МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество
АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

кафедра Системы управления аэрокосмической техникой

«Допущен к защите»
Заведующий кафедрой СУАТ
Шингорбаев М.К., к.т.н., профессор
(Ф.И.О., ученая степень, звание)
________ «____» ____________ 20__ г.
(подпись)

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

На тему: Разработка телеметрического обеспечения космических аппаратов

Специальность 5В074600 – „Космическая техника и технологии"

Выполнил (а) Чаков Малжан Калыбекулы САУЛА-12-1
(Фамилия и инициалы) группа

Научный руководитель Таленова И.М.
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)

Консультанты:

по экономической части:
Бекишева А.И., к.э.н., доцент
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
________ « 31 » 05 2016 г.
(подпись)

по безопасности жизнедеятельности:
Джиенбаев М.К., д.т.н., проф.-академик
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
________ « 31 » 05 2016 г.
(подпись)

по применению вычислительной техники:
____
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
________ «____» ____________ 20__ г.
(подпись)

Нормоконтролер: Шингорбаев М.К., к.т.н., профессор
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
________ «____» ____________ 20__ г.
(подпись)

Рецензент: ________________________________
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
________ «____» ____________ 20__ г.
(подпись)

Алматы 2016 г.

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество

АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

Факультет Информационных технологий

Специальность 5В074600 – «Космическая техника и технологии»

Кафедра Системы управления аэрокосмической техникой

ЗАДАНИЕ

на выполнение дипломного проекта

Студент Уешов Малман Баипбекулы

(фамилия, имя, отчество)

Тема проекта Разработка телеметрического обеспечение космических аппаратов

утверждена приказом ректора № 21 от «10» марта 2016 г.

Срок сдачи законченной работы «___» ______________ 20___ г.

Исходные данные к проекту требуемые параметры результатов проектирования (исследования) и исходные данные объекта

1. Техническая литература по космическим аппаратам
2. Техническая литература по телеметрическому обеспечению
3. Техническая литература по математическому моделированию в среде MatLab / Simulink.
4. Справочная литература по охране труда и экономике

Перечень подлежащих разработке дипломного проекта вопросов или краткое содержание дипломного проекта:

1. Анализ цифровой телеметрической информации (ЦТИ)
2. Анализ принципа построения системы передачи ЦТИ
3. Рассмотрение основных компонентов процесса управления полетом любого типа космических аппаратов
4. Моделирование телеметрической системы связи
5. Изучение влияния фазового шума и аддитивного белого Гауссовского шума
6. Анализ результатов моделирования
7. Анализ условий труда в центре приема космической информации
8. Анализ технико-экономического обоснования проекта

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей)

1. Простейшая схема системы управления КА
2. Структурная схема сбора телеметрической информации с КА "Монитор-Э"
3. Общая система телеметрии
4. Связь телеметрической и других схем аппарата
5. Состав телеметрического кадра
6. Структурная схема наземного телеметрического комплекса
7. Модель телеметрических сигнал CCSDS
8. Блок-схема построенной модели телеметрии в среде Matlab-Simulink
9. Параметры блоков, включенных в модель
10. Графики, результирующие полученные данные
11. План центра приема космической информации

Рекомендуемая основная литература

1. Радиосистемы межпланетных КА / Р.В. Бакитько, М.В. Васильев под ред. Вишнего А.С. – М.: Радио и связь, 1993
2. [illegible] А.Г. Основы управления полетами КА: Учеб. пособие для вузов. – 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1990
3. Бортовые системы управления КА: Учеб. пособие / Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г. и др. Под ред. А.С. Сырова – М.: Изд-во МАИ-Принт, 2010
4. The Model of the Low Rate Telemetry Communication System for Matlab Simulink. Jiri Spacek, Miroslav Kasal. – Dept. of Radio Electronics, Brno, Czech Rep. – 2012.

Консультанты по проекту с указанием относящихся к ним разделов

Раздел	Консультант	Сроки	Подпись
Основная часть			
Экономическая часть	Бекишева А.И.	23.05 – 31.05.16	
БЖД	Дюсебаев М.К.	23.05 – 31.05.16	

ГРАФИК

подготовки дипломного проекта

№ п/п	Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления руководителю	Примечание
1.	Задание цифровой геометрической информации КА. Общие понятия и классификация КА. Системы формирования ЦТИ.		
2.	Принципы построения системы передачи ЦТИ. Обзор и преимущества геометрического обеспечения.		
3	Моделирование геометрического обеспечения системы связи в среде Matlab-Simulink. Расчет радиосети для результатов моделирования		
4.	Безопасность жизнедеятельности		
5.	Технико-экономическое обоснование		
6.	Заключение. Список использованной литературы. Оформление дипломного проекта		

Дата выдачи задания «14» марта 2016 г.

Заведующий кафедрой СУАТ _____ Шимпербаев М.К.
(подпись) (Фамилия и инициалы)

Руководитель _____ Полежева Я.М.
(подпись) (Фамилия и инициалы)

Задание принял к исполнению
студент _____ Усенов М.К.
(подпись) (Фамилия и инициалы)

Аннотация

Дипломный проект посвящен разработке телеметрического обеспечения космического аппарата. В данном проекте рассмотрена классификация цифровой телеметрической информации, основные принципы построения системы связи.

Во второй главе изучены влияния Аддитивного Белого Гауссовского шума, а также фазового шума на передачу и прием данных с космических аппаратов. Была разработана модель телеметрического обеспечения в среде Matlab. Были построены графики на основании полученных данных.

В части «БЖД» было рассчитано освещение и климатические параметры.

В экономической части было рассчитано технико-экономическое обоснование.

Структура работы представлена введением, четырьмя разделами, заключением и списком использованной литературы.

Аңдатпа

Дипломдық жоба ғарыш аппаратарының қамтамасыз ету үшін телеметрияны дамытуға арналған. Бұл мақалада телеметрия деректерімен байланыс жүйелерінің негізгі принциптерінің жіктелуі қарастырылды.

Екінші тарауда ғарыш аппараттарының деректерді беру және қабылдау бойынша аддитивті ақ Гаусс шуы және фазалық шудың әсері зерттелді. Matlab бағдарламалық қамтамасыз ету ортасында телеметрия моделі әзірленді. Графиктер алынған мәліметтер негізінде салынды.

«ТҚ» бөлімінде жарықтандыру және климаттың параметрлері есептелді.

Экономикалық бөлімінде техникалық-экономикалық негіздеме есептелді.

Жобаның құрылымы кіріспемен, төрт бөліммен, қорытындымен және пайдаланылған әдебиеттер тізімімен көрсетілген.

Abstract

The diploma project is dedicated to the development of telemetry to the spacecraft. In this paper the classification of the digital telemetry data and the basic principles of communication systems was described.

In the second chapter we studied the influence of additive white Gaussian noise and phase noise to the transmission and receiving data from the spacecraft. The model of the telemetry communication system has been developed in Matlab software environment. The graphs were constructed based on the data obtained.

The lighting and climate parameters were calculated in the third part of the paper. In the economic part the efficiency of the telemetry model was considered.

The paper includes an introduction, four chapters, a conclusion and a list of references.

Содержание

	Аннотация	3
	Введение	4
1	Цифровая телеметрическая информация космических аппаратов	5
1.1	Общие понятия и классификация космических аппаратов	5
1.2	Система формирования цифровой телеметрической информации	11
1.3	Принципы построения системы передачи ЦТИ	18
1.4	Обзор и преимущества телеметрического обеспечения	25
2	Моделирование телеметрического обеспечения системы связи в среде Matlab	31
2.1	Модель системы связи	32
2.2	Расчет разности фаз	41
2.3	Результаты моделирования	42
3	Технико-экономическое обоснование	45
3.1	Трудовые ресурсы, используемые в работе	46
3.2	Оборудование, используемое в работе	46
3.3	Программное обеспечение, используемое в работе	47
3.4	Затраты на разработку системы	47
3.5	Цена реализации	51
3.6	Вывод	52
4	Безопасность жизнедеятельности	53
4.1	Анализ условий труда	53
4.2	Расчет системы освещения производственного помещения	58
4.3	Расчет микроклимата	60
	Заключение	63
	Список используемой литературы	64
	Приложение	

Введение

В связи с широким развитием космических технологий, возникла необходимость в регулярной и бесперебойной передачи данных на дальних космических аппаратах.

Основной задачей системы управления космическим аппаратом является управление ориентацией космического аппарата и движением его центра масс. Для этого необходимы системы передачи командно-программной информации на космический аппарат и телеметрической информации от него.

Телеметрия, телеизмерение (от др.-греч. τῆλε «далеко» + μέτρεω — «измеряю») — получение информации о значениях измеряемых параметров (напряжения, тока, давления, температуры и т. п.) контролируемых и управляемых объектов методами и средствами телемеханики. Термин образован от греческих корней «теле» — «удалённый» и «метрон» — «измерение». Хотя сам термин в большинстве случаев относится к механизмам беспроводной передачи информации (например, используя радио или инфракрасные системы) он также заключает в себе данные, передаваемые с помощью других средств массовой коммуникации, таких как телефонные или компьютерные сети, оптическое волокно или другие типы проводной связи.

Для сбора данных обычно используют либо датчики телеметрии (с возможностью работы в телеметрических системах, то есть специальным встроенным модулем связи), либо устройства связи с объектом, к которым подключаются обычные датчики.

В качестве среды передачи данных используются как беспроводные (радио, GSM/GPRS, ZigBee, WiFi, WiMax, LTE), так и проводные (телефонные, ISDN, xDSL, компьютерные) сети (электрические или оптические).

Сущность телеизмерения заключается в том, что измеряемая величина, предварительно преобразованная в ток или напряжение, дополнительно преобразовывается в сигнал, который затем передается по каналу связи. Таким образом, передается не сама измеряемая величина, а эквивалентный ей сигнал, параметры которого выбирают так, чтобы искажения при передаче были минимальными.

Передача информации по проводам берёт своё начало в 19-м столетии. Одна из первых линий передачи была создана в 1845 между Зимним дворцом российского императора и штабами армий. В 1874 французские инженеры установили систему датчиков определения погоды и глубины снега на Монблане, передающей информацию в режиме реального времени в Париж. В 1901 американский изобретатель Михалик запатентовал сельсин, индукционную машину для попеременной передачи синхронизированной информации на расстоянии. В 1906 был построен ряд сейсмических станций, связанных телеметрической связью с Пулковской обсерваторией. В 1912

Эдисон разработал телеметрическую систему для мониторинга подключаемых нагрузок к электросети.

1 Цифровая телеметрическая информация космических аппаратов

Телеметрия является одним из важнейших видов обеспечения работоспособности космического аппарата. Она позволяет производить удаленную диагностику бортовых систем во время штатной эксплуатации, а также анализ работоспособности и пригодности аппарата во время летных и наземных испытаний. Телеметрические обеспечение включает в себя комплекс средств для сбора данных, в том числе:

- специальную аппаратуру (датчики, преобразователи сигналов и т.д.), измеряющие различные параметры работы всех бортовых систем и соответствующее программное обеспечение;
- комплекс накапливающей и радиопередающей аппаратуры;
- специальную принимающую наземную аппаратуру;
- специальное программное обеспечение, позволяющее производить обработку и анализ полученной телеметрической информации;
- специальное методическое обеспечение, описывающее алгоритмы анализа телеметрической информации на протяжении всего жизненного цикла космического аппарата.

Обычно телеметрическую информацию подразделяют на аналоговую (датчиковую, сигнальную и т.п. – собранную с помощью специальной аппаратуры) и цифровую (которая образуется внутри бортовых вычислительных комплексов). В свою очередь, цифровая телеметрическая информация подразделяется на:

- признаковую; которая понимается как цифровая сигнальная информация (например, команды на включение и отключение различных устройств), полученная в вычислительной системе КА;
- параметрическую; которая понимается как цифровая информация вычислительной системы, позволяющая производить характеристическую оценку работы бортовых систем (навигационные параметры бортовой системы управления (БСУ), токи, температуры и т.д.)
- кодовую; которая понимается как информация, передающая специальный код, однозначно определяющий состояние КА или бортовой системы (например, тип принятого полетного задания на КА «Экспресс-МД1» кодировался в специальном параметру и различные его значения обозначали, что на данный момент идет прием полетного задания (ПЗ) для управления системой управления движением (СУД) или для управления системой телеметрических измерений (СТИ). Такая классификация цифровой телеметрической информации позволяет упростить процесс проектирования системы цифрового телеметрического обеспечения.

1.1 Общие понятия и классификация космических аппаратов

Космический аппарат (КА) — общее название технических устройств, используемых для выполнения разнообразных задач в космическом пространстве, а также проведения исследовательских и иного рода работ на поверхности различных небесных тел. Средствами доставки космических аппаратов на орбиту служат ракеты-носители илисамолёты.

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

Области использования космических аппаратов обуславливают их разделение по следующим группам:

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

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

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

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

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

В общем случае, в полёте космического аппарата выделяются участок выведения, участок орбитального полёта и участок посадки. На участке выведения космический аппарат должен приобрести необходимую космическую скорость в заданном направлении. Орбитальный участок характеризуется инерциальным движением аппарата в соответствии с законами небесной механики. Посадочный участок призван погасить скорость возвращающегося аппарата до допустимой посадочной скорости.

1.1.1 Классификация КА. Интенсивное освоение космического пространства требует создания космических аппаратов (КА), обеспечивающих решение новых специфических задач. В настоящее время имеется множество разнообразных КА, решающих задачи по исследованию космоса, народнохозяйственные, специального назначения и т.д. (рис. 1.1).

В первом приближении КА можно классифицировать на следующие основные группы.

1. По назначению:

а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевещания и др.);

б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);

в) военные;

г) специальные (спускаемые аппараты).

2. Ближнего и дальнего космоса:

а) околоземные КА (искусственные спутники Земли, обитаемые орбитальные станции, обсерватории);

б) аппараты для полета к Луне (облетные, десантные, искусственные спутники Луны);

в) межпланетные КА (пролетные, десантные, спутники планет).

3. По типу двигательных установок:

а) КА с двигательными установками большой тяги (на химическом или ядерном топливе);

б) КА с двигательными установками малой тяги (плазменные, электростатические).

4. По типу управления: автоматические и пилотируемые.

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

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

- бортовую автоматику (или бортовой комплекс автоматического управления), включающую в себя «интеллектуальную» часть в виде бортовой вычислительной системы, исполнительную – в виде приборов,

преобразующих выходные сигналы бортовой вычислительной системы в управляющие воздействия, и сенсорную часть в виде датчиков определения движения.

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

Рисунок 1.1 – Простейшая схема системы управления космическим аппаратом

В случае управления полетом группы аппаратов в контуре управления имеется несколько объектов управления и бортовых комплексов управления, которые кроме управления спутником, на котором они установлены, способны формировать управляющие команды для остальных спутников в группе.

Основные компоненты процесса управления полетом любого типа космических аппаратов осуществляются в результате выполнения системой управления полетом ряда функций, состав и особенности реализации которых для любой конфигурации контура управления и сформированного плана полета представлены ниже.

1. Коррекция номинального плана полета и оперативное планирование.

2. Навигационные измерения и баллистические расчеты.

3. Выдача на бортовые исполнительные системы аппарата управляющих воздействий. Управляющие воздействия можно классифицировать как «срочные» (для оперативной реализации решения), «несрочные» (исполняемые в любой удобный момент в течение определенного времени), с точно заданным временем (например, команды включения двигателя при маневре, запуска программы возвращения на Землю и т.д.) и последовательная выдача на бортовые системы управляющих воздействий в типовых полетных операциях.

4. Контроль параметров состояния аппарата.

5. Обнаружение и идентификация нештатных ситуаций в процессе контроля состояния.

6. Оценка полета, выработка и принятие решений по дальнейшему его выполнению.

7. Реагирование на обнаруженные нештатные ситуации.

Осуществление указанных функций управления космическим полетом возлагается на наземный комплекс управления и бортовой комплекс автоматического управления аппаратом (или на бортовые комплексы управления в случае группового полета).

В ходе космических полетов в системе управления реализуется ряд процессов, решающих задачу формирования информации, необходимой для управления. Указанные процессы характеризуются следующими видами информационного обеспечения:

- баллистико-навигационное обеспечение;
- командно-программное обеспечение;
- информационно-телеметрическое обеспечение;
- контрольно-диагностическое обеспечение;
- методическое обеспечение нестандартных операций;
- информационное обеспечение выполнения целевой программы.

Характеристики потоков информации, их структура и объем зависят от принятого метода управления, который в числе прочего определяется конкретным распределением функций между бортовым комплексом автоматического управления и наземным комплексом управления. Кроме того, они зависят от перечня исходных данных, требуемых для автономного решения задач управления бортового комплекса, от состава параметров, необходимых для реализации алгоритмов, регламентирующих работу бортовых систем и аппаратуры космического аппарата.

Баллистико-навигационное обеспечение использует следующую информацию:

- баллистическую схему полета аппарата, разрабатываемую исходя из условия надежного достижения цели полета с наименьшими затратами ресурсов;
- параметры требуемой орбиты аппарата, определяемые принятой баллистической схемой полета и текущими условиями;
- параметры фактической орбиты аппарата, рассчитываемые оперативно по данным измерений текущих навигационных параметров и их прогнозируемые значения на требуемый момент времени;
- текущее состояние аппарата относительно центра масс, получаемое с помощью бортовых средств определения ориентации;
- параметры маневров, обеспечивающих нужную орбиту;
- установочные данные для настройки приборов системы управления движением;
- данные для наземной и автоматической систем навигации;

- баллистическую информацию, необходимую для оперативного планирования полета (периоды радиовидимости, освещенность Солнцем участков траектории, расстояние между аппаратом и Землей и задержку прохождения радиосигнала для межпланетных станций);

- баллистические данные и данные об ориентации аппарата, необходимые для научных исследований и экспериментов;

- целеуказания для наведения антенн наземных станций слежения и антенн радиосистемы аппарата на наземные станции и спутники-ретрансляторы.

