\lambda^2 \cdot G_{прм\ зс} \cdot 0{,}8 \cdot 0{,}9} \cdot \left(\frac{P_c}{P_ш}\right)$$

$$G = \frac{к \cdot \Delta f}{\Delta f\left(\frac{GaKC}{\Delta f}\right)}$$



5. Технико-экономическое обоснование дипломной работы

Цель технико-экономического обоснования заключается в том, чтобы доказать на примере, что разработка научно-исследовательской модели системы передачи информации учебного микроспутника является целесообразной с экономической точки зрения.

5.1 Трудовые ресурсы, используемые в работе

В дипломной работе задействованы:

1. Разработчик;
2. Руководитель проекта.

Количество сотрудников, задействованных в разработке имитационной модели, представлено в таблице 6.1.

Таблица 6.1 – Данные о работниках, задействованных в проекте и их заработная плата

Наименование	Количество	Заработная плата, тенге
Разработчик	1	80000
Руководитель проекта	1	145000
Итого	2	225000

5.1.2 Оборудование, используемое в работе

Оборудование, которое используется при разработке, представлено в таблице 5.2

Таблица 5.2 - Перечень оборудования, необходимого для выполнения работы

Наименование	Характеристики	Кол-во	Цена за единицу в тенге	Общая сумма, тенге
Ноутбук Lenovo	(A46210-4-5-W) G5045 (80E30242RK)	1	189990	189990
Итого				189990
Примечание – Цены на оборудование приведены без учета НДС				

5.1.3 Программное обеспечение, используемое в работе

Программное обеспечение, которое используется в работе, представлено в таблице 6.3.

Таблица 16.3 – Перечень программного обеспечения, используемого при разработке программного продукта

Программное обеспечение	Сумма, тенге
MATCAD Academic new Product Individual License	19500
Office Professional Plus 2010	11690
ПО Антивирус Kaspersky 2015 Box 2ПК на 1 год	5990
Всего	37180
Примечание – Цены на ПО приведены без учета НДС.	

5.1.4. Затраты на разработку системы

Затраты на разработку системы представляют собой единовременные расходы на всех этапах инновационного процесса: исследование, разработка и опытная проверка. Определение затрат на разработку проекта производится путем составления калькуляции плановой себестоимости. В плановую себестоимость включаются все затраты, связанные с ее выполнением, независимо от источника их финансирования .

Вся стоимость разработки проекта определяется по формуле 5.1

$$C_б = ФОТ + C_н + А + Э + Н \quad (5.1)$$

где $C_б$ – себестоимость;

ФОТ – фонда оплаты труда;

$C_н$ – отчисления на социальные нужды;

А – амортизационные отчисления;

Э – затраты на электроэнергию;

Н – накладные расходы.

5.1.5. Сроки реализации проекта

Проектирование и разработка проекта состоит из этапов и включает следующие виды работ:

1-й этап – постановка задачи, сбор необходимой информации, разработка структуры дипломного проекта;

2-й этап – разработка первой части проекта;

3-й этап – разработка математического обеспечения;

4-й этап – разработка программного обеспечения;

5-й этап – оформление, проверка и сдача отчета.

5.1.6 Расчет фонда оплаты труда

Фонд оплаты труда (ФОТ) – это суммарные издержки предприятия на оплату труда всех работников за определенный период, формирующихся из основной и дополнительной заработных плат и определяется по формуле 5.2

$$ФОТ = З_{осн} + З_{доп} \quad (5.2)$$

где $З_{осн}$ - основная заработная плата;

$З_{доп}$ – дополнительная заработная плата.

На этапах разработки программного проекта выявлено, что участники разработки задействованы неравноценно. Для этого первым делом необходимо рассчитать средний дневной заработок, и только потом общий размер заработной платы. Средний дневной заработок каждого работника должен рассчитываются по формуле 5.3

$$D = \frac{ЗПм}{Др} \quad (5.3)$$

где $З_{Пм}$ – ежемесячный размер заработной платы, тенге;

$Д_р$ – количество рабочих дней в месяце ((март (19 раб. дней) + апрель (21 раб. день) + май (19 раб. дней)/3 = 19,7 округлим ≈ 20 дней.)

1. Разработчик: D = 80000 / 20 = 4000 тенге/день

2. Руководитель: D = 145000 / 20 = 7250 тенге/день

Заработная плата за один час рассчитывается по формуле:

$$H = \frac{ЗПм}{Др * Чр} \qquad (5.4)$$

где $З_{Пм}$ – ежемесячный размер заработной платы, тенге;

$Д_р$ – количество рабочих дней в месяце ((март (19 раб. дней) + апрель (21 раб. день) + май (19 раб. дней)/3 = 19,7 округлим ≈ 20 дней.);

$Ч_р$ – продолжительность рабочего дня, часа (при 8-часовом рабочем дне).

1. Разработчик: $H = \frac{80000}{20*8} = 500$ тенге/час

2. Руководитель: $H = \frac{145000}{20*8} = 906{,}25$ тенге/час

Далее длительность цикла в днях по каждому виду работ должно определяются по формуле:

$$t_0 = \frac{T}{q * z * K} \qquad (5.5)$$

где T – трудоемкость этапа, нормо-часа;

q – количество исполнителей по этапу;

z – продолжительность рабочего дня, z=8 часов;

K – коэффициент выполнения норм времени, K=1,1.

Полученную величину t_n округляю в большую сторону до целых дней (н-р: 3,63 ≈ 4):

$t_1 = \frac{48}{1*8*1.1} = 6$ - руководитель; разработка плана работы, постановка задач;

$t_2 = \frac{24}{1*8*1.1} = 3$ - руководитель; анализ литературы;

$t_3 = \frac{32}{1*8*1.1} = 4$ - разработчик; изучение и анализ литературы;

$t_4 = \frac{40}{1*8*1.1} = 5$ - разработчик; сбор исходных данных;

$t_5 = \frac{56}{1*8*1.1} = 7$ - разработчик; поиск информации в интернете;

$t_6 = \frac{32}{1*8*1.1} = 4$ - разработчик; патентный поиск научно-технической библиотеки;

$t_7 = \frac{64}{1*8*1.1} = 8$ - разработчик; анализ принципов построения системы передачи информации;

$t_8 = \frac{96}{1*8*1.1} = 12$ - разработчик; техническое проектирование системы связи;

$t_9 = \frac{48}{1*8*1.1} = 6$ - разработчик, подготовка презентации проекта;

$t_{10} = \frac{16}{1*8*1.1} = 2$ - руководитель; проверка и сдача ответа;

$t_{11} = \frac{16}{1*8*1.1} = 2$ - разработчик; проверка и сдача ответа;

Сводные результаты расчета затрат на основную заработную плату работников, которые задействованы в разработке проекта представлены в таблице 5.4.