Реализация баллистико-навигационного обеспечения требует получения следующей информации:

- навигационных параметров, получаемых наземным комплексом управления с помощью собственных радиосредств, или вычислительной системой аппарата посредством бортовой автоматической либо ручной аппаратуры навигационных измерений;

- телеметрической информации, содержащей данные для уточнения параметров, закладываемых в проводимые баллистические;

- данные об угловом положении, определяемые с помощью датчиков определения ориентации.

Баллистико-навигационное обеспечение выполняется наземным комплексом управления, а также автономно бортовыми вычислительными средствами аппарата. Для лунных и межпланетных станций возможность полностью автономной реализации баллистико-навигационного обеспечения является обязательным условием обеспечения безопасности полета при длительном отсутствии связи с наземным комплексом управления.

Командно-программное обеспечение формируется наземным комплексом управления. Оно заключается в трансформации решений по управлению полетом в управляющие воздействия, выдаваемые от наземного комплекса управления на бортовые системы аппарата и бортовой комплекс автоматического управления. При автономном управлении полетом без участия наземного комплекса управления эта задача решается бортовой вычислительной машиной, которая вырабатывает управляющие команды и в определенное время выдает их на бортовые системы.

Информационно-телеметрическое обеспечение предназначено для формирования телеметрической информации, поступающей от систем КА в наземный комплекс управления и бортовую вычислительную машину, и её преобразования к виду, необходимому для решения задач управления полетом.

Телеметрическая информация поступает от датчиков в виде измерений физических величин. Далее измерения переводятся в параметры состояния аппарата. На этапе обработки телеметрической информации фильтруют недостоверные значения параметров состояния аппарата, выделяют существенные, привязывают их ко времени. Телеметрическая информация может обрабатываться автономно на борту, передаваться на наземный

комплекс управления для обработки или для контроля состояния аппарата. Вся совокупность передающих, преобразующих и коммутационных устройств составляет телеметрическую (или радиотелеметрическую) систему космического аппарата.

Цель *контрольно-диагностического* обеспечения – автоматизированный мониторинг состояния аппарата и диагностика причин возникновения аномальных ситуаций для информирования звена, ответственного за общую оценку хода полета и принятие решения по её результатам. Контроль и диагностика заключаются в обработке и анализе информации, получаемой от служб телеметрического, баллистико-навигационного и командно-программного обеспечений.

Методическое обеспечение нестандартных полетных операций необходимо при планировании и проведении операций, разрабатываемых в ходе полета. Процесс предполагает разработку наземными специалистами технологий выполнения таких операций и отработку на моделирующих или на натурных стендах.

Информационное обеспечение выполнения целевой программы обеспечивается поставщиками целевых работ, а также персоналом оперативной группы управления, ответственным за целевую программу полета данного аппарата.

Каждый из указанных видов информационного обеспечения реализуется определенным элементом системы управления полетом. В составе наземного комплекса управления эти элементы представлены отдельными группами наземного персонала с необходимыми программно-техническими средствами, на борту аппарата – в виде соответствующего программно-технического обеспечения.

Требования по каждому типу информационного обеспечения сильно зависят от задач конкретной миссии. Одним из главных факторов, оказывающих влияние на информационное обеспечение, является динамика управляемого движения аппарата или группы аппаратов. Во многом от требований к управлению возникают требования к баллистико-навигационному обеспечению, командно-измерительному и информационно-телеметрическому обеспечению, исходя из которых уже формируется программно-технический облик планируемой миссии. Информационные требования для осуществления управления конкретным спутником или группировкой спутников ставятся исходя из использования конкретных алгоритмов управления, для успешного функционирования которых необходим некоторый пакет информации, формирующийся либо на борту, либо в наземном комплексе управления, причем часть информации, как правило, должна поступать с некоторой частотой, а часть должна быть задана единовременно. От качества информации (точность, полнота и т.д.), частоты получения информации, частоты управляющих воздействий, точности исполнения управляющих воздействий зависит качество управления космическим аппаратом, а значит и успешное выполнение миссии.

1.2 Система формирования цифровой телеметрической информации

Система формирования цифровой телеметрической информации предназначена для сбора, упаковки и передачи на Землю данных о состоянии космического аппарата и его служебных систем.

Система управления современного космического аппарата представляет из себя развернутую вычислительную сеть, где с помощью цифровых каналов могут быть соединены более десятка вычислителей. Примером может служить структурная схема сбора телеметрической информации КА «Монитор-Э» (рис. 1.2).

На схеме обозначено:

БЦВС – бортовая цифровая вычислительная система;

КПУ – коммутационно-преобразующее устройство;

АД(0-2) – астродатчики;

ПСА – панхроматическая съемочная аппаратура;

РДСА – распределенного доступа съемочная аппаратура;

АСН – аппаратура спутниковой навигации;

СТИ – система телеметрических измерений;

БАКИС – бортовая аппаратура командно-измерительной системы;

АТМИ – аналоговая телеметрическая информация.

В данной системе работает 19 цифровых вычислителей, поэтому основной поток информации о состоянии объекта представляет из себя цифровую телеметрию, передаваемую по цифровому мультиплексному каналу обмена (МКО. Система телеметрических измерений принимает ТМИ по аналоговым каналам, в основном это ТМИ системы электроснабжения (СЭС) и терморегулирования (СОТР) КА. Далее СТИ упаковывает собранные данные в пакеты объемом по 512 байт и передает их на вход передающего устройства бортовой аппаратуры командно-измерительной системы (БАКИС), где происходит их преобразование к виду, пригодному для передачи по эфиру.

СТИ состоит из следующих функциональных устройств: вычислительного устройства приема ЦТМИ, устройства опроса аналоговой ТМИ и устройства взаимодействия с БАКИС. Устройство приема ЦТМИ обеспечивает прием по МКО до 14-ти посылок по 32 слова от цифровых абонентов СТИ. При приеме семи посылок СТИ (размер основного кадра СТИ составляет 512 байт и может в себя включать семь фрагментов ЦТМИ, запись в запоминающее устройство (ЗУ) или передачу информации в БАКИС СТИ осуществляет целыми кадрами), по окончании предыдущего цикла записи в ЗУ, формирует пакет информации и записывает его в ЗУ или на вход буфера обмена с БАКИС в зависимости от текущего режима. Устройство опроса аналоговой ТМИ формирует пакет аналоговой ТМИ со скоростью опроса заданной БСУ или установленной по умолчанию и передает его в ЗУ или на вход буфера обмена с БАКИС в зависимости от текущего режима. Устройство

взаимодействия с БАКИС предназначено для приема разовых команд для СТИ и передачи их в передающее устройство ТМИ.

Вся активная телеметрическая информация о функционировании агрегатов и систем современного космического летательного аппарата представлена в цифровом виде. Также в цифровом виде может быть представлена некоторая пассивная информация.

Под активной информацией будем понимать все виды информации, участвующие в процессе управления аппаратом, в том числе и через наземный контур управления. Под пассивной информацией будем понимать информацию системы, по которой не производится управление.

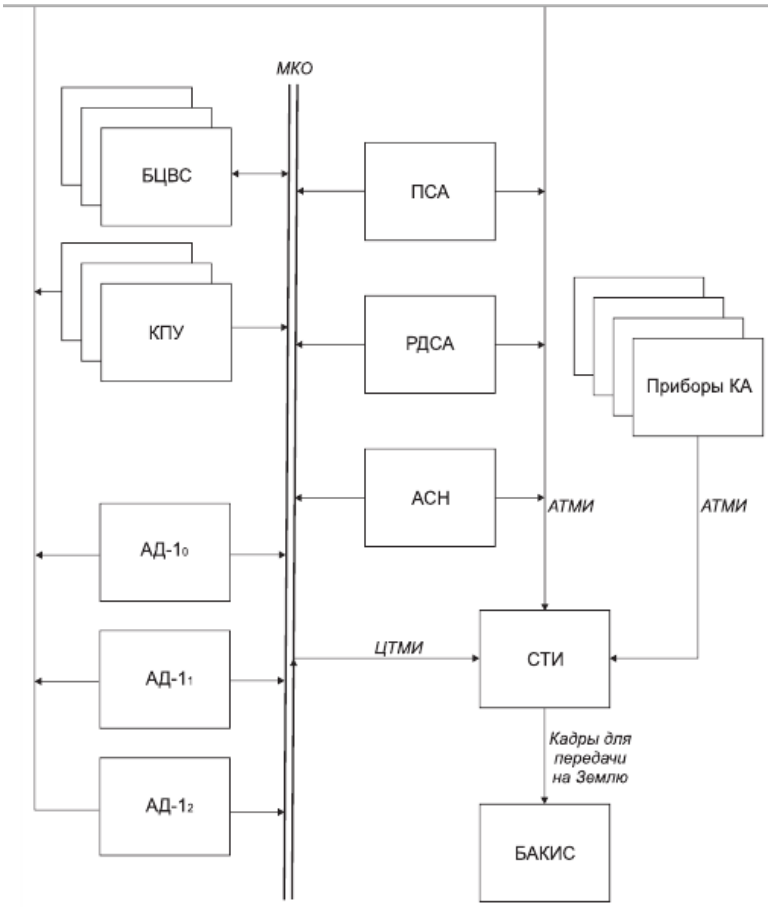


Рисунок 1.2 – Структурная схема сбора телеметрической информации КА «Монитор-Э»

Для оценки состояния бортовых систем космического аппарата в основном необходима активная составляющая всей информации космического аппарата. Пассивная информация может передаваться на Землю только для анализа состояния агрегатов космического аппарата (при различных нештатных ситуациях (НШС)) или для диагностики и определения степени износа агрегатов.

Передача различных видов телеметрической информации на Землю должна обеспечивать диагностику функционирования систем КА,

диагностику возможности выполнения КА своей целевой функции в случае возникновения различных НШС и возможность выявления причин, повлекших возникновения отказов, для обеспечения надежности будущих изделий.

Современная система управления является достаточно сложной логической системой. Взаимодействие между компонентами осуществляется в основном посредством выставления различных флагов состояний. Поэтому очень большая часть активной информации является признаковой. Признаковая информация обладает некоторыми особыми свойствами: признаковые параметры изменяют свои значения только при прохождении определенных изменений. Таким образом, у каждого признакового параметра существует некая максимальная частота обновления, которая зависит от частоты изменения состояний телеметрируемой системы.

Кроме признаковой информации на борту формируются физические параметры, являющиеся также активной информацией. Данные параметры могут изменяться с любой частотой, доступной в системе (либо с частотой вычисления параметра, либо с частотой опроса параметра). Большинство пассивных параметров являются физическими параметрами.

Основные задачами при проектировании системы сбора и передачи телеметрической информации:

– обеспечение максимальной степени сжатия телеметрического потока;

– обеспечение минимальных затрат вычислительной мощности на кодирование потока телеметрической информации;

– обеспечение максимальной защиты от искажений телеметрической информации.

Решение данных задач может достигаться различными способами. Однако выбор оптимального решения в каждом конкретном случае должен производиться по специальным методикам.

Например, для низколетящего спутника дистанционного зондирования Земли «Монитор-Э» была разработана следующая система упаковки ЦТМИ.

Весь возможный объем телеметрируемых параметров подразделяется на следующие категории:

1. Параметры для контроля выполнения типовых полетных операций (ТПО), включающие в себя мгновенные значения данных, фиксирующих условия при смене ТПО, которые при необходимости могут быть использованы как начальные условия для проведения моделирования процесса отработки ТПО на Земле.

2. Параметры обобщенных оценок изменения состояния бортовых систем в процессе выполнения ТПО, которые формируются разработчиками систем и выдаются по признаку окончания ТПО.

Телеметрирование параметров контроля ТПО выполняется при каждой смене ТПО.

3. Группы параметров для контроля конкретной подсистемы БСУ или исполнительного органа/датчика этой подсистемы.

Параметры записываются в виде временного процесса. Перечень параметров, частота их регистрации, временной интервал записи определены разработчиком подсистемы.

4. Особые исследовательские режимы, в которых адреса исследуемых ячеек задаются кодовыми командами.

5. Группа параметров для реализации «черных ящиков» подсистем, передаваемых в случае интегрального отказа информационной системы/исполнительного органа.

Телеметрия из этой группы записывается в оперативное запоминающее устройство бортовой цифровой вычислительной системы (ОЗУ БЦВС) по принципу «кольцевого буфера» длительностью t сек. Передача и запись в СТИ параметров «черного ящика» производится при наличии признака интегрального отказа через время t/2 после момента T0 формирования признака. Таким образом, параметры «черного ящика», передаваемые в СТИ, будут зафиксированы на интервале времени (T0 – t/2) - (T0 + t/2).

Перечень параметров «черных ящиков», частота их регистрации и потребная временная длина кольцевого буфера определяются разработчиками подсистем БСУ.

6. Группа признаковых слов.

В эту группу входят специально сформированные для ЦТМИ слова, состоящие из наиболее важных для оценки работоспособности подсистем битовых признаков, причем признаки отказов должны быть сгруппированы в отдельные слова.

Регистрация и передача в СТИ признаковых слов производится по факту их обновления 1 раз за 6-10 циклов счета БЦВС (один цикл счета осуществляется за 100 мс), при этом регистрируются только изменившиеся слова. Для уменьшения времени работы программного обеспечения (ПО) на каждом такте опрашиваются слова только из одного массива.

7. Группа параметров режима непосредственной передачи.

Массив параметров данной группы формируется только при непосредственной передаче по команде из БЦВС и записывается в ЗУ СТИ отдельным потоком.

8. Массивы цифровой телеметрической информации коммутационно-преобразующего устройства.

Все массивы ЦТМИ имеют следующий формат:

Lmas	Nmas	Tctmi2	Tctmi	Информационный формат до 42 слов

где Lmas – общая длина массива, слов (1 байт);

Nmas – номер массива (1 байт);

Tctmi – время формирования массива (2 байта);

Tctmi2 – счетчик обнулений времени Tctmi (2 байта).

Информационная часть массивов имеет фиксированный состав, задаваемый в программе. Массивы категорий 1-5, 7 и частично 8 имеют

фиксированный размер. Признаковые массивы и большинство массивов ЦТМИ КПУ могут иметь разную длину в зависимости от количества изменившихся слов, вследствие чего эти массивы имеют следующую особенность: сразу после времени формирования в информационной части следует служебное слово SWPR (2 байта), содержащее информацию о перечне признаковых слов, входящих в состав данного массива. Например, если это слово имеет следующий вид:

значение 0 0 0 1 0 1 1 1 0 0 0 0 1 0 0 0
разряд 15 14 13 12 11 10 9 8 7 6 5 4 3 2 1 0

это означает, что массив содержит признаковые слова № 3, 8, 9, 10, 12 из общего списка слов, входящих в состав этого массива. Максимально возможное количество слов, размещенных в признаковом массиве, равно 16, минимальное – 1. Таким образом, признаковые массивы имеют следующую структуру:

Lmas; Nmas; Tctmi2; Tctmi; SWPR; Информационная часть (максимально 16 слов)

где Lmas – общая длина массива, слов (1 байт);
Nmas – номер массива (1 байт);
Tctmi – время формирования массива (2 байта);
Tctmi2 – счетчик обнулений времени Tctmi (2 байта);
SWPR – служебное слово (2 байта).

Собранная ЦТМИ может быть упакована двумя способами.

Первый способ применяется для упаковки ТМИ, формируемой программами сбора ЦТМИ, в буфере размером 2 КБайта, программное обеспечение упаковки и передачи ЦТМИ считывает порциями по 30 слов информацию из этого буфера, сдвигая соответствующий указатель на освободившееся место. Чтение продолжается до тех пор, пока не будет достигнут конец выданной ЦТМИ информации, точнее пока в буфере не останется информации менее 30 слов. К 30-и словным пакетам информации (субкадрам) программное обеспечение упаковки и передачи ЦТМИ добавляет идентификационное слово, в котором содержится информация о порядковом номере субкадра (младший байт) и указатель на начало целого первого массива в текущем субкадре (старший байт). Нумерация субкадров ЦТМИ ведется от 0 до 254.

Второй способ применяется для упаковки специальной ЦТМИ. В ОЗУ существуют буферы размером по 30 слов для формирования так называемых специальных массивов:

• массив меток времени (заполняется программным обеспечением упаковки и передачи ЦТМИ 1 раз в 6000 тактов);

• массив информации настраиваемых параметров – НП (заполняют программы сбора ЦТМИ 1 раз в 10 тактов по команде от программного обеспечения упаковки и передачи ЦТМИ);

• массив информации о приходе командно-программной информации – КПИ (заполняет подсистема первичной обработки информации от БАКИС не чаще одного раза в 15 тактов по приходу КПИ с Земли);

• массив информации особой важности (заполняется программным обеспечением упаковки и передачи ЦТМИ один раз в 6000 тактов).

Специальная ЦТМИ имеет наибольший приоритет и после формирования немедленно передается через канал МКО в СТИ.

Такая система позволяла обеспечить сжатие признакового потока информации, но в ходе эксплуатации были выявлены следующие недостатки:

– при потере части телеметрической информации было сложно восстановить картину признаковых параметров, так как их появление в телеметрии происходит по факту их изменения;

– невозможность контроля динамических параметров системы на протяжении всего полета, так как основные параметры движения КА выводились в телеметрию только при смене типовой полетной операции.

Эти недостатки были устранены в системе сбора телеметрической информации БСУ «КазСат». В этой системе каждые 100 минут происходит сброс всех массивов признаковой информации принудительно. Таким образом, даже при потере части телеметрии можно было в дальнейшем восстановить оперативную обстановку на борту. Однако при быстром течении событий на борту, особенно при возникновении нештатных ситуаций, потеря части ЦТМИ могла повлечь за собой неполное восстановление цепочки событий, что затрудняло анализ и требовало привлечения для анализа дополнительных наземных средств.

В системе сбора телеметрической информации был предусмотрен специальный режим телеметрирования динамических параметров на Землю с периодом в 20 секунд при условии, что не происходил сброс других массивов, связанных с исследовательским режимом работы БСУ.

Кроме того, был предусмотрен каждые 12 часов сброс всех исследовательских параметров БСУ для получения начального среза ЦТМИ в случае утери предыдущей телеметрической информации.

КА «КазСат» является геостанционарным спутником, который предназначен для обеспечения связи. Особенность его эксплуатации заключается в наличии постоянного канала обмена между аппаратоми Землей, что снимает ряд ограничений на систему сбора телеметрической информации. По каналу обмена с Землей информация передается с небольшой скоростью, однако то, что он включен постоянно, позволяет передавать достаточно большие суточные объемы информации. Максимальный объем телеметрической информации системы управления, передаваемый с борта КА, мог составлять до 27 Мбайт в сутки, тогда как для спутников дистанционного зондирования Земли и спутников с периодическими сеансами связи при

современном отечественном состоянии бортовых телекомандных систем объем телеметрической информации может составлять не более 1-3 Мбайта в сутки.

Учитывая опыт эксплуатации аппаратов «Монитор-Э» и «КазСат» в МОКБ «Марс» предпринята попытка разработки универсальной системы сбора телеметрической информации.

Система должна обеспечивать легкую настраиваемость на задачи, реализуемые в конкретном аппарате, и удовлетворять все вышеперечисленные требования к системам сбора телеметрической информации.

Данная система строится на принципе разделения информации на:

– признаковую,

– периодическую и разовую.

Вся признаковая информация кодируется в специальные отдельные посылки, которые передаются независимо в телеметрическую систему. Периодическая и разовая информация формируется по признакам от подсистем. Размер массива такой информации кратен размеру телеметрического субкадра, отправляемого в телеметрическую систему (для современных телеметрических систем космических аппаратов размер такого субкадра равен максимальному фрагменту передачи по мультиплексному каналу обмена и составляет 64 байта информации). Такие массивы получили наименования массивов разовых срезов. Все массивы признаковых параметров легко настраиваются и реализованы в специальных модулях, что позволяет автоматизировать процесс создания программных модулей. Кроме того, в полете предусмотрена настройка перечня признаковых параметров. Массивы разовых срезов также реализованы в специальной форме и легко доступны для редактирования, однако условия выдачи массивов разовых срезов имеют достаточно широкий диапазон программных реализаций, что, к сожалению, не позволяет полностью провести процесс автоматизации компоновки программных модулей, отвечающих за разовые срезы. Поэтому на данный момент реализована только автоматическая компоновка состава массивов разовых срезов, а модули, реализующие выдачу разовых срезов, создаются ручным способом.

В связи с этим в настоящее время в полете предусмотрена возможность блокировки вывода в телеметрию произвольного количества массивов разовых срезов, а также имеются специальные инструменты для составления собственных массивов разовых срезов для передачи их на Землю с заданной частотой.

1.3 Принципы построения системы передачи ЦТИ

Задача передачи информации является важнейшей из решаемых космическим аппаратом. Работа других систем направлена на то, чтобы обеспечить верное функционирование аппарата, а значит, выполнение летного задания – сбор необходимой научной или технологической информации и

передача ее на Землю. Вместе с тем, передача и получение данных с Земли в большинстве космических аппаратов необходима для работы остальных систем. В первую очередь, она необходима для передачи из центра управления команд баллистико-навигационного обеспечения, корректировки программы научных испытаний, включения или отключения различных систем. Таким образом, телеметрическая система предстает центральной системой, неразрывно связанной с остальными системами аппарата.

Первым примером телеметрической системы и ее важности является первый же искусственный спутник Земли. Единственной целью данного аппарата была передача радиосигнала из космоса. Для этого использовался 3.5-киллограмовый радиопередатчик, работавший на частотах 20.005 и 40.002 МГц и передававший сигнал при помощи двух внешних антенн длиной 2.9 и 2.0 метра. Уже на Спутнике-1 была реализована, хотя и опосредованная, связь телеметрической и других систем. За счет измерения красного смещения спутника множеством людей, получавших его сигнал (телеметрическая система), была определена орбита аппарата (баллистико-навигационное обеспечение), что, в свою очередь, позволило оценить влияние атмосферы Земли на эволюцию орбиты аппарата (научная программа полета).

Рисунок 1.3 – Общая схема телеметрической системы

Управляющие команды и другие данные от наземного комплекса управления передаются на борт обычно в S-диапазоне (частота 2-4 ГГц). При помощи бортового комплекса управления сигнал обрабатывается и затем передается для выполнения необходимой системе. Данные от различных систем (научные данные от полезной нагрузки, результаты проверки различных систем) обрабатываются бортовым комплексом управления и передаются в наземный комплекс управления, обычно в диапазонах 8-40 ГГц. Зачастую для полезной нагрузки и для других данных используются разные каналы, особенно когда объем передаваемой научной информации велик. Телеметрическая информация разделяется на служебную, научную и информацию об ориентации. В служебную информацию входят данные о температуре систем аппарата, напряжении в электрических цепях и т.д. Современные аппараты имеют от сотни до тысячи параметров (для шаттла – около 12000), проверка которых осуществляется наземным комплексом управления по данным телеметрии. Частота получения этих данных обычно невелика и составляет от десятков секунд до нескольких минут, поэтому для обеспечения передачи служебной информации не требуется широкого канала (обычно хватает нескольких сотен бит в секунду). Информация об ориентации поступает от установленных на борту аппарата датчиков и может быть как

цифровой, так и аналоговой. Для ее преобразования модуляция. Научная информация для каждого конкретного аппарата сильно различается, но практически всегда требует передачи большого объема данных (может потребоваться канал до Гбит/с).

Вся совокупность передающих, преобразующих и коммутационных устройств составляет телеметрическую (или радиотелеметрическую) систему космического аппарата. Телеметрическая система может работать в двух режимах передачи информации. Это может быть передача получаемых в текущий момент времени данных от систем аппарата или передача информации, сохраненной на записывающих устройствах. Выбор режима работы телеметрической системы основывается на характере всей миссии и во многом определяется орбитой аппарата.

Число каналов является одной из важнейших характеристик телеметрической системы. Оно определяет число параметров космического аппарата, которое может быть передано на Землю. При этом для большого числа каналов может использоваться одна или несколько радиолиний.

Важнейшей характеристикой телеметрической системы является ее информативность – максимальный поток информации, который может быть подан в радиоканал, измеряемый в двоичных символах в секунду. Согласно современной классификации, телеметрические системы с информативностью менее 10000 считаются малоинформативными, свыше 100000 – высокоинформативными.

Рисунок 1.4 – Связь телеметрической и других систем аппарата

В разработке телеметрической системы большое значение играет орбита аппарата и его задачи. В первую очередь, выделим геостационарную орбиту. В этом случае связь спутника с наземной станцией может быть постоянной. Это позволяет использовать средства связи, пропускная способность которых меньше, чем, скажем, у аппарата на низкой околоземной орбите. В этом случае связь с наземной станцией, если она одна, будет возможна несколько раз в день в течение сильно ограниченного интервала времени, возможно, в течение нескольких минут. Такой аппарат должен быть оснащен более мощными средствами передачи информации и возможностями ее хранения. Иногда встречается также требование к низкому околоземному аппарату постоянно быть на связи, как в случае с МКС. Это требует создания сети

наземных станций связи или использования спутниковой системы связи. Аппараты дальнего космоса имеют свои особенности. Задачи, решаемые аппаратом, также оказывают большое влияние на требования к телеметрической системе. В случае научного аппарата возникает задача передачи большого объема информации (в особенности, если аппарат оснащен фотоаппаратурой), тогда как в случае телекоммуникационного спутника требуется лишь передача на Землю диагностической информации и получение управляющих команд.

Первый шаг в создании телеметрической системы – разработка примерного листа телеметрии. Для каждого элемента, который может попасть в поток данных телеметрии, фиксируется описание сигнала, его тип (аналоговый, бинарный, цифровой), требуемая точность и частота получения данных. В процессе разработки всего проекта лист телеметрии изменяется, поэтому на первом этапе необходимо предусмотреть достаточное количество запасных каналов. На начальном этапе также выбираются типы передатчиков, радиодиапазоны, в которых будет вестись обмен телеметрической и командной информацией, способ передачи информации – непосредственно на наземный комплекс управления или через спутниковую систему.

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.);
- низкоинформативные 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 (рис. 1.5) [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.

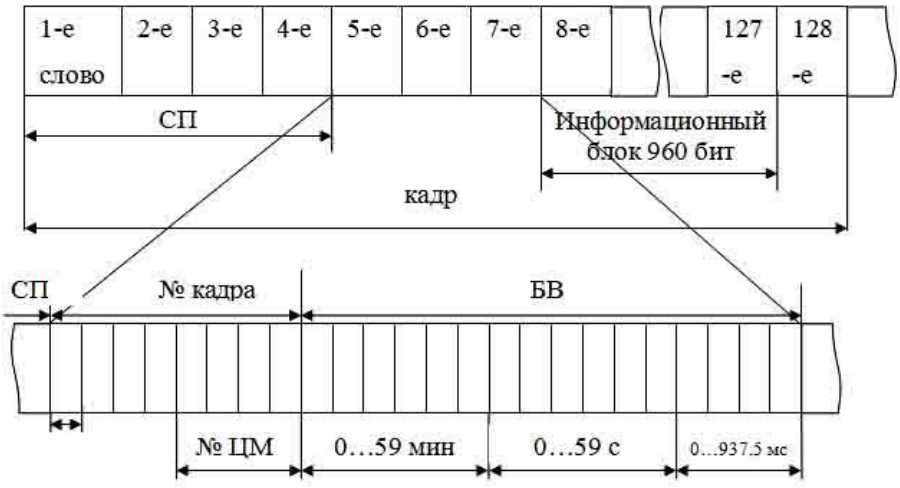


Рисунок 1.5 – Состав телеметрического кадра.

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);

– свёрточный 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.

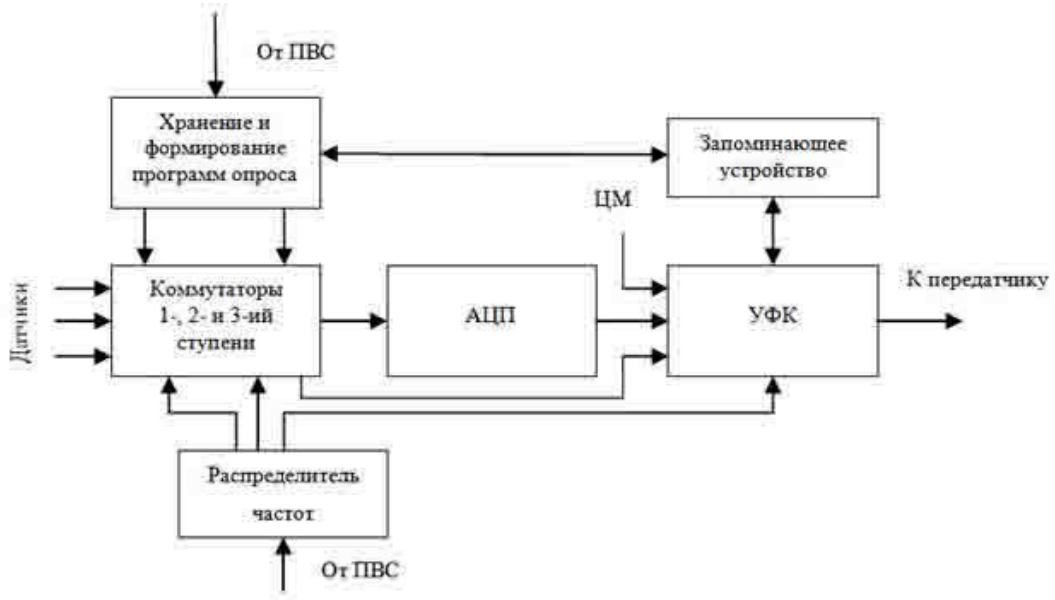


Рисунок 1.6 – Структурная схема бортового комплекса системы передачи телеметрической информации.

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 – свёрточный с К=9, R=1,3 – пригоден в основном для программной реализации. Сложность аппаратурной реализации примерно в 8 раз больше чем для свёрточного 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. 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.

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.

Наземный комплекс предусматривает регистрацию принимаемой информации, чтобы отказ в сеансе связи наземных систем синхронизации и декодирования, каналов связи с ЦУП и т.п. не приводил к потере информации. Поэтому наземный комплекс (рис. 1.7) имеет несколько ступеней регистрации.

Для приёма ТМИ используется одна из двух антенн комплекса космической связи: с диаметром зеркала 32 либо 70 метров.

Для сужения зоны поиска сигнала по частоте и снижения тем самым порогового значения энергетического потенциала используются программируемые синтезаторы частоты, позволяющие компенсировать известную часть доплеровского сдвига частоты принимаемого сигнала. В системе используются мягкое декодирование по алгоритму Витерби [4]. При

этом, с учётом потерь в реальном приёмном устройстве при вероятности ошибочного приёма бита информации 10^{-4} требуется $E_б/N_0 = 3$ с учётом потерь на реализацию. После декодирования цифровые данные поступают на схему выделения сигнала кадровой синхронизации и схему выделения результатов измерения отдельных параметров.

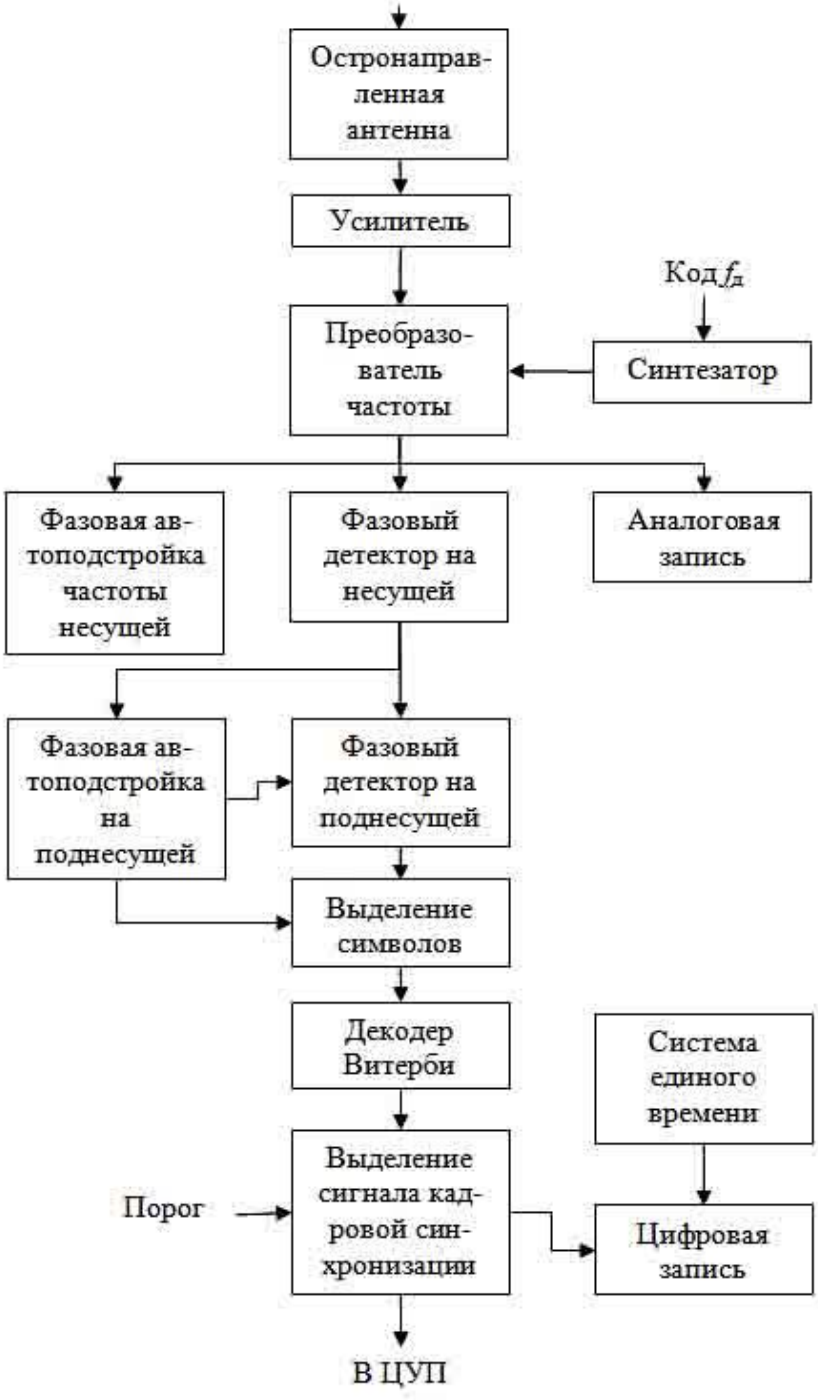


Рисунок 1.7 – Структурная схема наземного телеметрического комплекса.

1.4 Обзор и преимущества телеметрического обеспечения

В настоящее время к информативности канала передачи телеметрической информации (ТМИ) с борта космического аппарата (КА) предъявляются все более и более серьезные требования. Данное обстоятельство обусловливается возрастающей сложностью процессов управления и жизнеобеспечения на борту КА, необходимостью их детального контроля. Объем передаваемых данных по телеметрическому каналу должен быть большим, в информации должна отсутствовать избыточность.

Технические решения по повышению информативности канала ТМИ могут быть различными. Первым очевидным решением является увеличение физической скорости канала телеметрии. Действительно, с одной стороны, применяемые в настоящее время скорости передачи в служебном канале телеметрии системы управления КА (2, 4, 8 кбит/с) можно считать не вполне удовлетворительными. Увеличение физической скорости передачи данных потребует перехода на повышенный частотный диапазон радиоканала ТМИ и связанные в связи с этим высокие технические затраты.