Таблица 5.4 – Результаты на заработную плату

№ п/п	Наименование работ	Исполнитель	40 –ч. раб. Неделя	Трудоемкость		ЗП за час работы, тенге	ЗП за день работы, тенге	Сумма ЗП, тенге
				норма-час	дни			
1	Разработка плана работы, постановка задач	Руководитель	8	48	6	906,25	7250	43500
2	Изучение и анализ литературы	Руководитель	8	24	3	906,25	7250	21750
3		Разработчик	8	32	4	500	4000	16000
4	Сбор исходных данных	Разработчик	8	40	5	500	4000	20000
5	Поиск информации в интернете	Разработчик	8	56	7	500	4000	28000

6	Патентный поиск научно-технической библиотеки	Разработчик	8	32	4	500	4000	16000
7	Анализ принципов построения системы передачи информации	Разработчик	8	64	8	500	4000	32000
8	Техническое проектирование системы связи	Разработчик	8	96	12	500	4000	48000
9	Подготовка презентации проекта	Разработчик	8	48	6	500	4000	24000
10	Проверка и сдача отчета	Руководитель	8	16	2	906,25	7250	14500
11		Разработчик	8	16	2	500	4000	8000
ИТОГО				472	59	х	х	271750

472 / 8 = 59 дни

Расчет основной заработной платы разработчиков проекта приведен в таблице 5.5

Таблица 5.5 – Затраты на оплату труда

Категория работника	Средняя часовая ставка, тг.	Средняя дневная ставка, тг.	Должностной оклад, тг	Период, дни	Трудоемкость, норма - час	Сумма, тг
Руководитель	906,25	7250	145 000	11	88	79750
Разработчик	500	4000	80 000	48	384	192000
ИТОГО затраты на оплату труда				59	472	271750

Дополнительная заработная плата может составлять 10% от основной заработной платы и должно рассчитываются по формуле 29.

$$З_{доп} = З_{осн} \times 0.1 \quad (5.6)$$

$$З_{доп} = 271750 * 0,1 = 27175 \text{ тенге}$$

В итоге суммарный фонд оплаты труда должен составить:

$$ФОТ = 271750 + 27175 = 298925 \text{ тенге}$$

5.2 Расчет затрат по социальному налогу

Социальный налог составляет 11% (НК РК) от дохода работника, и рассчитывается по формуле 5.7

$$С_Н = (ФОТ – ОПВ) * 11\% \quad (5.7)$$

где ФОТ – фонд оплаты труда;

ОПВ – обязательные пенсионные взносы (социальном налогом не облагаются);

ОПВ составляет 10% от ФОТ, т.е. ОПВ = 298925 * 0,1 = 29892,5 тенге

Размер отчислений на социальные нужды составит:

$С_Н$ = (298925 – 29892,5) * 0,11 = 29 593,57 тенге.

5.2.1 расчет амортизационных отчислений

Амортизационные отчисления должны рассчитывается по формуле 5.8

$$A_1 = \frac{H_A * C_{ПЕР} * N}{100 * 12 * n} K \quad (5.8)$$

где H_A - норма амортизации;

$C_{ПЕР}$ – первоначальная стоимость оборудования;

N – количество дней на выполнение работ;

n – количество дней в рабочем месяцев.

Норма амортизации $А_Н$ на компьютерную технику, а также на ПО составляет 40% от всей стоимости.

По расчетам амортизационные отчисления по используемому оборудованию и программному обеспечению составляет:

$$A_1 = \frac{40 * 189990 * 59}{100 * 12 * 20} = 18\,682,35 \text{ тенге}$$

$$A_2 = \frac{40*19500*59}{100*12*20}$$ = 1 917,5 тенге

$$A_3 = \frac{40*11690*59}{100*12*20}$$ = 1 149,52 тенге

$$A_4 = \frac{40*5990*59}{100*12*20}$$ = 589,02 тенге

А = 18682,35 + 1917,5 + 1149,52 + 589,02 = 22 338,4 тенге

5.2.2 Расчет затрат на электроэнергию

В процессе производства используется электрооборудование, следовательно, необходимо рассчитать затраты на электроэнергию, которые включает в себя расходы электроэнергии на оборудование и дополнительные нужды.

$$Э = З_{ЭЛ.ЭН.ОБОР} + З_{ДОП\ НУЖ} \quad (5.9)$$

где Зэл.эн.обор – затраты на электроэнергию оборудования;

Здоп.нуж – затраты электроэнергии на дополнительные нужды.

Расходы электроэнергии на производственное оборудование должны рассчитывается по формуле 5.10

$$З_{эл.эн.обор} = W*T*S*K \quad (5.10)$$

где W - потребляемая мощность, Вт;

Т – количество часов работы оборудования;

S – стоимость киловатт- часа электроэнергии (1кВтч = 27тенге);

Кисп – коэффициент использования (исп К = 0,9).

Данные о ноутбуке:

W=800 Вт=0,8 кВт (мощность ноутбука);

Т=472 часов; S=21,64 тенге.

Сумма затрат на электроэнергию основного оборудования составят:

$З_{эл.эн.обор} =$ 0,8* 472 * 21,64 * 0,9 = 7 354,14 тенге

Сводные результаты расчета затрат на электроэнергию основного оборудования представлены в таблице 6.6.