Другим очевидным решением является сжатие ТМИ перед посылкой в канал передачи. Сжатие может существенно увеличить объем передаваемых данных, но если данные избыточные, имеются их повторы, то применение сжатия не позволит кардинально повысить информативность канала ТМИ.

Природа избыточности данных может быть разная: нерациональный подбор измеряемых параметров, погрешности измерения, нерациональная структура передаваемых сообщений (транспортных кадров, сегментов передачи) и т. д. Но основным источником избыточности может оказаться общий механизм формирования и посылки телеметрии.

До настоящего времени основным остается механизм, имеющий непрерывный характер выдачи ТМИ в канал передачи данных. Данные телеметрии передаются в транспортных кадрах, имеющих определенную структуру. Так как источников данных много, и они имеют в общем случае разную структуру данных, то для передачи ТМИ о текущем состоянии бортовых систем КА используется несколько транспортных кадров (N). Таким образом, последовательность из N транспортных кадров передает полную ТМИ о состоянии КА в текущий момент времени t. В дальнейшем для передачи ТМИ в момент t + 1 используется новая последовательность из N транспортных кадров.

Заполнение данных об источниках в наборе телеметрических кадров выполняется в соответствии с определенным форматом, в котором определяется, сколько источников данных размещаются в каждом кадре и какова разрядность выделенного для каждого источника поля. Поэтому данный механизм формирования и передачи ТМИ в дальнейшем будем называть форматным.

В наземном комплексе управления (НКУ) происходит выделение информации из транспортных кадров в соответствии с их форматами и вся последующая обработка, связанная с анализом полученной информации: выделение нормально работающих источников, у которых отклонения

информации находятся в допустимых границах; выделение источников с отклонениями информации за допустимые границы; анализ динамики изменения информации от источников; диагностирование работы бортовых систем; принятие решений по устранению выявленных проблем.

Рассмотренный форматный механизм формирования и передачи телеметрии имеет высокую избыточность: для бортовых систем, находящихся в нормальном работоспособном состоянии изменения ТМИ во времени незначительны или вообще отсутствуют. Тем не менее канал ТМИ полностью загружен этими избыточными малоинформативными данными.

Происходящий в настоящее время переход на пакетный механизм в соответствии с рекомендациями CCSDS не решает проблему избыточности информации. Сущность концепции пакетной телеметрии состоит в том, что данные различных процессов бортовых систем КА объединяются в пакеты данных, соответствующие источникам, которые затем передаются по каналу передачи так, чтобы принимающие средства с высокой надежностью могли восстановить их [7].

Модель телеметрических служб CCSDS, построенная по образцу модели OSI представлена на рисунке 1.8.

Рисунок 1.8 – Модель телеметрических служб CCSDS

Рекомендации комитета CCSDS адресованы только пяти нижним уровням этой модели. И если системный уровень модели, отвечающий за

преобразование физических величин в наборы телеметрических данных, будет построен по принципам рассмотренной ранее форматной телеметрии, высокая избыточность информации сохранится. Принимаемые НКУ пакеты будут по большей части иметь повторяющуюся информацию.

Для снижения избыточности ТМИ предлагается дополнить пакетную телеметрию запросным механизмом ее формирования и передачи (режим управляемой телеметрии). Сущность управляемой телеметрии состоит в следующем: ТМИ передается только по запросным командам, поступающим в телеметрическую систему КА (командно-измерительная система, КИС) с НКУ.

При отсутствии передачи полезной ТМИ из бортовой КИС в телеметрический канал поступают неинформативные данные, необходимые для поддержания синхронизации процессов на передающей и приемной стороне. При высокой надежности передающих устройств при отсутствии полезной ТМИ телеметрический канал может вообще отключаться.

Передача полезной ТМИ инициализируется поступлением в бортовой КИС запросной команды.

Запросные команды могут быть нескольких типов:

разовый запрос на выборку текущих данных от нескольких источников;

запрос на выполнение определенного сценария выборки данных от нескольких источников;

отложенный запрос на выполнение определенного сценария при наступлении какого-либо события;

запрос на выборку с предобработкой данных (суммирование, усреднение, отклонение от среднего и т. д.) и другие.

Разовый запрос позволяет получить немедленную выборку данных. Скорее всего, данный вид запроса потребуется при устранении нештатных ситуаций на борту КА, когда потребуется «ручное» управление потоком телеметрических данных.

В штатном режиме эксплуатации вероятнее всего будут выполняться запросы на выполнение предопределенных сценариев выборки. Сценарий выборки определяет последовательность и формат представления данных для опроса нескольких источников. Отложенные запросы на выполнение сценария выборки могут выполнятся либо периодически через определенные интервалы времени, либо при наступлении какого-либо события, например, изменении данных от какого-либо источника выше критического порога. Запрос на выборку с предобработкой необходим для каких-либо операции по анализу данных.

Запросный механизм, осуществляя управляемую выдачу ТМИ, существенно разгружает канал передачи данных и дает возможность расширить количество источников ТМИ. Одним из таких источников могла бы стать система журналирования, фиксирующая управляющие воздействия бортового компьютера, процедуры взаимодействия бортовой аппаратуры, отказы оборудования и исключительные ситуации информационных

процессов на борту КА. Появление полноценной системы журналирования поднимет на новый качественный уровень диагностику КА.

Важнейшим практическим вопросом является реализуемость предложенного механизма управляемой выдачи телеметрии. Понятно, что прямое соединение источников данных с телеметрической системой КИС не позволит реализовать запросный механизм. Необходимо аппаратное хранилище накапливаемых данных для их последующей передачи в канал телеметрии.

Для реализации запросного механизма наилучшим видом организации аппаратного хранилища является база данных (БД). БД позволяет эффективно реализовать хранение, запись, поиск, выборку данных. Логическая и физическая организация БД не является предметом рассмотрения данной статьи. Отметим лишь, что БД должна располагаться в электрически перепрограммируемой энергонезависимой памяти и представлять собой набор файлов: таблиц и индексов, связанных между собой.

БД должна располагаться в КИС, тем самым бортовой компьютер освобождается от нагрузки, связанной с управлением БД. Система управления БД (СУБД) должна представлять из себя некий контроллер, реализующий по командному запросу следующие функции:

– запись данных из соответствующих источников в соответствующие таблицы БД;

– выборка данных из БД для ее передачи в телеметрическую систему КИС;

– хранение соответствующих командному запросу данных до получения подтверждения о доставке данных на НСУ;

– предоставление данных для других систем КА, в том числе и для бортового компьютера.

Работу запросной телеметрии можно упрощенно описать следующим образом. Командная система КИС идентифицирует поступившую команду как запросную и передает ее на исполнение телеметрической системе. Телеметрическая система определяет источники данных и производит обращение в соответствующие таблицы БД. Телеметрическая система КИС путем периодического опроса постоянно выполняет актуализацию данных в БД, но, если в настоящий момент в БД не хранятся актуальные данные от указанных источников, обращается к ним.

Получение данных от источников просто реализуется при сетевой архитектуре бортового комплекса управления (БКУ) [6], представленной на рис. 1.9.

Источники данных физически подключены к удаленному контроллеру сети. КИС, как активное устройство, обращается к удаленному контроллеру, используя сервисы сети. Поступившие данные от источников сохраняются СУБД в соответствующих таблицах БД (оператор INSERT).

Затем СУБД организует выборку данных из БД, используя операторы типа SELECT и WHERE, и передает на уровень пакетирования телеметрической системы. Данные передаются по каналу передачи.

При успешном приеме данных НКУ формирует положительную квитанцию. Признак положительной квитанции от командной системы КИС передается на телеметрическую систему, тем самым завершая транзакцию БД.

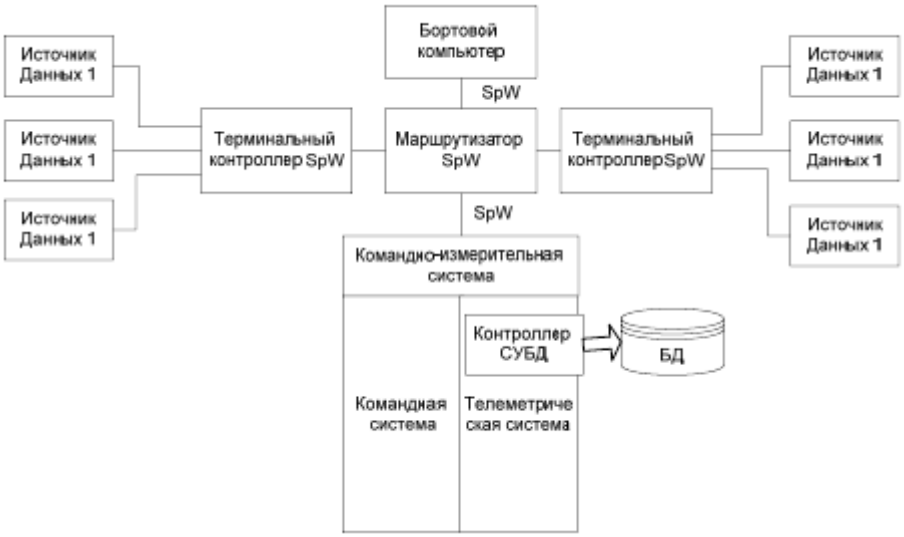


Рисунок 1.9 – Сетевая архитектура бортового комплекса управления

Запросный способ выдачи телеметрической информации потенциально может сам быть причиной внесения избыточности, но несколько иного рода. В формируемом сообщении порядок передачи данных от источников в общем виде может быть произвольным, определяется видом запроса. Это предполагает адресный способ идентификации источников данных в передаваемом сообщении: <идентификатор 1> <данные источника 1> <идентификатор 2> <данные источника 2>…<идентификатор n> <данные источника n>. Если источников много, например 1 000, то поле <адрес источника i> может занимать 10 разрядов. Данная проблема имеет множество вариантов решения, например, для случая предопределенных запросов, когда заранее известен формат принимаемого сообщения и количество источников данных, можно существенно уменьшить длину идентификатора. Но в любом случае такой вариант избыточности заведомо менее значимый, чем при форматном механизме непрерывной выдачи ТМИ.

БД и СУБД телеметрической системы, по сути, промежуточные звенья от источников данных до телеметрической системы для обеспечения высокой скорости выдачи телеметрии в ответ на запросную команду должны иметь высокую производительность.

Для обеспечения высокой производительности при выборе проектных решений необходимо учитывать следующие обстоятельства. Первое обстоятельство касается собственно БД, которое физически располагается в

энергонезависимой памяти (флеш-память, фазоинверсная энергонезависимая память и др.).

Энергонезависимая память имеет низкую скорость доступа. Кроме того, энергонезависимая память имеет ряд ограничений на эксплуатационный ресурс в условиях космоса [3]; этот ресурс необходимо использовать оптимально. Для этого с помощью внешней оперативной памяти организуется так называемое «отсоединенное хранилище данных», которое является образом БД в энергонезависимой памяти. Все операции выполняются над отсоединенным хранилищем, а его синхронизация с БД в энергонезависимой памяти осуществляется по специальному алгоритму.

Второе обстоятельство относится к СУБД, а конкретно – к вариантам реализации контроллера СУБД. Для обеспечения высокой производительности предлагается выполнить аппаратную реализацию контроллера на программируемой логической интегральной схеме (ПЛИС). Алгоритмы работы всех входящих в состав СУБД блоков известны, достаточно жестко определены, не требуют высокой вариативности и гибкости, поэтому хорошо реализуемы на ПЛИС. Конечный автомат аппаратного контроллера СУБД напрямую работает с данными, что является заведомо более быстродействующим вариантом относительно варианта на микропроцессоре (микроконтроллере).

Решение, основанное на аппаратных блоках, является весьма предсказуемым в плане времени исполнения. Расчет таймингов работы блоков с линейным быстродействием не составляет труда, чего не скажешь о решениях, основанных на связке [микропроцессор + микропрограмма], где производительность является зависимой от микропрограммы, а значит, плавающей и трудно прогнозируемой.

2 Моделирование телеметрического обеспечения системы связи в среде Matlab

Космический аппарат передает низкочастотные телеметрические данные (преимущественно в X-диапазоне ~8,4Гц), обычно R=4÷1000 бит/с. Фаза несущей частоты модуляции в общем случае имеет амплитудный индекс модуляции в пределах 40-80˚ градусов, т.е. это остаточная несущая модуляции, но также возможно использование модуляции без несущей частоты. Сигнал модуляции для дальних космических аппаратов несущего модулятора составлен двоичной фазовой манипуляцией (BPSK), смоделированной квадратичной или синусоидальной поднесущей, а также сигнал модуляции создан благодаря данным в формате БВН (без возвращения к нулю). Взаимосвязанный код используются в телеметрических данных до исправления ошибок. Код на выходе использует код Рида-Соломона

(недвоичный циклический код), а код на входе использует сверточный код (r=1/6, k=15).

Телеметрические сигналы получены из *Дальней Космической Сети* с очень чувствительными приемниками и 34-х метровыми высокоэффективными параболическими антеннами.

Под основными условиями подразумевается, что есть теоретическая вероятность получить или по крайней мере словить сигнал с дальних космических аппаратов с помощью относительно маленькой апертурной антенны (антенны, излучение у которых происходит через поверхность, называемую апертурой, в свою очередь апертура (лат. apertura — отверстие) — характеристика прибора, описывающая его способность собирать свет и противостоять дифракционному размытию деталей изображения), но полученные сигналы настолько слабые, почти теряются в шуме, и поэтому процесс получения данных должен быть отрегулированным в совершенстве.

Компьютерное моделирование является относительно быстрым и дешевым способом определения воздействия каждой подсистемы системы приема. С этой целью была разработана модель в среде Matlab в данном дипломном проекте.

Представленная модель позволяет изучить воздействие Белого Гауссовского шума AWGN и фазового шума на низкочастотную телеметрическую передачу со схемой модуляции BPSK/BPSK, т.е. без несущей частотой. Модель не содержит уже исправленные ошибки.

2.1 Модель системы связи

Блок схема разработанной модели представлена на рис. 2.1.

Поток случайных данных получаем с помощью блок *Bernoulli Binary Generator*. Здесь можно задать значение вероятности нуля, а также скорость передачи информации [бит/с]. Скорость передачи R_b дана:

$$R_b = \frac{1}{T_b}, \qquad 2.1)$$

где T_b – определяемое пользователем время.

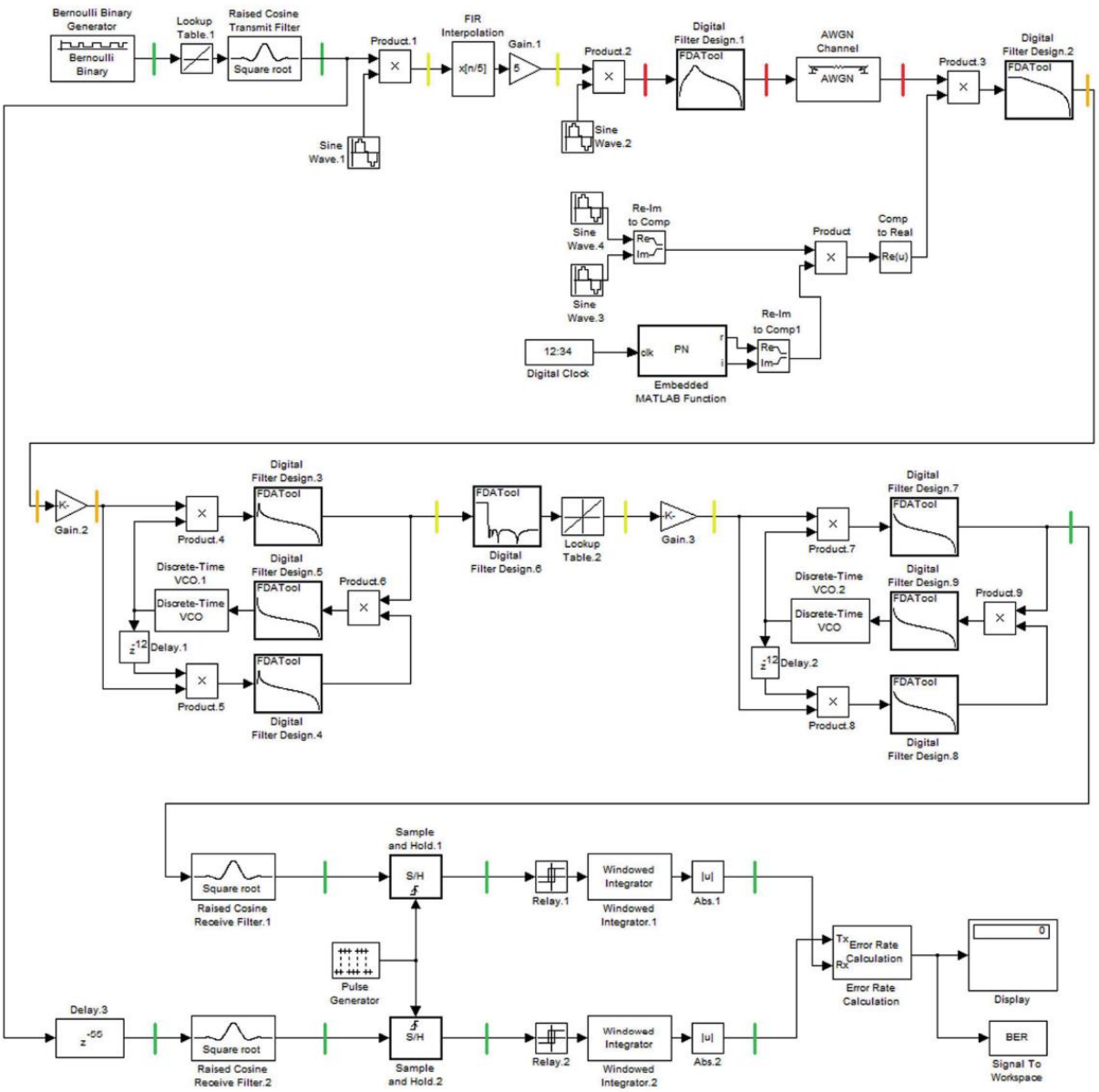


Рисунок 2.1 – Блок-схема модели телеметрии

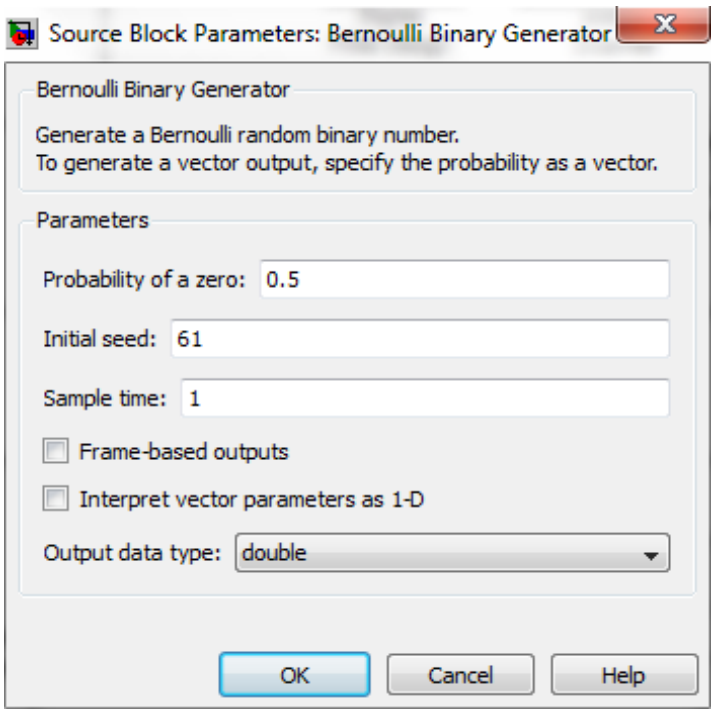


Рисунок 2.2 – Параметры блока *Bernoulli Binary Generator*

Следующее, преобразование данных {0; 1}=>{-1; 1} с помощью блока *Lookup Table.1* готово.