Таблица 6.6 – Затраты на электроэнергию основного оборудования

Наименование	Паспортная мощность	Коэффициент использова	Время работы оборудова	Цена электроэнергии, тг./кВт	Сумма, тг

	, кВт	ния мощности	ния для выполнения НИР, ч	ч	
Ноутбук Lenovo (A46210-4-5-W) G5045 (80E30242RK)	0,8	0,9	472	21,64	7354,14
ИТОГО затраты на электроэнергию					7354,14

Затраты на дополнительные нужды берутся по укрупненному показателью в размере, которые равны 5% от затрат на оборудование

$$З_{допнуж} = 0,05 * З_{эл.эн.обор} \quad (5.11)$$

$З_{допнуж} = 0,05 * 7354,14 = 367,71$ тенге

В итоге суммарные затраты на электроэнергию составляют:
Э = 7354,14 + 367,71 = 7721,85 тенге

5.2.3 Расчет накладных расходов

Накладные расходы, которые составляют 50% от всех затрат, рассчитываются по формуле:

$$НР = (ФОТ + С_Н + А + Э) * 0,5 \quad (5.12)$$

Накладные расходы согласно по формуле 6.12 составляют:

НР=(298925 +29 593,57 +22 338,4+7721,85)*0,5= 179289,4 тенге

Таким образом, в соответствии с формулой 6.1, суммарные затраты по разработке программного продукта должны будут составить

$$Сб = ФОТ + Сн + А + Э + Н \quad (5.13)$$

$С_б$ = 298925 + 29 593,57 + 22 338,4 + 7721,85 + 179289,4 = 537 868,2 тг.
Смета затрат по разработке имитационной модели и структура затрат представлены в таблице 6.7 и на рисунке 6.1.

Таблица 6.7 – Стоимость разработки имитационной модели системы

Наименование статей	Сумма, тенге	Структура затрат, %

затрат		
ФОТ	298925	56%
Социальный налог	29593,57	6%
Амортизационные отчисления	22338,4	4%
Затраты на электроэнергию	7721,85	1%
Накладные расходы	179289,4	33%
Итого	537868,2	100%

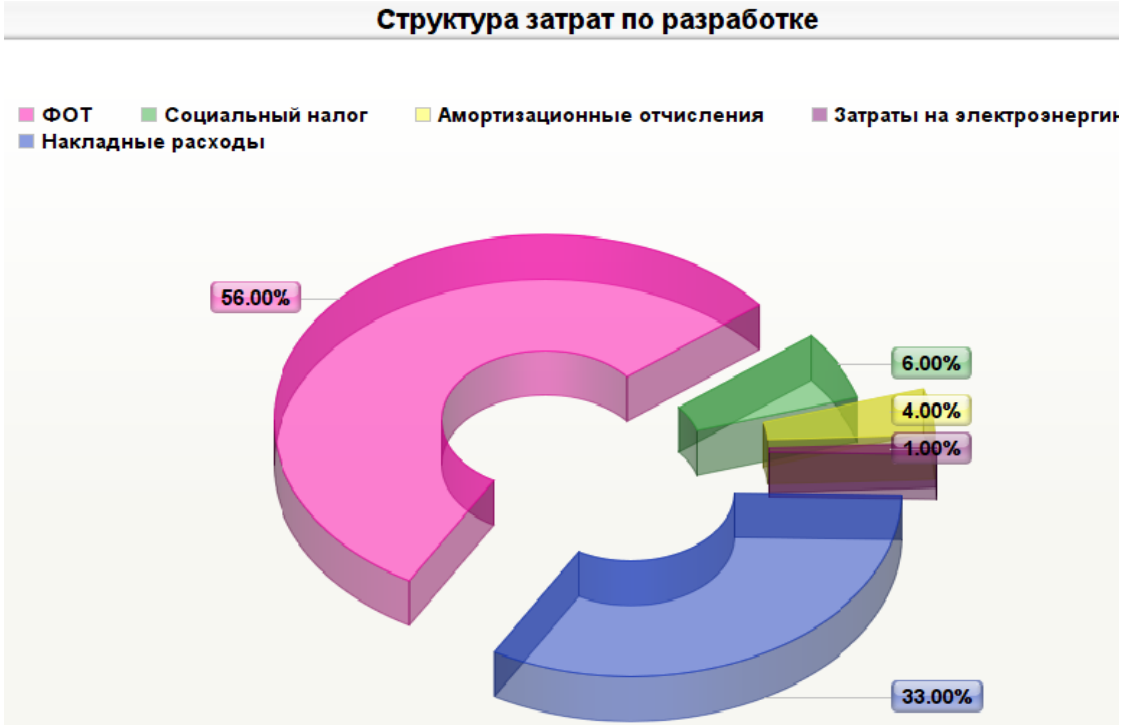


Рисунок 6.1 - Структура затрат по разработке

5.2.4 Цена реализации

Цена реализации проекта складывается из его стоимости и прибыли

$$Ц = C_б + П \quad (5.13)$$

где $C_б$ – стоимость продукта;

П – прибыль.

При определении первоначальной цены следует задать уровень рентабельности для реализации программного продукта

$$Ц_П = C_Б(1+\frac{P}{100}) \quad (5.14)$$

где Р – рентабельность (20%).

$Ц_П$ = 537 868,2 *(1 + 0,2) = 645 441,84 тенге

Цена реализации готовой продукции находится по формуле 5.15.

$$Ц_р = Ц_п + НДС \quad (5.15)$$

где НДС – налог на добавочную стоимость.

НДС рассчитывается по формуле 5.16.

$$НДС = Ц_п \times 0{,}12 \quad (5.16)$$

НДС = 645 441,84 $\times$ 0,12 = 77 453,02 тенге

$Ц_р$ = 645 441,84 + 77 453,02 = 722 895 тенге

5.3 Вывод

В результате экономического расчета затраты на разработку проекта составили 537868,2 тенге. Это обусловлено тем, что основной статье расходов является фонт оплаты труда, которая составляет 56% от всех затрат. На втором месте после расходов на ФОТ расположились накладные расходы, которые составляют 33% от всех затрат.

Конечная цена разрабатываемого продукта является вполне соответствующей за разработку системы связи.

Проект уникален, так как здесь рассматривается разработка систем связи учебного микроспутника, что позволяет в лабораторных условиях определить как “поведет” себя система в космосе, при этом не надо создавать копии на земле и их проверять на работоспособность, что с экономической точки зрения очень эффективно. Здесь используется Matlab, который является дешевым и многофункциональным ПО, что с экономической стороны тоже выгодно. Благодаря этому цена программного продукта будет меньше.

6 Безопасность охраны труда

6.1 Анализ условий труда

Проектирование системы передачи информации учебного микроспутника ведется в лаборатории имитационного моделирования космических систем. В залах размещается – главная оперативная группа управления, которая специализируется в разработке программного продукта

и в ведении слежения. План главного зала управления для разработки этого проекта предусмотрен на рисунке 7.1.

Главный зал управления представляет собой помещение размером 12×5×3 м. Площадь помещения 60 $м^2$. Объем помещения 180 $м^3$, которого хватит для работы 4 человек.

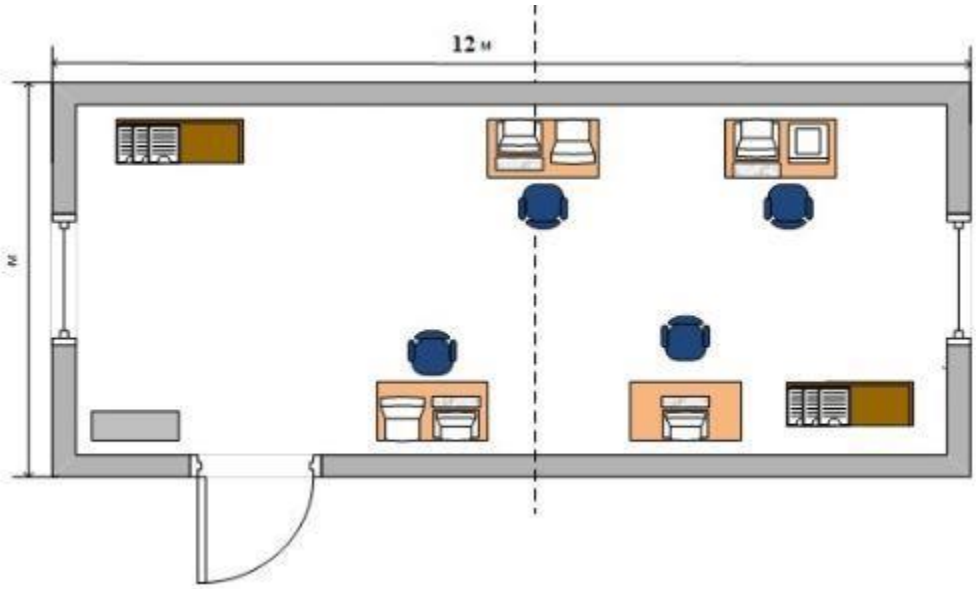


Рисунок 6.1 – План главного зала управления

В помещении расположена 2 книжные полки и 4 рабочих мест для персонала, в котором каждый персонал имеет свое персональное рабочее место и соответственно оборудования для разработки ПМО.При процессе разработки программного продукта применяем блок слежения на базе ПК, который является крупнейшим источником электромагнитных излучений, который приводит к повышенной нагрузке на органы зрения и сердечнососудистых заболеваний. Также, в главном зале управления размещен кондиционер, для обеспечения комфортного микроклимата в рабочем помещении. Работа главной группы управления при наблюдении солнечными панелями круглосуточная (8 час) и делится на 2 смены. Рабочий график составляется из расчета – сутки работы, потом два дня отдыха. При работе инженера за столом, конструкции стола и стула должны обеспечивать оптимально удобное положение тела человека. Так как работа круглосуточная (8 часа), то применяем системы комбинированного освещения (естественное и искусственное) и выбираем люминесцентные лампы лб, которые обеспечивают равномерную 49 освещенность на рабочей поверхности, долговечные и выдает излучение белого цвета с цветовой температурой до 4000 К.

6.2 Производственное освещение

Правильное освещение помещений обеспечивает нормальную производительность труда и его безопасность, а также качество выполняемой работы.

6.2.1 Расчет естественного освещения

Помещения с постоянным пребыванием людей имеют, как правило, естественное освещение. При проектировании новых помещений, при проектировании естественного освещения помещений необходимо определить площадь световых проемов, обеспечивающих нормированное значение КЕО в соответствии с требованиями СНиП РК 2.04-05-2002 «Естественное и искусственное освещение. Нормы проектирования». Требуется рассчитать необходимое освещение производственного помещение предприятии длиной a = 12 м, шириной b = 5 м, высотой h = 3 м. Остекление светового фонаря – одинарное по стальным переплетам. Внутренняя отделка стен – светлая; коэффициент отражения ρ = 0,3. Световые проемы: 2 окон, каждое размером 1 × 2,5 м и площадью 2,5 $м^2$. Общая площадь световых проемов – 5 $м^2$. Проверим, соответствует ли данная площадь нормам естественного освещения рабочего помещения.

Общую площадь окон определяем по формуле для бокового освещения:

$$S = \frac{S_n \times e_n \times \eta_\phi}{100 \times T_0 \times \tau_2} \qquad (6.1)$$

где S_n – площадь пола помещения;

e_n– нормированное значение коэффициент естественной освещенности для конкретного светового пояса;

η_ϕ- световая характеристика фонаря;

T_0 – общий коэффициент светопропускания светового проема;

τ_2 - коэффициент, учитывающий повышение коэффициент естественной освещенности при отраженном свете.

Помещение для проектирование автопилота относится по зрительным условиям работы к I (особо точные работы) разряду. Нормируемое значение коэффициент естественной освещенности определяется из выражения

$$e_н = e \times m \times c, \qquad (6.2)$$

где e – нормированное значение коэффициент естественной освещенности;
m – коэффициент светового климата;
c – коэффициент солнечности.

$$e_н = e \times m \times c = 2{,}5 \times 0{,}9 \times 0{,}8 = 1{,}8$$

Поставляя в формулу (7.2) значения составляющих, находим $e_н$ = 3%.

Общий коэффициент светопропускания светового проема равняется

$$T_0 = T_1 \times T_2 \times T_3 \times T_4 \times T_5 \quad (6.3)$$

где T_1=0,9 (стекло одинарное, листовое);

T_2=0,65 (переплеты стальные, открывающиеся);

T_3=0,9 (несущие конструкции – стальные);

T_4=1 (убирающиеся регулируемые жалюзи);

T_5=0,9 (в защитной сетке).

Тогда T_0 = 0,45, а величина τ_2 составляет 1,15.

Принимаем расстояние от верха окна до потолка $h_{пов}$ равным 0,8 м. Тогда высота от уровня условной рабочей поверхности до верха окна:

$$h_{расч} = h_{ок} + h_{н.ок} - h_{пов}, \quad (6.4)$$

$$h = 3 - 0{,}8 = 2{,}2м$$

$$\frac{B}{h_1} = \frac{5}{2} = 2{,}27 \text{ значит } \eta_0 = 2{,}35$$

Подставляя все значения в расчетную формулу (7.1), вычисляем общую площадь окон.

$$S_0 = \frac{60 \times 1{,}8 \times 2{,}35}{100 \times 0{,}45 \times 1{,}15} = 5\ м^2 \quad (6.5)$$

В комнате общая площадь световых проемов составляет 1,6 $м^2$. Отношение общей площади окон к площади помещения будет 1:2, что соответствует параметрам СНиП РК 2.04-05-2002 и нормам естественного освещения рабочего помещения.