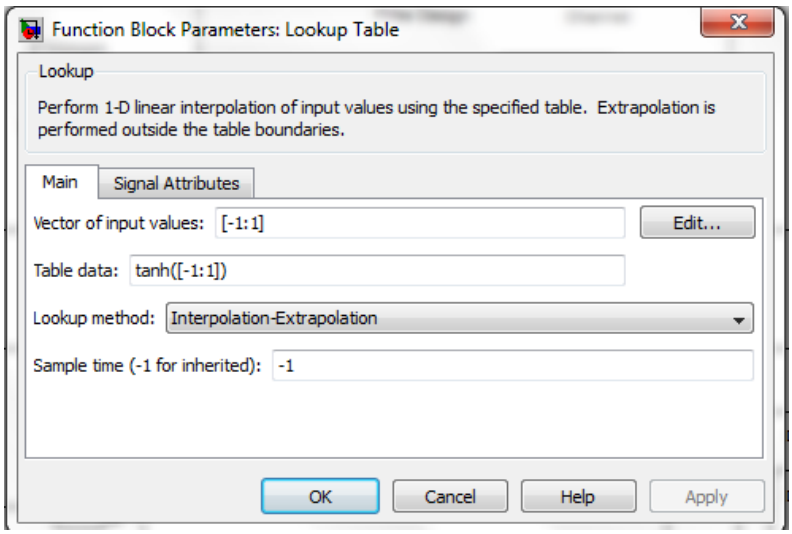


Рисунок 2.3 – Параметры блока *Lookup Table*

Блок *Raised Cosine Transmit Filter* использован как квадратичный фильтр основной полосы частот.

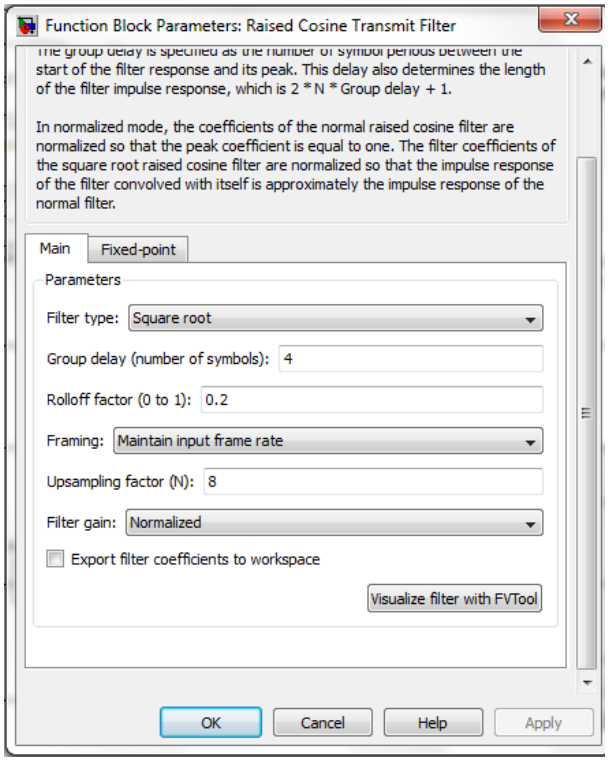


Рисунок 2.4 – Параметры блока *Raised Cosine Transmit Filter*

Здесь также можно задать значения фактора спада (уменьшение сигнала на границах частотного диапазона) α, длины импульсной характеристики фильтра и фактор передискретизации N (увеличение частоты дискретизации цифрового сигнала). Этот фактор определяется как соотношение между частотой дискретизации данных на выходе фильтра $f_{vz\ RC\ out}$ и скоростью передачи информации

$$N = \frac{f_{vz\ RC\ out}}{R_b}. \qquad 2.2)$$

Частота дискретизации данных на выходе $f_{vz\ RC\ out}$ равна частоте дискретизации сигнала, смоделированного на поднесущей $f_{vz\ sub}$. В данной работе используется частота дискретизации для несущей и поднесущей, чтобы уменьшить вычислительные издержки модели. Следующее, поднесущая BPSK модуляции готова. Модулятор создан с помощью блока *Product.1*.

Гармоническая волна поднесущей создана с помощью блока *Sine.Wave.1*. Частоту поднесущей можно задать. В данной работе было принято f_{sub}=8кГц с поднесущей $f_{vz\ sub}$=128кГц. До модуляции несущей необходима следующая интерполяция, т.е. замена $f_{vz\ sub} \rightarrow f_{vz\ carr}$. Коэффициент интерполяции:

$$I = \frac{f_{vz\ carr}}{f_{vz\ sub}}, \qquad 2.3)$$

где $f_{vz\ carr}$ – частота дискретизации сигнала, смоделированного на несущей.

Интерполяция фильтра низких частот является частью блока FIR Interpolation. Номинальная частота среза этого фильтра определяется:

$$F_c = \frac{1}{I}. \qquad 2.4)$$

В данной работе были приняты значения: $f_{vz\ carr}$=640 кГц, I=5, F_c=0,2 и 30-ый порядок интерполяционного фильтра.

Следующее, несущая BPSK модуляции готова. Мультипликативный модулятор представлен в виде блока Product.2.

Гармоническая волна несущей создана с помощью блока Sine Wave.2. Частота несущей задается пользователем. В данной работе принято f_{carr}=80 кГц. После модуляции несущей, получаем результирующую схему модуляции в виде BPSK/BPSK.

Выходной сигнал полосового фильтра передатчика создан с помощью блока *Digital Filter Design.1*. Средняя частота этого фильтра f_0 равна частоте несущей f_{carr}. Значение полосы пропускания этого фильтра (B_{sdB}) не критично и выбрано из соотношения:

$$B_{3dB}\{DFD.1\} >\approx 2.f_{sub} + R_b \cdot (1+\alpha), \qquad 2.5)$$

где знак $>\approx$ означает «приблизительно больше». После фильтрации выходного сигнала, передача через AWGN канал готова. Блок AWGN Channel подключает белый Гауссовский шум во входной сигнал. Пользователь может установить значение E_b/N_0 [дБ]. Этот параметр записывают в виде «E_b/N_0 + 3 дБ» из-за последующего воздействия смесителя.

Смеситель вызывает изменение частоты. Вследствие этого, в диапазоне несущей частоты контура Костаса может быть найден лишь половина мощности сигнала (-3 дБ).

Также одной из задача построения модели в данной дипломной работе является изучение воздействия фазового шума. Данная модель содержит гетеродин с формой фазового шума, которую устанавливает пользователь. Блоки Sine Wave.3, Sine Wave.4 и Re-Im To Comp производят совокупность гармонических сигналов с частотой f_{LO}. В данной работе были приняты значения: f_{LO}=120 кГц с частотой дискретизации $f_{vz\ carr}$ = 640 кГц. Блок

Embedded MATLAB Function “PN” соединен с исходным кодом модели фазового шума для среды Matlab. Пользователь может определить форму фазового шума следующим образом:

$$L = [0; \quad -a; \quad -b; \quad -c \quad \dots] \text{ дБ/Гц},$$
$$\Delta f = [0; \quad 1; \quad 10; \quad 100; \quad \dots] \text{ Гц}. \qquad (2.6)$$

На входе блока *Embedded MATLAB Function “PN”* реальная и мнимая составляющие образца фазового шума доступны для каждого этапа моделирования. С помощью блока Re-Im To Comp.1 эти составляющие переведены в комплексную форму.

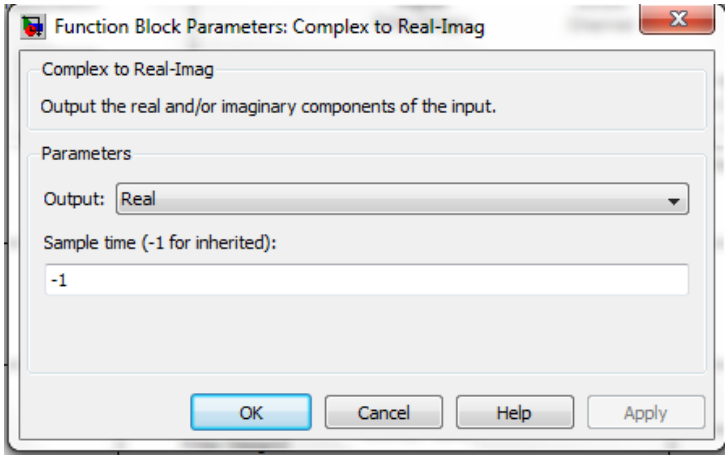


Рисунок 2.5 – Параметры блока *Complex to Real-Imag*

Вспомогательный блок Digital Clock выступает в роли часов управления. В блоке Product, фазовый шум наложен на комплексный гармонический сигнал с частотой f_{LO}. На выходе этого блока комплексный гармонический сигнал с фазовым шумом, который задается пользователем. Данный сигнал преобразован с помощью блока Comp To Real в реальную составляющую сигнала фазового шума с частотой f_{LO}. Понижающий преобразователь состоит из двух блоков. Блок Product.3, который является мультипликативным смесителем и блок Digital Filter Design.2, являющийся низкочастотным фильтром для фильтрации нежелательных спектральных составляющих преобразователя частоты. Этот низкочастный фильтр необязателен, так как у последующей несущей контура Костаса узкая полоса частот и это не сказывается на нежелательных спектральных составляющих на этом диапазоне.

Блок Gain.2 (Gain.3) используется, чтобы установить значение мощности выходного сигнала для несущей (поднесущей) контура Костаса. Контур Костаса, в отличие от остального, предназначен для конкретной

мощности входного сигнала. В данной работе несущая контура Костаса рассчитана на мощности $P\{Gain.2_{OUT}\}$=0,25 Вт; $P\{Gain.3_{OUT}\}$=0,5 Вт. Усилитель G блока Gain.2 (Gain.3) рассчитывается по формуле:

$$G = \sqrt{\frac{P\{Gain._{OUT}\}}{P\{Gain._{IN}\}}}, \qquad 2.7)$$

где $P\{Gain._{IN}\}$ – мощность сигнала на входе контура Костаса без аддитивного белого Гауссовского шума.

Демодулятор несущей готов с видоизмененным конутром Костаса. Модификация заключается в ручном фильтре контура Костаса – блоки Digital Filter Design.3 и Digital Filter Design.4 – применение полосового фильтра второго пордка вместо низкочастотного фильтра. Средние частоты этих полосовых фильтров равны $f_0=f_{sub}$ и их диапазон пропускания можно увидеть в соотношении:

$$B_{3дБ}\{DFD.3\} = B_{3дБ}\{DFD.4\} >\approx R_b \cdot (1+\alpha), \qquad 2.8)$$

где знак $>\approx$ означает «приблизительно больше».

Блоки Product.4 и Product.5 (Product.7 и Product.8) являются датчиками фаз. Множитель Product.6 (Product.9) являются датчиками фазовых ошибок, за которым следует контурный фильтр несущей (поднесущей) смоделированный с помощью блока Digital Design Filter.5 (Digital Design Filter.9). Данный контурный фильтр является низкочастотным фильтром первого порядка.

Генератор управляемый напряжение (ГУН) несущей контра Костаса представлен в виде блока Discrete-Time VCO.1 (Discrete-Time VCO.2). Собственная частота этого генератора равна $f_{0\ r\ carr} \approx f_{IF} = f_{LO} - f_{carr}$ ($f_{0\ r\ sub} \approx f_{sub}$). В данной работе были приняты значения, $f_{0\ r\ carr}$=40 кГц ($f_{0\ r\ sub}$ = 8кГц) с частотой дискретизации $f_{vz\ carr}$ = 640 кГц ($f_{vz\ sub}$ = 128 кГц).

Блок Delay.1 (Delay.2) представляет собой отставание на $\pi/2$, поэтому гармонические сигналы на входе блоков Product.4 и Product.5 сдвинуты по фазе на 90^0. Длина очереди ФИФО на примере N для блока Delay.1 (Delay.2) дана:

$$N_{carr\ (sub)} = \frac{3}{4} \cdot \frac{f_{vz\ carr\ (sub)}}{f_{0\ carr\ (sub)}}. \qquad 2.9)$$

В данной работе принято значение $N_{carr\ (sub)}$=12.

После демодуляции несущей уменьшение значения частоты дискретизации $f_{vz\ carr}$ -> $f_{vz\ sub}$ готово. Коэффициент децимации () дан как D=I, в данной работе D=5. Первый шаг в процессе децимации, - это фильтрация сигнала с помощью сглаживающего низкочастотного фильтра 14-го порядка в блоке Digital Filter Design.6. Частота среза этого фильтра должна быть приблизительно меньше чем $f_{vz\ sub}/2$. В данной работе принято значение 63 кГц. Дицемация готова с выбором каждого D-го замера блоком Lookup Table.2. Выходной сигнал этого блока имеет частоту дискретизации $f_{vz\ sub}$, которая в данной работе приняло значение $f_{vz\ sub}$=128 кГц. Демодулятор несущей готов с общим контуром Костаса. Блоки Digital Filter Design.7 и Digital Filter Design.8 являются низкочастотными фильтрами первого порядка. Односторонние полосы пропускания этих фильтров можно увидеть в следующем соотношении:

$$B_{3дБ}\{DFD.7\} = B_{3дБ}\{DFD.8\} >\approx \frac{R_b \cdot (1+\alpha)}{2}, \quad (2.10)$$

где знак $>\approx$ означает «приблизительно больше». Данное равенство приводит к дополнительным потерям из-за ISI (межсимвольные помехи, т.е. искажение сигнала за счет откликов на более ранние символы, которые могут проявлять себя как помехи). На выходе поднесущей контура Костаса, сигнал находится в основной полосе частот.

На следующем этапе, демодуляционный сигнал фильтруется с помощью блока Square Root Cosine Receive Filter.1. Данный блок является дополнительным фильтром для Square Root Raised Cosine Transmit Filter. Коэффициент округления α фильтра приема должен быть таким же, как и для фильтра передачи. Неискаженные данные на выходе фильтра передачи задерживаются в блоке Delay.3 и фильтруются с помощью блока Square Root Cosine Receive Filter.2. Длительность задержки в блоке Delay.3 устанавливается в соответствие с задержкой внутри системы связи. Таким образом, тактовая синхронизация символов (отставание по фазе) на выходе блоков Square Root Cosine Receive Filter.1 и Square Root Cosine Receive Filter.2 устанавливается с блоком Delay.3 для лучшего соответствия. В описанной модели оптимальное значение задержки равняется 55.

Следующее, символы восстановлены с помощью блоков Sample Hold.1 и Sample Hold.2.

Синхронизация для измерения символов управляется блоком Pulse Generator. Управляющие импульсы имеют одинаковую ширину. Период действия управляющих импульсов соответствует периоду символов, $T_b=1/R_b$. Фазу управляющих импульсов определяет мгновенное время выборки. Оно устанавливается в соответствие с диаграммой, полученной на осциллографе

(так называемая, глазковая диаграмма). После восстановления символов частота дискретизации совпадает со скоростью символов.

В данной модели системы связи была использована функция контура Костаса – это двухканальный контур с двумя квадратурными каналами и сумматором на входе фильтра нижних частот. У этого контура 180 градусов неопределенности фазы. Этот феномен ведет случайно встречающейся инверсии полученных данных. Чтобы устранить эту проблему необходимо применить принцип дифференциального кодирования.