6.2.2 Расчет искусственного освещения

Проверим, хватит ли 8 светильников для необходимой освещенности помещения, которая при разряде зрительной работы IV равна 180 лк. Для помещения с нормальными воздушными условиями выберем линейно люминесцентные светильники ПВЛМ 2 $\times$ 40, состоящих из двух трубчатых люминесцентных ламп мощностью по 60 Вт, длина которых составляет 650 мм, а ширина – 230 мм.

Определяем расчетную высоту подвеса светильника (h_n) по формуле:

$$h_n = H - h_c - h_p, \quad (6.6)$$

где h_n - высота подвеса светильника, м;

H - высота помещения, м;

h_c - высота свеса светильника от потолкаа, м (h_c = 0 – 1,5 м);

h_p - высота освещаемой рабочей поверхности (h_p = 0,8 м).

Тогда, $h_n = 3 - 0 - 0{,}8 = 2{,}2\,м$

Расстояния между рядами L определяется по следующей формуле (на формуле 7.7):

$$L = \lambda \times h_n \tag{6.7}$$

где L – расстояния между рядами, м;

λ - оптимальное отношение расстояния между светильниками L к высоте их подвеса h_n;

h_n - высота подвеса светильника, м.

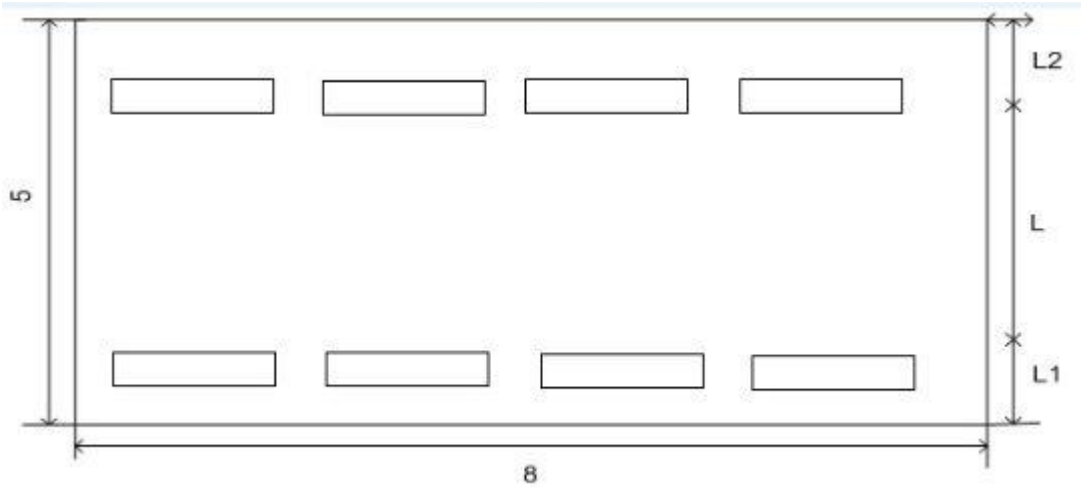


Рисунок 6.1 – Расстояния светильников

Используя формулу (7.6), определяем расстояния между рядами светильника L

$L = 0{,}75 \times 2{,}2 = 1{,}43$

Предварительно определяем расстояние от крайнего светильника до стены помещения:

- если рабочие места расположены у стен, то расстояния L1 имеет вид:

$$L_1 = (0{,}25 \div 0{,}3) \times L = 0{,}3 \times 1{,}43 = 0{,}43\,м \tag{6.8}$$

- если у стен расположены проходы, то расстояния L2 имеет вид:

$$L_2 = (0{,}4 \div 0{,}5) \times L = 0{,}5 \times 1{,}43 = 0{,}71\,м \tag{6.9}$$

Количество рядов в помещении определяется как:

$$N_p \leq \left(b - 2 \times L_{1(2)}\right)/L + 1, \qquad (6.10)$$

где N_p- количество рядов в помещении;

b - ширина помещения, м.

Оценим, сколько рядов можно разместить в помещении шириной 5 метров.

$$N_p \leq (5 - 2 \times 0{,}43)/1{,}43 + 1 \approx 3{,}2$$

Таким образом, светильники располагаем в два ряда, рабочие места у стен.

Определим количество светильников в ряду, учитывая, что сумма расстояний от светильников до стен и длины светильников должнаа быть меньше длины помещения. Количество светильников рассчитываем по формуле:

$$N_{св} \leq \left(a - 2 \times L_{1(2)}\right) - L_{св}, \qquad (6.11)$$

где $N_{св}$- количество светильников в ряду;

а – длина помещения, м;

$L_{св}$ - длина светильника, м.

Тогда, количество светильников в ряду имеет вид:

$N_{св} \leq (12 - 2 \times 0{,}43) - 0{,}75 = 10{,}5$

Таким образом, в одном ряду можно разместить 8 светильников на рисунке 7.1.

Индекс помещения определяется по формуле:

$$i = \frac{a \times b}{h_n \times (a+b)} \qquad (6.12)$$

где i - индекс помещения;

а и b – длина и ширина помещения, м;

h_n- высота подвеса светильника, м.

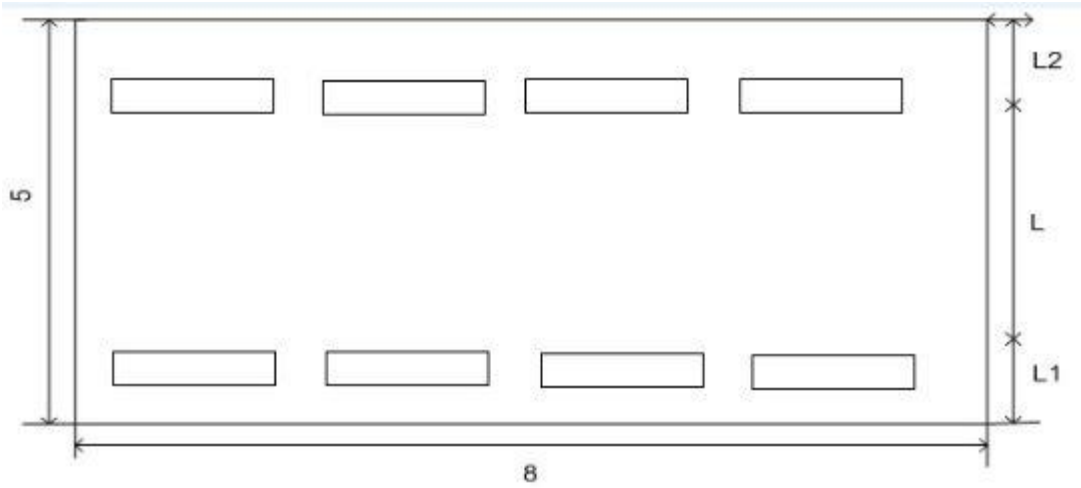


Рисунок 7.2 – Размещение светильников в помещении

Используя формулу (7.11) вычисляем индекс помещения

$$i = \frac{a \times b}{h_n \times (a+b)} = \frac{12 \times 5}{2{,}2 \times 17} = 1{,}07$$