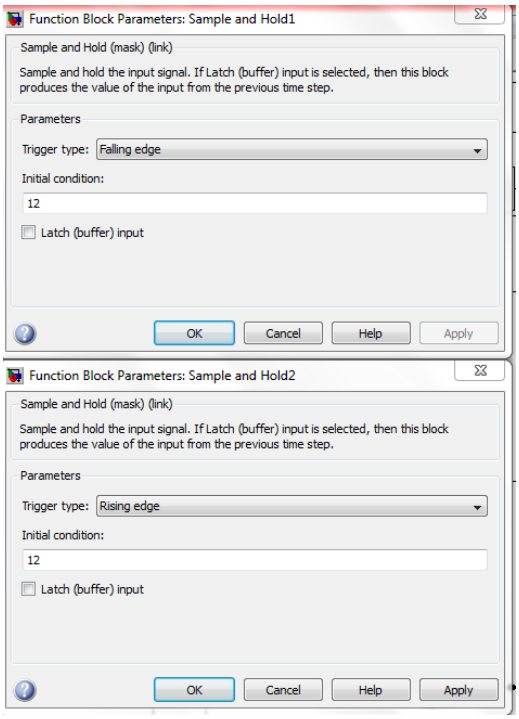


Рисунок 2.6 – Параметры блоков *Sample and Hold.1* и *Sample and Hold.1*

Принцип дифференциального кодирования для полученных данных учитывается в модели с помощью блоков Relay.1, Windowed Integrator.1 и Abs.1. Блок Relay.1 работает как триггер Шмитта, преобразующий выборочные данные на уровне ±1 с порогом нулевого уровня.

Благодаря этому преобразованию, два последовательных примера интеграции в блоке Windowed Integrator.1 ведут к уровням -2, 0 или +2 на каждом этапе моделирования. После расчетов абсолютного значения в блоке Abs.1 выходной сигнал имеет уровень +2 или 0. Дифференциальное кодирование передаваемых данных работает по тому же принципу и выполняется с помощью блоков Relay.2, Windowed Integrator.2 и Abs.2.

Здесь можно показать, что только один бит ошибки в передаваемых данных является причиной двух ошибок после дифференциального

кодирования, и пакет с двумя или более битами ошибок в передаваемых данных вызывает просто две ошибки после дифференциального кодирования.

Вероятность ошибки на бит для потока дифференциально кодируемых данных рассчитано с помощью блоков Error Rate Calculation. В этом блоке, пользователь может установить значение рассчитываемой задержки. Обычно, эта задержка обеспечивает некоторое время для контура Костаса остающееся после начала моделирования.

Соотношение между дифференциально кодированной двоичной фазовой манипуляции BPSK, вероятности ошибки на бит, где BER_1 – коэффициент данных ошибок и не кодированной двоичной фазовой манипуляцией BPSK вероятности ошибки на бит, BER, равно:

$$BER = \frac{1 - \sqrt{1 - 2.BER_1}}{2}. \quad (2.11)$$

В блоке Display показано фактическое число передаваемых битов, битов ошибки и вероятности ошибки на бит. Блок Signal to Workspace обеспечивает эти переменные в носителе «BER», которые могут прочитаны в среде Matlab и использоваться как пример управления запуском модели.

2.2 Расчет разности фаз

Модель системы связи, описанная в [2.1] позволяет вычислить только коэффициент BER. Это основной показатель качества передаваемых данных, но ничего не говорит о функциях индивидуальных компонентов системы связи.

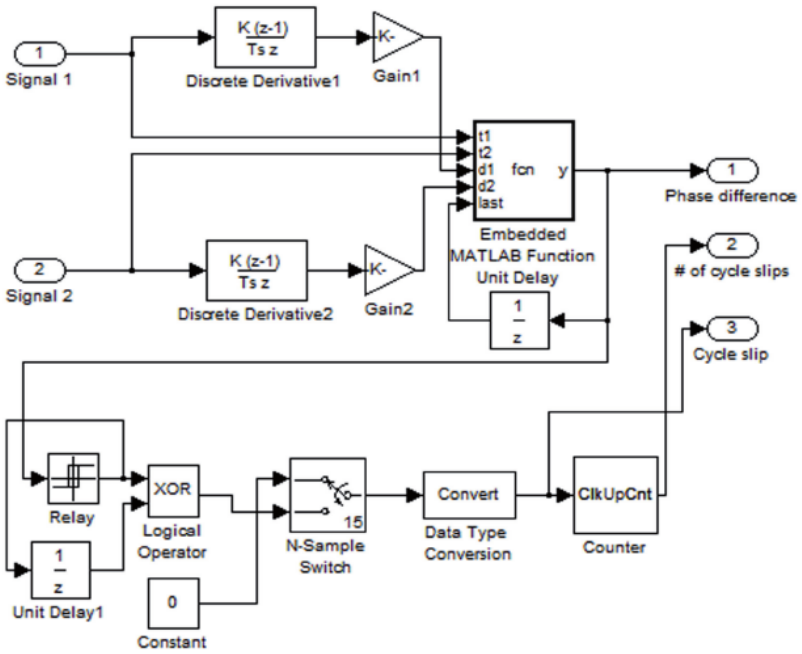


Рисунок 2.7 – Блок-схема вычислителя разности фаз

Очень важная часть смоделированной системы связи – это контур Костаса. Надежность контура Костаса может быть определена (статическими) значениями слежения фазовой ошибки при наличии нарушений. Для этого необходимо измерить разность фаз между выходными сигналами ГУН контура и полезным входным сигналом контура Костаса. Разработанная блок-схема расчета разности фаз представлена на рисунке 2.7.

Гармонические сигналы на входе вычислителя соединены с портами Signal.1 и Signal.2. В нашем случае Signal.1 это выходной сигнал блока Discrete Time VCO.1 или Discrete Time VCO.2, и Signal.2 это вспомогательный гармонический сигнал с теми же параметрами, как и у сигнала на выходе блока Sine Wave.1 или Sine Wave.2. Мгновенные значения, выдаваемые Signal.1 и Signal.2. переводятся в форму t1 и t2 на блок Embedded MATLAB Function “fcn”. Первые последовательности обеих сигналов также определяются с помощью блоков Discrete Derivative.1 и Discrete Derivative.2. Результирующие последовательности переводятся в форме d1 и d2 на блок Embedded MATLAB Function “fcn”.

В блоке Embedded MATLAB Function “fcn” рассчитываются фазы для обоих сигналов Signal.1 и Signal.2. Сначала определяется площадь результирующей первой последовательности с помощью мгновенных значений. Далее фаза сигнала рассчитывается с помощью обратной тригонометрической функции arcin. Результаты вычисления показывают, что фазы двух сигналов Signal.1 и Signal.2 лежат в диапазоне $<0;2\pi$. Затем

разность фаз определяется по умолчанию в пределах <0;2π или <0;π. Значение разности фаз экспортируются в порт Phase Difference.

Блок N-Sample Switch использован для устранения нежелательных расчетов в начале моделирования. На выходе этого блока установлено значение 0 для N-ных шагов моделирования. После N-ных шагов моделирования (значение N устанавливается пользователем) блок N-Sample Switch начинает передавать выходные значения блока Logical Operator XOR. В блоке Data Type Conversion логические данные преобразуются в истинные.

2.3 Результаты моделирования

Результаты моделирования системы связи представлены на рисунках 2.8 и 2.9. В данных рисунках, BER – это не кодированная вероятность ошибки на бит, данная в формуле (2.). Моделирование готова для осцилографа приемника фазового шума (1/f) PN=-40дБ/100Гц. Коэффициент демпфирования для несущей и поднесущей контура Костаса в данном моделировании следующее: $\xi_{sub}= \xi_{carr}=0,7$. Значение времени установления сигнала контура t_{set} меняется в зависимости от определённого контура.

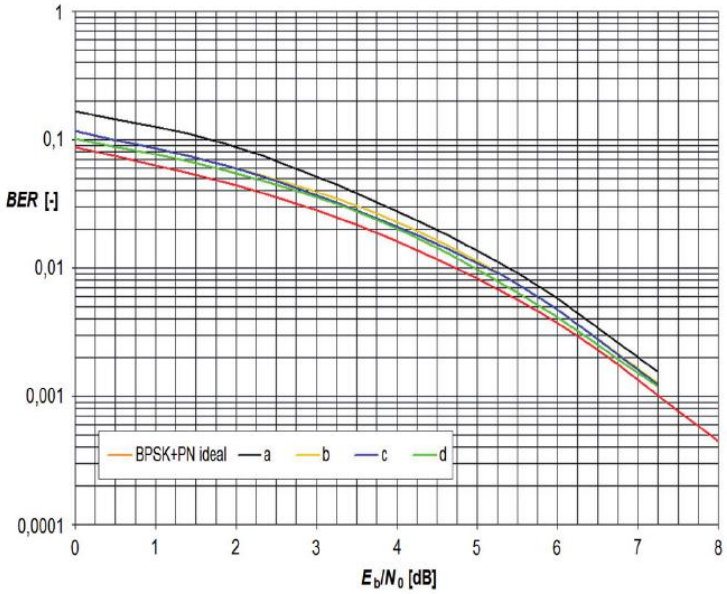


Рисунок 2.8 – Сравнение теоретического данного коэффициента BER=f(E_b/N_0) для фазового шума (1/f)PN=-40 дБ/100Гц с:

a= $\xi_{sub,carr}$=0,7 $t_{set\ sub}$=0,05 с $t_{set\ carr}$=0,005 с

a= $\xi_{sub,carr}$=0,7 $t_{set\ sub}$=0,05 с $t_{set\ carr}$=0,05 с

a= $\xi_{sub,carr}$=0,7 $t_{set\ sub}$=0,05 с $t_{set\ carr}$=0,5 с

a= $\xi_{sub,carr}$=0,7 $t_{set\ sub}$=0,05 с $t_{set\ carr}$=5 с

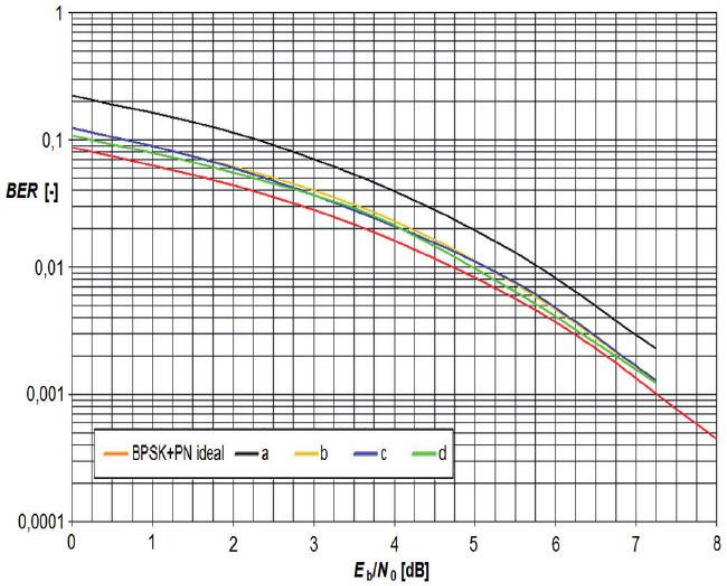


Рисунок 2.9 – Сравнение теоретического данного коэффициента BER=f(E_b/N_0) для фазового шума (1/f)PN=-40 дБ/100Гц с:

a= $\xi_{sub,carr}$=0,7 $t_{set\ sub}$=0,005 с $t_{set\ carr}$=0,05 с

a= $\xi_{sub,carr}$=0,7 $t_{set\ sub}$=0,05 с $t_{set\ carr}$=0,05 с

a= $\xi_{sub,carr}$=0,7 $t_{set\ sub}$=0,5 с $t_{set\ carr}$=0,05 с

a= $\xi_{sub,carr}$=0,7 $t_{set\ sub}$=5 с $t_{set\ carr}$=0,05 с

Расчет разности фаз, описанный в главе [2.2], позволяет распознать ошибки благодаря циклическому скольжению. Примем, CS как количество циклов скольжения, E как число всех ошибок для потока дифференциально кодируемых данных, тогда относительное значение ошибок, произошедших из-за циклов скольжения равно:

$$\frac{BER_1\{csl\}}{BER_1} = \frac{CS}{\frac{E-CS}{2} + CS}. \quad (2.12)$$

Зависимость этих параметров для контура поднесущей с различным временем установления сигнала $t_{set\ sub}$ представлена на рисунке 2.10

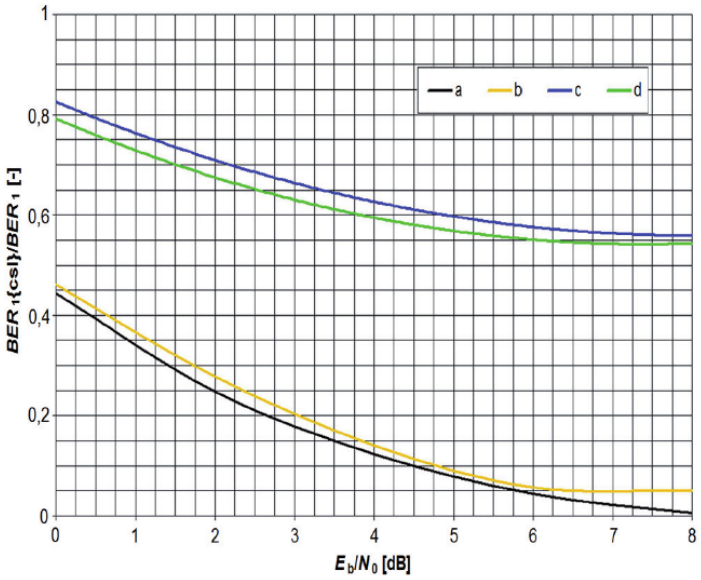


Рисунок 2.10 – Зависимость $BER_1\{csl\}/BER_1$ на E_b/N_0 только для AWGN и AWGN с (1/f)PN=-40 дБ/100Гц:

a= $\xi_{sub,carr}$=0,7 $t_{set\ sub}$=0,005 с – AWGN only

a= $\xi_{sub,carr}$=0,7 $t_{set\ sub}$=0,005 с – AWGN + PN

a= $\xi_{sub,carr}$=0,5 $t_{set\ sub}$=0,005 с – AWGN only

a= $\xi_{sub,carr}$=0,5 $t_{set\ sub}$=0,005 с – AWGN + PN

Далее, можно проводить статистическое определение качества набора данных. На рисунке 2.11 представлена зависимость среднего времени и последующего цикла скольжения.

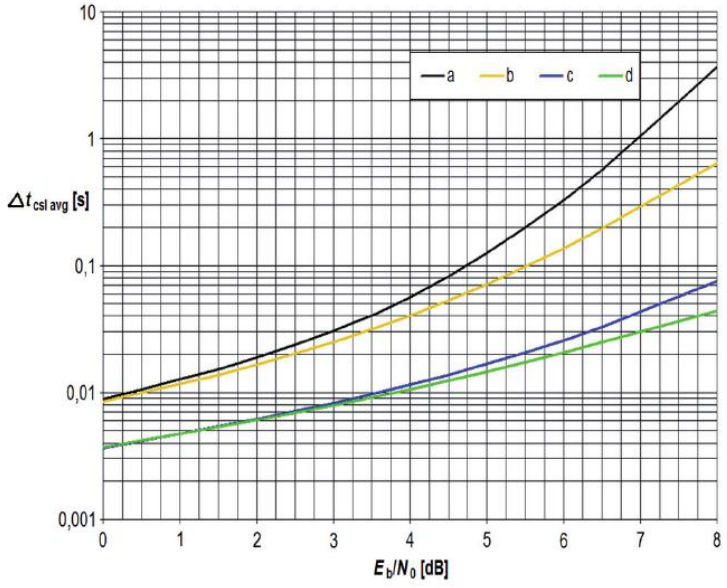


Рисунок 2.11 – Зависимость среднего времени и скольжения цикла на E_b/N_0 только для AWGN и AWGN с (1/f)PN=-40 дБ/100Гц:

a= $\xi_{sub,carr}$=0,4 $t_{set\ sub}$=0,01 с – AWGN only

a= $\xi_{sub,carr}$=0,4 $t_{set\ sub}$=0,01 с – AWGN + PN
a= $\xi_{sub,carr}$=0,3 $t_{set\ sub}$=0,01 с – AWGN only
a= $\xi_{sub,carr}$=0,3 $t_{set\ sub}$=0,01 с – AWGN + PN

3 Технико-экономическое обоснование

Задачами экономической части дипломной работы являются определение трудоёмкости стадий разработки дипломной работы, расходы на оплату труда разработчиков, расходы на техническое обеспечение разработки и затраты на потребляемую электроэнергию, а также цены программного обеспечения с учетом НДС.

Данная программа реализована при помощи программно-математического пакета – MatLab/Simulink. Программа является исследовательской и с ее помощью предполагается производить ряд экспериментов, поэтому интерфейс программы должен быть понятным и доступным, а также давать возможность вывода на печать графической или какой либо иной информации.

Одним из важных преимуществ MatLab/Simulink является богатство матричных операций и различных блоков для разработки программного продукта. Программное обеспечение или приложение к программе, как любое решение необходимо рассматривать с точки зрения экономической целесообразности и пользы. Целью экономического обоснования разработки является количественное и качественное обоснование целесообразности усовершенствования программы, а также определение организационно-экономических условий ее эффективного функционирования.

Программное обеспечение (программный продукт) должно быть разработано так, чтобы оно выполняло свои функции без лишних затрат ресурсов (оперативной памяти ПК, машинного времени и другие – на стадии функционирования; время разработки и денежных ресурсов – на стадии использования программного продукта).