Расчет светового потока лампы, необходимого для создания на рабочих поверхностях освещенности на все время эксплуатации осветительной установки. Световой поток лампы определяется по формуле:

$$F = \frac{E_{мин} \times S \times K_з \times z}{N \times n \times \eta} \qquad (6.13)$$

где F - световой поток одной лампы, лм;

$E_{мин}$- нормативная минимальная освещенность, лк;

S - освещаемая площадь помещения, $м^2$;

$K_з$- коэффициент запаса, учитывающий запыленность светильников и износ источников света в процессе эксплуатации;

z - коэффициент неравномерности минимальной освещенности. В расчетах коэффициент принимается равным 1,1 – для линейно люминесцентных ламп;

N - количество светильников;

n – количество ламп в одном светильнике;

η - коэффициент использования светового потока.

Рассчитываем световой поток ламп, используя формулу (7.12) и данные берем с норматива СНиП РК 2.04-05.2002

$$F = \frac{E_{мин} \times S \times K_з \times z}{N \times n \times \eta} = \frac{300 \times 60 \times 1{,}5 \times 1{,}1}{8 \times 4 \times 0{,}52} = 1784{,}85\ лм$$

Следовательно, для обеспечения необходимой освещенности в рабочем помещении будет достаточно 8 светильников ПВЛМ 2 × 40.

6.3 Анализ оборудования

Таблица 7.1 - Характеристики оборудования 01ARX1

Блок управления	
Максимальная мощность	4А,24В пост. ток, до 2 двигателей
Напряжение питания	24В пост. Ток
Диапазон азимута	До 220°
Элевация	До 90°
Размеры	110 × 220 × 300 мм

Фотодетектор	
Размеры	82 × 98 × 50 мм
GPS-ресивер	
Энергопотребление	36мА. 24В пост. Ток
Размеры	50 × 60 × 20 мм

2. Система кондиционирования: кондиционер Deutchtech SBA/SWA 0751. Технические характеристики:
- вес: 185 кг;
- габариты (ВхШхГ) :1740 × 850 × 450 мм;
- мощность охлаждения: 11.900 кВт;
- напряжение: 220/1/50 В-Ф-Гц;
- расход воздуха: 3040 $м^3$/ч.;
- рассчитан на помещение: до 108 $м^2$;
- варианты установки: система водяного охлаждения с фреоновым контуром SDA/SUA.

6.4 Анализ микроклимата

В таблице 6.2 приведены оптимальные нормы параметров микроклимата с учетом периода года, согласно ГОСТ 12.0.003-88. ССБТ для легкой физической работы.

Т а б л и ц а 6.2 – Оптимальные нормы микроклимата для помещений с ПК

Период года	Категории работ	Температура воздуха	Относительная влажность %	Скорость движения, м/с
Холодный	Легкая	21-25	40-60	0,2
Теплый	Легкая	22-25	40-60	0,3

Определим необходимое количество кондиционеров для создания комфортных условий труда в помещении.

Для этого определим избыточное тепло.

Баланс теплопоступлений в помещении:

$$Q_{изб} = Q_{об} + Q_{осв} + Q_{л} + Q_{отд}, \quad (6.14)$$

где $Q_{об}$ - тепло, выделяемое производственным оборудованием;

$Q_{осв}$ - теплопоступление от осветительных приборов, оргтехники и оборудования;

$Q_л$ - теплопоступления от людей;

$Q_{отд,}$- теплоотдача естественным путём, ккал/ч.

Тепло, выделяемое производственным оборудованием:

$$Q_{об} = 1200 \times P_{об} \times Q \quad (6.15)$$

где 1200 - тепловой эквивалент 1 кВт/ч;

$P_{об}$ – мощность, потребляемая оборудованием, кВт/ч;

η – коэффициент перехода тепла в помещение.

$Q_{об} = 1200 \times 2 \times 0{,}95 = 2280$ Вт

Значение $\eta = 0{,}95$ – норма потерь потребляемой мощности на тепловыделения компьютерного оборудования.

Тепло, выделяемое осветительными установками:

$$Q_{осв} = F_{пол} \times \eta \times N \quad (6.16)$$

где $F_{пол}$– площадь пола, $F_{пол}$ = 60 $м^2$;

η = 0,5 – норма потерь потребляемой мощности на тепловыделения люминесцентных ламп;

N – расходуемая мощность светильников, 40 кВт.

$$Q_{осв} = 60 \times 0{,}5 \times 40 = 1200 \text{ Вт}$$

Тепло, выделяемое людьми:

$$Q_л = n \times q_ч \quad (6.17)$$

где $q_ч$ – количество тепла, выделяемое одним человеком;

n – количество людей.

$$Q_л = 4 \times 16 = 64 \text{ Вт}$$

Для тёплого периода года при расчетах можно принять $Q_{отд,}$= 0.

$$Q_{изб} = 2280 + 800 + 96 = 3544 \text{ Вт}$$

При наличии теплоизбытков количество воздуха, которое необходимо удалить из помещения:

$$L_b = \frac{Q_{изб}}{C_b \times \Delta t \times \gamma_b} \qquad (6.18)$$

где $Q_{изб}$ – избыточное тепло, ккал/ч;

C_b – теплоёмкость воздуха (0,18 ккал/кг °С);

$$\Delta t = t_{вых} - t_{вх} \quad \Delta t = t_{вых} - t_{вх};$$

$t_{вых}$– температура воздуха выходящего из помещения, °С;

$t_{вх}$ – температура воздуха поступающего в помещение, °С;

γ_b = 1,2 кг/ $м^3$ – удельная масса приточного воздуха.