3.1 Трудовые ресурсы, используемые в работе

В дипломной работе задействованы:

1. Разработчик;
2. Руководитель проекта;

Количество сотрудников, задействованных в разработке имитационной модели, представлено в таблице 3.1

Таблица 3.1 – Данные о работниках, задействованных в проекте и их заработная плата

Наименование	Количество	Заработная плата, тенге

Разработчик	1	90’000
Руководитель проекта	1	115’000
Итого	2	205'000

3.2 Оборудование, используемое в работе

Оборудование, которое используется при разработке, представлено в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Перечень оборудования, использованных в проекте

Наименование	Характеристика	Количество единиц	Стоимость, тенге
Нотбук	**Операционная система HP Pavilion dv3-2210er** Microsoft Windows 7 Home Premium **Процессор HP Pavilion dv3-2210er** Производитель: Intel Модель: Core 2 Duo T6600 Тактовая частота (MHz): 2200 Частота шины (MHz): 800 Кэш 2-го уровня (Kb): 2048	1	85’000

Продолжение таблицы 3.2

	Материнская плата HP Pavilion dv3-2210er Чипсет: Intel PM45 Express **Память HP Pavilion dv3-2210er** • Объем (Mb): 4096 • Тип: DDR2 • Расширение памяти до (Mb): 8192		
Итого		1	85’000
Примечание: Цены на оборудования приведены без учета НДС			

3.3 Программное обеспечение, используемое в работе

Программное обеспечение, которое используется в работе, представлено в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Перечень программного обеспечения, используемого при разработке программного продукта

Программное обеспечение	Стоимость
MS Windows 7 Professional	50’000
MATLAB Academic new Product Individual License	150’000
Итого	200’000
Примечание – Цены на ПО приведены без учета НДС	

3.4 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 3.1.

$$Сб = ФОТ + А + Э + H \quad (3.1)$$

где Сб – себестоимость;
ФОТ – фонд оплаты труда;
А – амортизационные отчисления;

Э – затраты на электроэнергию;
Н – накладные расходы.

3.4.1 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 4.2

$$ФОТ = З_{осн} + З_{доп} \quad (3.2)$$

где Зосн - основная заработная плата;
Здоп – 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 рассчитываться по формуле:

$$D = \frac{\text{ЗПм}}{\text{Др}} \qquad 3.3)$$

где ЗПм – ежемесячный размер заработной платы, тенге;

Др – количество рабочих дней в месяце (22 дня – пятидневная рабочая неделя).

1.Разработчик:

$$D = \frac{90'000}{22} = 4\ 090 \text{ тенге/день}$$

2.Руководитель:

$$D = \frac{115'000}{22} = 5\ 227 \text{ тенге/день}$$

Заработная плата за один час рассчитывается по формуле:

$$\text{Н} = \frac{\text{ЗПм}}{\text{Др} \cdot \text{Чр}} \qquad 3.4)$$

где ЗПм – ежемесячный размер заработной платы, тенге;

Др – количество рабочих дней в месяце (22 дня – пятидневная рабочая неделя);

Чр – продолжительность рабочего дня, час (при 8-часовом рабочем дне).

1.Разработчик:

$$\text{Н} = \frac{90000}{22 \cdot 8} = 511 \text{ тенге/день}$$

2.Руководитель:

$$\text{Н} = \frac{115000}{22 \cdot 8} = 653 \text{ тенге/день}$$

Сроки реализации проекта с 14.03.2016 г. по 06.06.2016 г. Что составляет: 12 недель=84 дня. Учитывая выходные: 24 дня, и праздники: 7 дней, общее количество дней, затраченных на выполнение дипломной работы: $t_{общ}$=53 дня. Таким образом, рассчитаем основную заработную плату.

Таблица 3.4 – Расчет основной заработной платы

Исполнитель	Количество дней	Заработная плата, тенге	
		В день	Общее
Разработчик	53	511	27083
Руководитель	53	653	34609

Итого (Зосн)	62412

Дополнительная заработная плата может составляет *10%* от основной заработной платы и должно рассчитываться по формуле:

$$\text{Здоп} = \text{Зосн} \cdot 0{,}1$$
$$\text{Здоп} = 62412 \cdot 0{,}1 = 6241 \text{ тенге} \quad (3.5)$$

В итоге суммарный фонд оплаты труда должен составить:

$$\text{ФОТ} = 62412 + 6241 = 68653 \text{ тенге}$$

3.4.2 Расчет амортизационных отчислений

Амортизационные отчисления должны рассчитываться по формуле:

$$A_i = \frac{H_a C_{\text{пер}} N}{100 \cdot 12 \cdot n} \quad (3.6)$$

где На - норма амортизации;
Спер – первоначальная стоимость оборудования;
N – количество дней на выполнение работ;
n – количество дней в рабочем месяцев.

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

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

$$A_1 = \frac{40 \cdot 85000 \cdot 53}{100 \cdot 12 \cdot 22} = 6826 \text{ тенге}$$

$$A_1 = \frac{40 \cdot 50000 \cdot 53}{100 \cdot 12 \cdot 22} = 4015 \text{ тенге}$$

$$A_1 = \frac{40 \cdot 150000 \cdot 53}{100 \cdot 12 \cdot 22} = 12045 \text{ тенге}$$

$$\text{А} = 6826 + 4015 + 12045 = 22885 \text{ тенге}$$

3.4.3 Расчет затрат на электроэнергию

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

$$Э = З_{эл.эн.обор} + З_{доп.нуж} \quad (3.7)$$

где *Зэл.эн.обор* – затраты на электроэнергию оборудования;
Здоп.нуж – затраты электроэнергии на дополнительные нужды.

Расходы электроэнергии на производственное оборудование должны рассчитываться по формуле:

$$З_{эл.эн.обор} = W \cdot T \cdot S \cdot K_{исп} \quad (3.8)$$

где W - потребляемая мощность, Вт;
Т – количество часов работы оборудования;
S – стоимость киловатт-часа электроэнергии (1кВтч = 16,02 тенге);
Кисп - коэффициент использования ($К_{исп}$ = 0,9).

Данные о ноутбуке:
W=90 Вт=0,09 кВт (мощность ноутбука);
Т=53дня·6ч=318 часов;
S=16,02 тенге/кВтч
Сумма затрат на электроэнергию основного оборудования составят:

$$З_{эл.эн.обор} = 0{,}09 \cdot 318 \cdot 16{,}02 \cdot 0{,}9 = 413 \text{ тенге}$$

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

$$З_{доп.нуж} = 0{,}05 \cdot З_{эл.эн.обор} = 0{,}05 \cdot 413 = 21 \text{ тенге} \quad (3.9)$$

В итоге суммарные расходы на электроэнергию составляют:

$$Э = 413 + 21 = 434 \text{ тенге}$$

3.4.4 Расчет накладных расходов

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

$$Н = (ФОТ + А + Э) \cdot 0{,}5 \quad (3.10)$$

Накладные расходы согласно формуле 3.10 составляют:

$$Н = (68563 + 22885 + 434) \cdot 0{,}5 = 45941 \text{ тенге}$$

Таким образом, в соответствии с формулой 3.1, суммарные затраты по разработке программного продукта должны будут составить:

$$С_б = 68563 + 22885 + 434 + 45941 = 137823 \text{ тенге}$$

Смета затрат по разработке имитационной модели и структура затрат представлены в таблице 3.5.

Таблица 3.5 – Стоимость разработки имитационной модели системы

Наименование затрат	Сумма, тенге	Структура затрат, %
ФОТ	68563	49,7
Амортизационные отчисления	22885	17
Затраты на электроэнергию	434	0,3
Накладные расходы	45941	33
Итого	137823	100

3.5 Цена реализации

Цена реализации ПП складывается из его стоимости и прибыли

$$Ц = С_б + П \quad (3.11)$$

где *Сб* – стоимость продукта;
П – прибыль.

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

$$Цп = С_б \cdot (1 + \frac{Р}{100}) \quad (3.12)$$

где *Р* – рентабельность (20%).

$$Ц = 180826 \cdot (1 + 0{,}2) = 216991 \text{ тенге} \quad (3.13)$$

Цена реализации готовой продукции находится по формуле

$$Цр = Цп + НДС \quad (3.14)$$

где *НДС* – налог на добавочную стоимость.

НДС рассчитывается по формуле

$$НДС = Цп \cdot 0{,}12 \quad (3.15)$$

$$НДС = 216991 \cdot 0{,}12 = 26039 \text{ тенге}$$

$$Цр = 216991 + 26039 = 243030 \text{ тенге}$$

3.6 Вывод

В результате экономического расчета затраты на разработку программного продукта составили 180826 тенге. Это обусловлено тем, что основной статьей расходов является заработная плата, которая составляет 76% от всех затрат. На втором месте после расходов на заработную плату расположились амортизационные отчисления, которые составляют 23,8% от всех затрат. В итоге, цена реализации программного продукта – 243030 тенге.

Актуальность данной разработки в том, что в связи с широким развитием космических технологий, возникла необходимость в регулярной и бесперебойной передачи данных на дальних космических аппаратах. Телеметрия обеспечивает эффективную передачу данных, а рассмотрение данной системе связи в программе Matlab упрощает эту задачу и дает возможность вносить поправки и следить за каждым параметром, не требуя при этом дополнительных затрат.

4 Безопасность жизнедеятельности

4.1 Анализ условий труда

Существует департамент дистанционного зондирования, в который входят:

- Лаборатория космического мониторинга сельскохозяйственного производства;
- Лаборатория космического мониторинга чрезвычайных ситуаций
- Лаборатория информационных технологий космического мониторинга
- Лаборатория космического мониторинга территориальных процессов
- Центр приема космической информации.

Основываясь на теме диплома, в данной части работы будет рассматриваться центр приема космической информации, где осуществляется:

- регулярный прием, архивация и обработка данных космической съемки с космических аппаратов;
- Архив цифровых изображений территории Казахстана - с 2001 года.
- Построение оперативных карт, отражающих текущее состояние территории РК и объектов мониторинга

Геометрические параметры центра: длина = 10 м, ширина = 8 м, высота потолка = 3,5 м. Площадь составляет 80 м^2. Расстояние до соседнего здания Р=15 м. Высота здания, в котором находится помещение $Н_{зд}$=13 м.

Количество работающих в центре составляет 15 человек, которые работают в две смены.

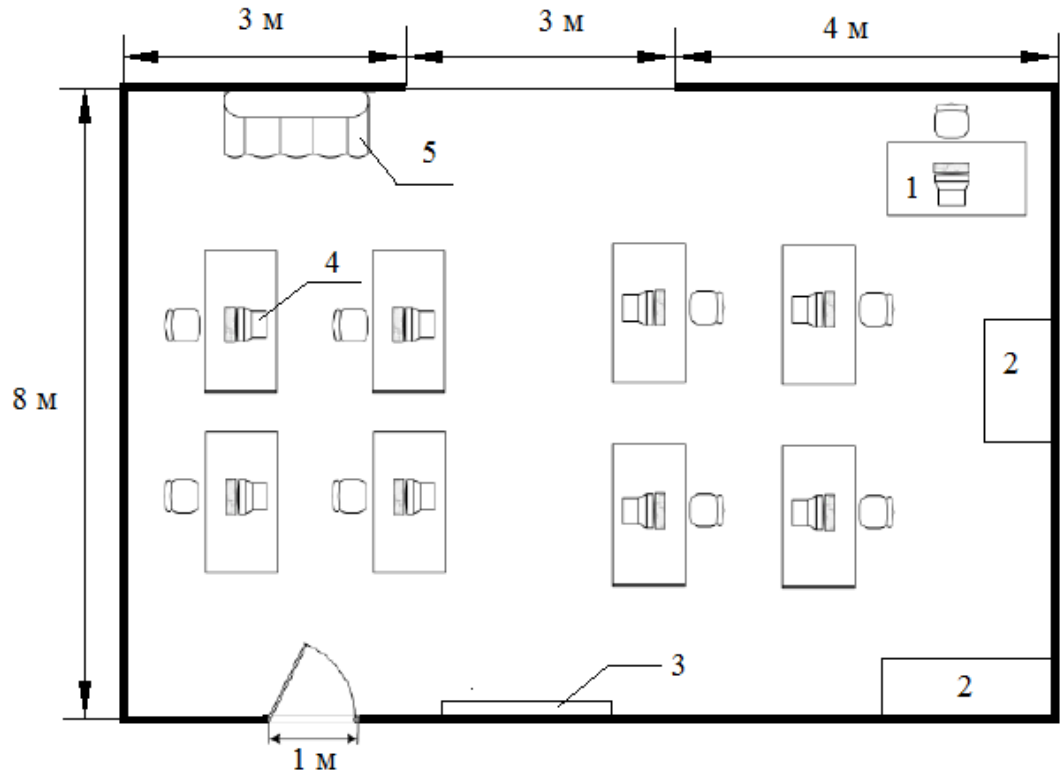
Перечень должностей:

1) техники-программисты – 6;
2) инженеры – 4;
3) ведущие инженеры по техническому обслуживанию – 2;
4) главные инженеры (в прочих отраслях) –2;
5) генеральный конструктор – 1.

Таблица 4.1 – Оборудование в центре приема космической информации

№	Наименование	Модель	Количество
1	Ноутбук Acer (ОЗУ Windows 7)	Intel/ Core i7-3632QM	9
2	Стенд мониторинга и измерения частотно-энергетических характеристик	Thales Alenia Spase 232230-12.32	1
Итого			10

План Центра приема представлен на рис. 4.1.



1 – рабочее место специалиста; 2 – шкаф для документации; 3 – стенд для мониторинга и измерения частотно-энергетических характеристик; 4 – рабочий компьютер специалиста; 5 – зона отдыха работников.

Рисунок 4.1 – План центра приема космической информации

В исследуемом помещении потолок выбелен (ρ=0,7), стены покрашены в белый цвет с коэффициентом отражения ρ=0,5, а также установлен напольный кафель светлого цвета (ρ=0,3).

4.1.1 Микроклимат воздушной среды рабочей зоны. Так как центр приема космической информации является предприятием связи, то выбираем категорию работ: Iб. К данной категории относятся работы с интенсивностью энергозатрат 121-150 ккал/ч, производимые сидя, стоя или связанные с ходьбой и сопровождающиеся некоторым физическим напряжением (ряд профессий в полиграфической промышленности, на предприятиях связи, контролеры и т.п.).

Таблица 4.2 – Значения микроклимата в Центре приема

Период работы	Категория работы	Температура, ˚С	Скорость движения воздуха, м/с	Относительная влажность воздуха, %
Холодный	Iб	18-19	0,1	73
Теплый		20-22	0,1	70

Таблица 4.3 – Допустимые значения параметров микроклимата

Период работы	Категория работы	Температура, ˚С	Скорость движения воздуха, м/с, не более	Относительная влажность воздуха, %, не более (при 24˚С и ниже)
Холодный	Iб	19-20,9	0,1	75
Теплый		20-21,9	0,1	75

Сравнивая эти показатели, можно сделать вывод, что микроклимат помещения соответствует нормальным допустимым значениям параметров.

4.1.2 Системы искусственного и естественного освещения в производственном помещении. В помещении Центра приема космической информации применяется, как искусственное, так и естественное освещения. Естественное освещение осуществляется через окна, причем рабочие места мастеров находятся в определенном расстоянии от окон. Оконные проемы находятся сбоку от работников участка. Категория зрительных работ – III, поэтому для проведения работ без нанесения вреда органам зрения, необходимо поддерживать освещенность в помещении на уровне 300 лк.

Расчет естественного освещения.

Исходные данные:

Длина помещения, А=10 м

Ширина помещения, В=8 м

Высота помещения, С=3,5 м

Площадь светового проема, S_0=(В-0,2)·(С-0,2)=42,14 м^2

$\rho_{пот}$ = 70%

$\rho_{ст}$ = 50%

$\rho_{пол}$ = 30%

Категория зрительных работ III

Emin=300 лк.

Так как ширина помещения составляет меньше 12 м, следовательно, естественное освещение осуществляется боковым односторонним освещением. Проводится расчет, с помощью которого определяется площадь светового проема.

Для бокового освещения используется формула, чтобы найти КЕО:

$$100 \cdot \frac{S_0}{S_n} = \frac{e_n \cdot k_з \cdot \eta_0}{\tau_0 \cdot r_1} \cdot k_{зд} \rightarrow \mathrm{e}_n = \frac{100 \cdot \tau_0 \cdot r_1 \cdot S_0}{S_n \cdot k_з \cdot \eta_0 \cdot k_{зд}} \qquad (4.1)$$

где S_0 – площадь световых проемов при боковом освещении, м^2;

S_n – площадь пола помещения, м^2

$K_з$ – коэффициент запаса по таблице 3.11 [16]: Kз=1,5;

η_0 – световая характеристика окон. Принимают по таблице 3.2 [16].

$$S_п=10\cdot 8=80 \text{ м}^2, \quad (4.2)$$

Необходимые расчеты для нахождения η_0:

$$l=8-1=7\text{м}, \quad (4.3)$$

где l – глубина помещения, при одностороннем освещении.

При двустороннем освещении глубиной помещения считается расстояние от наружной поверхности стены до середины помещения:

$$L/l=10/7=1 \quad (4.4)$$

Высота от уровня условной рабочей поверхности до верха окна

$$h_{расч1}=7+1-1=7\text{м} \quad (4.5)$$

$$l/ h_{расч1}=7/7=1$$

Используя значения L/l и $l/ h_{расч1}$ определим по таблице 3.2 [1] η_0=6;

τ_0 – общий коэффициент светопропускания

$$\tau_0= \tau_1 \cdot \tau_2 \cdot \tau_3 \cdot \tau_4 \cdot \tau_5, \quad (4.6)$$

где τ_1 – коэффициент светопропускания материала определим по таблице 6 [1]: для стеклопакета τ_1=0,8;

τ_2 – коэффициент, учитывающий потери света в стальных переплетах (двойные открывающиеся) таблица 7 [16]: τ2=0,7;

τ3 – коэффициент, учитывающий потери света в несущих конструкциях, при боковом освещении равен 1 по таблице 8 [16];

τ4 – коэффициент, учитывающий потери света в солнцезащитных устройствах по таблице 3.6 [16]: τ4=1.