Величина Δt при расчетах выбирается в зависимости от тепло напряженности воздуха :

$$Q_н = \frac{Q_{изб}}{V_n} \qquad (6.19)$$

$$Q_н = \frac{3544 \times 118}{180} = \frac{2323\ кал}{м^3} = 2{,}323\ ккал/м^3$$

Если тепло напряженность воздуха $Q_н < 20$ ккал/м^3, то принимают $\Delta t = 6°C$, а при $Q_н > 20$ ккал/м^3, $\Delta = 8°C$.

$$L_b = \frac{2{,}323 \times 116}{0{,}18 \times 6 \times 1{,}2} = 2092{,}22\ м^3/ч.$$

Существующий кондиционер Deutchtech SBA/SWA 0751 кондиционер имеет расход воздуха 3020 $м^3$/ч. Определим требуемое количество таких кондиционеров:

$$N = \frac{2092{,}22}{3020} \approx 0.7$$

Для помещения с площадью 60$м^2$ одного кондиционера будет достаточно для обеспечения комфортного микроклимата в рабочем помещении.

6.5 Обеспечение пожарной безопасности при эксплуатации проектируемого объекта

Пожаром называют неконтролируемое горение во времени и пространстве, наносящее материальный ущерб и создающее угрозу жизни и

здоровью людей. В анализируемом помещении возгорание может произойти по следующим причинам:

- неисправное электрооборудование, неисправности в электропроводке, электрических розетках и выключателях;
- неисправные электроприборы;
- перегрузка по току;
- короткое замыкание в электропроводке;
- отсутствие защиты от перенапряжения в сети, от перегрузок по току;
- неправильный выбор номинальных токов защиты;
- отсутствие тепловой защиты;
- несоблюдение требований пожарной безопасности, курение в рабочем помещении.

Для отвода избыточной теплоты от ПЭВМ служат системы вентиляции и кондиционирования воздуха. Однако мощные, разветвленные, постоянно действующие системы вентиляции и кондиционирования представляют дополнительную пожарную опасность, так как, с одной стороны, они обеспечивают подачу кислорода-окислителя во все помещения, а с другой - при возникновении пожара быстро распространяют огонь и продукты горения по всем помещениям и устройствам, с которыми связаны воздуховодами. Напряжение к ПЭВМ подается по силовым электрическим сетям, которые представляют особую пожарную опасность. Помещения с ПЭВМ имеют пожарную нагрузку в виде твердых горючих и трудно горючих материалов (конструктивные элементы помещения, полы и их покрытия, двери, мебель, бумага и др.). Для соблюдения пожарной безопасности предусмотрен ряд мер пожарной профилактики (комплекс мероприятий, направленных на предупреждение пожара или уменьшение его последствий). В частности предусмотрены:

- эксплуатационные мероприятия, включающие своевременные профилактические осмотры, ремонты и испытания технологического оборудования и прочей техники;
- режимные мероприятия, запрещающие курение в неустановленных местах.

В случае возникновения пожара, необходимо приступить к тушению его очага с помощью имеющихся средств пожаротушения.

Помещение должно удовлетворять требованиям по предотвращению и тушению пожара ГОСТ 12.1.004-91 «Пожарная безопасность. Общие требования»:

- материалы, применяемые в рабочем помещении для ограждающих конструкций должны быть огнестойкими;
- двери оборудуются в притворах уплотнителями, чтобы не допустить задымления отдельных помещений.
- в случае возникновения пожара, система вентиляции должна автоматически отключиться.

В рабочем помещении предусматриваем:

- размещение углекислотных огнетушителей. В данном помещении углекислотный огнетушитель ОУ-5 (в процессе эксплуатации необходимо выполнить требования НПБ 166-97 «Пожарная техника. Огнетушители. Требования к эксплуатации»), так как он предназначен для тушения загораний в электроустановках под напряжением до 1000 В и обеспечивают лучшее сохранение материальных ценностей;
- в качестве вспомогательного средства тушения может использоваться гидрант, расположенный в коридоре;
• для непрерывного контроля помещения и всего здания необходимо установить пожарную сигнализацию. Согласно НПБ 88-2001 «Установки пожаротушения и сигнализации. Нормы и правила проектирования» для данного помещения с ПЭВМ предусматриваем размещение из вещателей теплового типа ИП103 в количестве восьми штук (из расчета 1 датчик на 4 $м^2$; S=30 $м^2$);
- знаки обозначения мест выхода при эвакуации оформлены в соответствии с документом Нормы пожарной безопасности «Системы оповещения и управления эвакуацией людей при пожарах в зданиях и сооружениях» (НПБ 104-03);
- системы оповещения установлены в соответствии с документом Нормы пожарной безопасности «Установки пожаротушения и сигнализации. Нормы и правила проектирования» (НПБ 88-2001);
- должен быть план эвакуации людей при пожаре (рисунок 7.3)

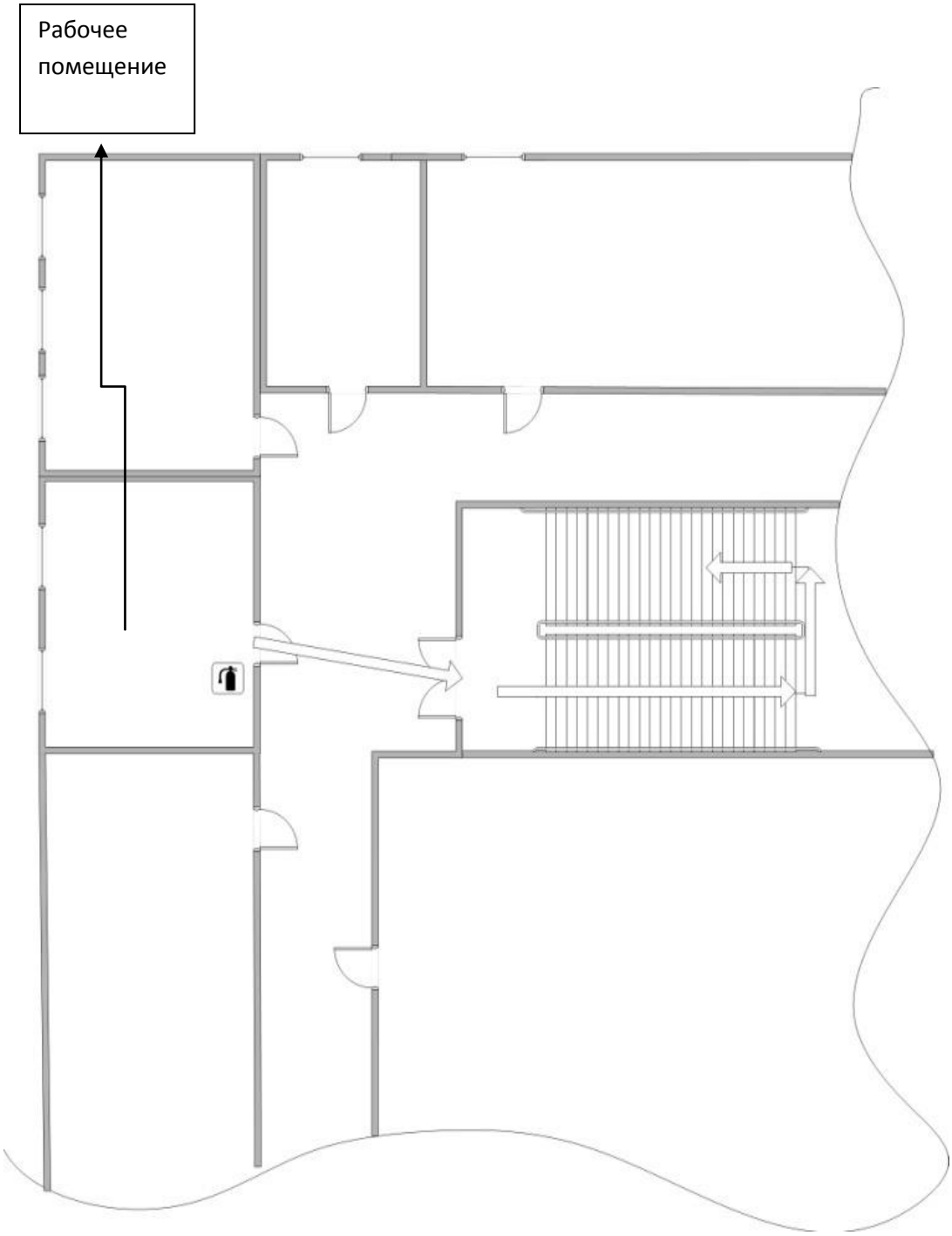


Рисунок 6.3 - План эвакуации.

Заключение

В дипломном проекте обосновываются общие принципы построения учебного спутника. Учебные спутники уже прочно вошли в практику космических экспериментов и исследований. Одно из направлений, где они уверенно демонстрируют свои преимущества, это технологические эксперименты по тестированию миниатюрной элементной базы и отработке

новых технологических решений. Другое направление – использование малогабаритных спутников в образовательном процессе.

В дипломном проекте проводила обзор существующих спутниковых систем связи, классификация космических аппаратов. Рассматривала примеры реализации микроспутников, их архитектура и особенности.

В расчетной части выполнила, необходимые расчеты для определения технических характеристик системы передачи, предложен вариант схемы передающей системы.

В разделе безопасность жизнедеятельности приведены расчеты производственное, естественное и искусственное освещение.

Составлено технико-экономическое обоснование проекта.

Список литературы

1.А.В.Крамлих Модульное проектирование микро/нано спутников САМАРА 2010.

2. (http://www.energia.ru/rus/iss/sci-education/microsat/microsat-01.html).

3. В.М.Тамаркин, Л.М.Невдяев, С.И.Сергеев “Низкоорбитальные системы спутниковой связи”. Москва 1995.

4. 3Л.М.Невдяев, А.А.Смирнов “Персональная спутниковая связь ”. Москва 1998

5.Бортовые системы управления космическими аппаратами. Под. редакцией доктора тех. наук, профессора А.С.Сырова Москва Издательство МАИ-ПРИНТ 2010

6.Е.А Микрин Бортовые Коплексы Управления Космических Аппаратов Москва 2014

7. “Системы спутниковой связи” под ред. Кантора М.: Радио и связь 1992г.

8. Ильин В.А. Телеуправление и телеизмерение [текст]: М., 1982.

9. Радиосистемы межпланетных космических аппаратов [текст]: Под общей редакцией А. С. Виницкого – М. – «Радио и Связь» 1993г.

10. Хаусли Т. Системы передачи и телеобработки данных [текст]: М. – 1994.

11.Молдабеков М.М., Ахмедов Д.Ш., Алипбаев К.А., Елубаев С.А., Сухенко А.С. Об участии Казахстана в международном университетском проекте создания группировки наноспутников.// Материалы международной конференции «Космос на благо человечества – взгляд в будущее», г. Астана, 6-7 января 2011 г. – с. 17-19.

12. Кирилина С.А. Состояние и тенденции развития космической деятельности Российской Федерации //Экономика и управление. Экономические науки. Вып. 11(72) – 2010. – с. 202-206.

13. Севастьянов Н.Н., Бранец В.Н., Панченко В.А., Казинский Н.В., Кондранин Т.В., Негодяев С.С. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли. // Труды МФТИ № 3, том 1. – 2009. – с. 112-125.

14. Анфимов Н.А. Тенденции развития космической техники на современном этапе // III Международная конференция-выставка «Малые спутники: Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». – Королев, 27-31 мая 2002 г. – с. 5-10.

15.Йордан Э., Аргила К. Структурные модели в объектноориентированном анализе и проектировании. – М: ЛОРИ, 1999. – 264 с.

16.Буч Г. Объектно-ориентированный анализ и проектирование. – М: Бином, 2000. – 558 с.

17.Алипбаев К.А., Елубаев С.А., Джамалов Н.К., Бопеев Т.М., Сухенко А.С. Модель датчика горизонта земли. – Материалы международной конференции «Космос на благо человечества – взгляд в будущее», 6-7 января 2011 г., г. Астана. – с. 132-134.

18.Ракишева З.Б., Алипбаев К.А., Сухенко А.С. Анализ этапов разработки нано спутника. // Первый международный Джолдасбековский симпозиум. Казахстан, Алматы, 1-2 марта 2011 г. – с

19.Храмов Д.А. Миниатюрные спутники стандарта «CUBESAT». № 3, т. 15. – 2009. – с. 20-31.

20.Моисеев Н.Н. Математические задачи системного анализа. - М.: Наука, 1981. – 488 с.