τ5- коэффициент, учитывающий потери света в защитной сетке, устанавливаемой под фонарями, принимают равным 0,9.

Тогда

$$\tau_0 = 0,8\cdot 0,7\cdot 0,9\cdot 1\cdot 1=0,504 \quad (4.7)$$

r_1 – коэффициент, учитывающий повышение КЕО при боковом освещении благодаря свету, отраженному от поверхностей помещения и подстилающего слоя, прилегающего к зданию, см. таблицу 3.9 [16].

Необходимые расчеты для нахождения r_1:

Расстояние от расчетной точки до наружной стены составит 9 м.

Отношение глубины помещения l к высоте от уровня условной рабочей поверхности и верха окна:

$$l/h_{расч}=7/7=1 \qquad (4.8)$$

Средневзвешенный коэффициент отражения потолка, стен и пола

$$\rho_{ср} = \frac{\rho_{пот}+\rho_{ст}+\rho_{пол}}{3} = \frac{70+50+30}{3} = 50 \qquad (4.9)$$

Используя значения общего коэффициента пропускания и нормированного значения КЕО: L/l=2, $l/h_{расч1}$=1, а также полученные выше значения определим по таблице 3.9[16] r_1=1,2.

$К_{зд}$ – коэффициент, учитывающий затенение окон противостоящими зданиями по таблице 3.8 [16]

$$\frac{P}{H_{зд}} = \frac{15}{13} = 1{,}36 \qquad (4.10)$$

Тогда $К_{зд}$ =1,2. Подставим все значения в расчетную формулу

$$e_n = \frac{100\cdot\tau_0\cdot r_1\cdot S_0}{S_n\cdot k_з\cdot\eta_0\cdot k_{зд}} = \frac{100\cdot 0{,}504\cdot 1{,}2\cdot 18{,}57}{80\cdot 1{,}5\cdot 6\cdot 1{,}2} = 1{,}3\% \qquad (4.11)$$

Нормированные значения КЕО e_n по таблице 3.12 [16] для разряда зрительной работы III в $e_Н$=1,2%;

Сравнивая полученные данные, можно прийти к выводу, что естественное освещение соответствует норме.

Искусственное освещение в помещении осуществляется с использованием люминесцентных ламп, мощность которых составляет 40 Вт со световым потоком 3120 лм в светильниках общего освещения (тип светильника – ПВЛМ 2Х40).

В помещении имеется 4 светильника, в каждой из которых по 2 две лампы, в общей сложности составляющее 55 лк. Для обеспечения работы III - го разряда зрительных работ, которое рассматривается в данном здании, необходимо освещение в 300 лк.

Сравнивая показатели имеем, что искусственная освещенность недостаточная в помещении. Поэтому проведем пересчет искусственного производственного освещения и количество, мощность и тип светильников для нормальной работы мастеров в агрегатном участке.

4.2 Расчет системы освещения производственного помещения

Разряд зрительной работы III, нормируемая освещенность –300 лк.
Определение расчетной высоты подвеса:

$$h=H-(h_{раб}+h_{свеса}), \quad (4.12)$$

$$h=3,5-(0,5+0)=3 \text{ м}$$

Расстояние между светильниками:

$$L_{A,B}=\lambda \cdot h, \quad (4.13)$$

где λ =1,2÷2

$$L_A=1,2\cdot 3=3,6 \text{ м}; \; L_B=1,8\cdot 3=5,4 \text{ м}$$

$$l_{A,B}=L_{A,B}/2$$

$$l_A=3,6/2=1,8 \text{ м}; \; l_B=5,4/2=2,7 \text{м}$$

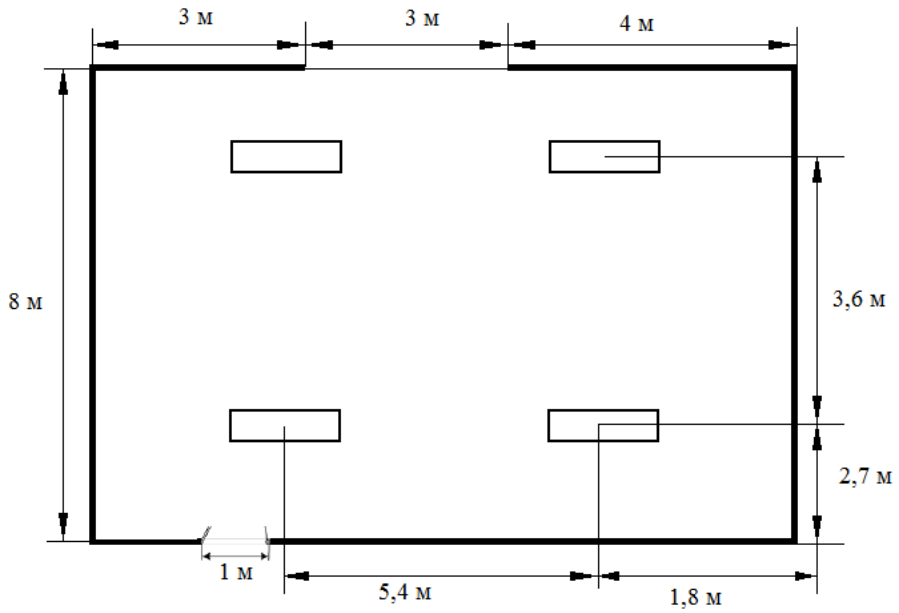


Рисунок 4.3 – Расположение светильников в агрегатном участке

4.2.1 Реконструкция
Посчитаем световой поток одной лампы:

$$\Phi=\frac{E\cdot K_з\cdot S\cdot Z}{N\cdot \eta} \quad (4.14)$$

Найдем значение ŋ индексу помещения, который равен:

$$I = \frac{A \cdot B}{h \cdot (A + B)} \qquad (4.15)$$

$$I = \frac{80}{3 \cdot (8 + 10)} = 1{,}48$$

Тогда значение ŋ=0,4 из табл. 1.6 [12] и $k_з$=2,0 из табл. 1.8 [12] и световой поток:

$$\Phi = \frac{300 \cdot 2{,}0 \cdot 80 \cdot 1{,}48}{8 \cdot 0{,}4} = 22200 \text{ лм.} \qquad (4.16)$$

Полученное значение Ф во много больше значение светового потока лампы ПВЛМ(2Х40), поэтому мы выбираем этот же тип лампы, но с другой мощностью и световым потоком. Лампу мощностью 250 Вт и световым потоком Ф=22700 лм.

Рассчитаем количество ламп:

$$N = \frac{E \cdot K_з \cdot S \cdot Z}{n \Phi_л \eta} = \frac{300 \cdot 2{,}0 \cdot 80 \cdot 1{,}2}{1 \cdot 22700 \cdot 0{,}4} \approx 6 \text{ шт} \qquad (4.17)$$

Таким образом, расположение светильников в агрегатном участке и тип ламп изменились.

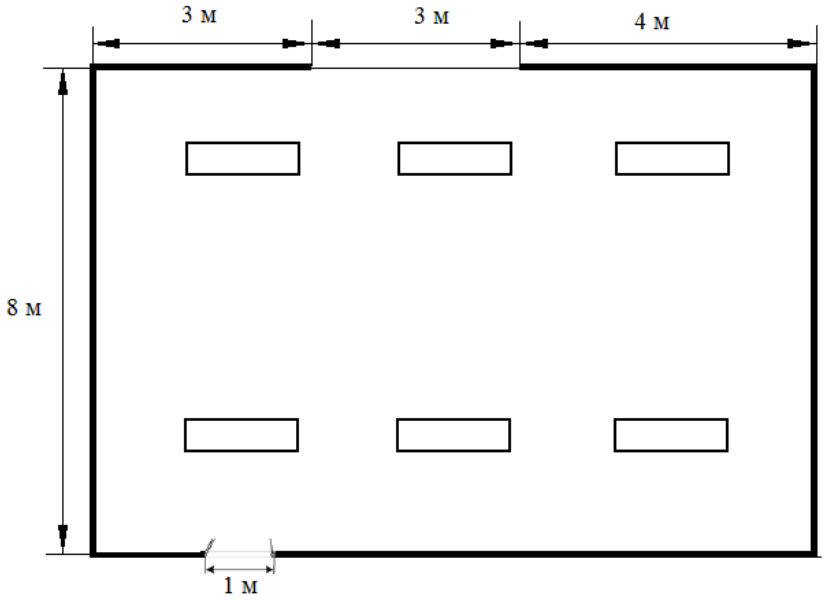


Рисунок 4.4 – Итоговая схема расположения светильников

4.3 Расчет микроклимата

Нужно определить необходимое количество кондиционеров для создания комфортных условий труда. Для этого определяется избыточное тепло, которое находится по ниже приведенной формуле:

$$Q_{\text{изб}} = Q_{\text{об}} + Q_{\text{осв}} + Q_{\text{л}} + Q_{\text{р}} + Q_{\text{отд}}, \quad (4.18)$$

где $Q_{\text{об}}$ – тепло, выделяемое производственным оборудованием;

$Q_{\text{осв}}$ – теплопоступление от осветительных приборов, оргтехники и оборудования;

$Q_{\text{л}}$ – теплопоступление от людей;

$Q_{\text{р}}$ – теплопоступление от солнечного излучения через остекленение;

$Q_{\text{отд}}$ – теплоотдача естественным путем, ккал/ч.

Тепло, выделяемое производственным оборудование находится по формуле:

$$Q_{\text{об}} = 1000 \cdot \text{P}_{\text{об}} \cdot \eta, \quad (4.19)$$

где 1000 – тепловой эквивалент 1 кВт/ч;

Роб – мощность, потребляемая оборудованием, кВт/ч;

η – коэффициент перехода тепла в помещение.

$$Q_{\text{об}} = 1000 \cdot 2{,}5 \cdot 0{,}95 = 2375 \text{ Вт.}$$

Значение η=0,95 – норма потерь потребляемой мощности на тепловыделения компьютерного оборудования.

Тепло, выделяемое осветительными установками находится по формуле:

$$Q_{\text{осв}} = F_{\text{П}} \cdot \eta \cdot N, \quad (4.18)$$

где Fп – площадь пола, Fп=80 м^2;

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

N – расходуемая мощность светильников, кВт.

$$Q_{\text{осв}} = 80 \cdot 0{,}5 \cdot 57 = 2280 \text{ Вт.}$$

Тепло, выделяемое людьми находится по формуле:

$$Q_{\text{л}} = n \cdot q_{\text{ч}}, \quad (4.20)$$

где $q_{ч}$ – количество тепла, выделяемое одним человеком;

n – количество людей.

Тепло, вносимое солнечной радиацией находится по формуле:

$$Q_{\text{р}} = \text{A}_{\text{ост}} \cdot F \cdot q_{\text{ост}}, \quad (4.21)$$

где $A_{ост}$ – коэффициент остекленения;

F – площадь одного окна, м^2;

$q_{ост}$ – солнечная радиация через остекленную поверхность, т.е., количество тепла, вносимое за один час через остекленную поверхность площадью 1м^2.

Для окна с двойным остеклением с деревянными переплетами $q_{ост}$ =100 (окан выходят на север, Алматы находится на широте 43 сев. широты). Количество окон равно одному. Площадь окон равна 4,5 м^2. Подставим все значения в формулу 4.22.

$$Q_{\text{р}} = 1 \cdot 4{,}5 \cdot 100 = 450 \text{ Вт}.$$

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

$$Q_{\text{изб}} = 2375 + 2280 + 84 + 450 = 5189 \text{ Вт}. \quad (4.22)$$

При наличии теплоизбытков количество воздуха, необходимых для удаления из помещения:

$$L_b = \frac{Q_{\text{изб}}}{C_b \cdot \Delta t \cdot \gamma_b}, \quad (4.23)$$

где Qизб – избыточное тепло, ккал/ч;

Cb – теплоемкость воздуха (0,24 ккал/кг˚С);

γ_b =1,206 кг/м^3 – удельная масса приточного воздуха.

$$\Delta t = t_{\text{вых}} - t_{\text{вх}}, \quad (4.24)$$

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

$t_{вх}$ – температура воздуха, поступающего в помещение, ˚С.

Величина Δt при расчетах выбирается в зависимости от теплонапряженности воздуха:

$$Q_{\text{Н}} = \frac{Q_{\text{изб}}}{V_{\text{П}}} \quad (4.25)$$

$$Q_{\text{Н}} = \frac{5189}{168} = 30{,}9 \text{ ккал/м}^3.$$

Если теплонапряженность воздуха $Q_н$<20 ккал/м3, то принимают Δt=6˚С, а при $Q_н$>20 ккал/м3, Δt=6˚С.

$$L_b = \frac{5189}{0{,}24 \cdot 8 \cdot 1{,}206} = 2241{,}5 \text{ м}^3/\text{ч} \quad (4.26)$$

Для расчета используется расход воздуха 2000 м^3/ч, которым обладает существующий кондиционер AUX ASW-(H)24B4/EQ. Определяется требуемое количество таких кондиционеров, подставляя значения в формулу:

$$N = \frac{L_b}{P} \quad (4.27)$$

$$N = \frac{2241{,}5}{2000} \approx 1 \text{ кондиционер.}$$

В результате переделанного расчета количеством 1 единицы выбран кондиционер AUX ASW-(H)24B4/EQ.

Характеристики кондиционера AUX ASW-(H)24B4/EQ:

- мощность охлаждения/обогрев: 7000/7700 Вт;
- производительность по воздуху: 2000 м^3/ч;
- размер блока: 1095x312x205 мм;
- площадь: до 70 м^2;

Достоинства кондиционера AUX ASW-(H)24B4/EQ.:

- охлаждение воздуха;
- вентиляция;
- уменьшение влажности воздуха;
- автоматическое поддержание заданной температуры;
- очистка воздуха от пли;
- воздухообмен с окружающей средой;
- изменение скорости движения направления воздушного потока.

Заключение

В проделанной дипломной работе была разработана модель телеметрической системы связи. Дана объемная информация о цифровой телметрической информации, ее классификации, классификации космических аппаратов. А также ряд других обеспечений, позволяющих сделать сравнительный анализ и показать преимущество информационно-телеметрического обеспечения.

Модель разработана с помощью пакета Simulink MATLAB. Представленная модель позволяет изучить воздействие Белого Гауссовского шума AWGN и фазового шума на низкочастотную телеметрическую передачу со схемой модуляции BPSK/BPSK, т.е. без несущей частотой. Был разработан вычислитель разности фаз, необходимый для обеспечения надежности контура Костаса. Этот фактор может быть определен (статическими) значениями слежения фазовой ошибки при наличии нарушений. Были построены графики для фазового и аддитивного Белого Гауссовского шума при работе телеметрической системы связи. Был рассчитан коэффициент вероятности ошибки на бит BER, который является основным показателем качества передаваемых данных.

В результате экономического расчета затраты на разработку программного продукта составили 180826 тенге. Это обусловлено тем, что основной статьей расходов является заработная плата, которая составляет 76% от всех затрат. На втором месте после расходов на заработную плату расположились амортизационные отчисления, которые составляют 23,8% от всех затрат. В итоге, цена реализации программного продукта – 243030 тенге.

В разделе «БЖД» был произведен анализ условий труда инженеров, работающих в центре приема космической информации. Был представлен общий план рабочего помещения. Были проведены расчеты естественного и искусственного освещения, также анализ оборудования и микроклимата в помещении.

Список используемой литературы

1 Радиосистемы межпланентных космических аппаратов / Р.В. Бакитько, М.Б. Васильев, А.С. Виницкий и др.; Под ред. А.С.Винцкого. – М.: Радио и связ, 1993. – 328 стр.

2 Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: Учеб. Пособие для втузов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1990. – 480 с.

3 Бортовые системы управления космическими аппаратоами: Учебное пособие/ Боровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др. Под редакцией А.С.Сырова – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.

4 Радиотехнические цепи и сигналы: Учебник для вузов. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Радио и связь, 1986. -512 с.

5 The Model of the Low Rate Telemetry Communication System for Matlab-Simulink. Jiri SPACEK, Miroslav KASAL. – Dept. of Radio Electronics, Brno University of Technology, Purkyňova 464/118, 612 00 Brno, Czech Rep, 2012 – 7 pages.

6 Гущин В.Н. Основы устройства косимческих аппаратов: Учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.

7 Ф.А. Лукин, А.В. Шахматов, К.В. Мушовец Механизм управления телеметрии космического аппарата: Статья. Авиационная и ракетно-космическая техника. – Москва, 2012. – 6 с.

8 Половко А.М., Бутусов П.Н. MATLAB для студента. – СПб.:БХБ – Петербург, 2005. – 289 с.

9 Байзакова А.А, Бегимбетова А.С., Дюсебаев М.К., Санатова Т.С. Охрана труда. Методические указания к выполнению лабораторных работ (для студентов всех специальностей очно-заочной формы обучения). – Алматы: АИЭС, 2004 - 44 с.

10 Абдимератов Ж.С., Мананбаева С.Е. Безопасность жизнедеятельности. Методические указания к выполнению раздела «Расчет производственного освещения» в выпускных работах для всех специальностей. Бакалавриат. – Алматы: АИЭС, 2009.

11 Баклашов Н. И., Китаева Н. Ж., Терехов Б. Д. Охрана труда на предприятиях связи и охрана окружающей среды: учеб. для вузов. - М. : Радио и связь, 1989. - 287 с.

12 Бекишева А.И. Методические указания к выполнению экономической части выпускных работ (для бакалавров, обучающихся по

специальности «5В0703» - Информационные системы). – Алматы: АУЭС, 2013. – 28 с.

13 Атибаева С.А., Аманжолова К.Б. Экономика предприятия. Программа, методические указания (для студентов ВУЗа). – Алматы: АИЭС, 2002.

14 Голубицкая ЕА. Экономика связи. Учебник для студентов ВУЗов. – М.: ИРИАС, 2006.