

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Южно-Уральский государственный университет»
(национальный исследовательский университет)

Высшая школа электроники и компьютерных наук
Кафедра «Системы автоматического управления»

РАБОТА ПРОВЕРЕНА

Рецензент

_____/ Кондаков С.В.

« ____ » _____ 2017 г.

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Заведующий кафедрой

_____/ В.И. Ширяев

« ____ » _____ 2017 г.

Определение состава и структурной схемы бортового комплекса управления для
осуществления посадки космического аппарата

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА
К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ
ЮУрГУ – 24.05.06.2017.886.00 ПЗ ВКР

Консультант

БЖД

_____/ Скуртова И.В.

« ____ » _____ 2017 г.

Руководитель работы

доц. каф. САУ

_____/ В.Н. Кожеуров

« ____ » _____ 2017 г.

Консультант

Экономический раздел

_____/ Закиров Р.Ш.

« ____ » _____ 2017 г.

Автор работы

студент группы КЭ-504

_____/ Е.Д. Зямзин

« ____ » _____ 2017 г.

Нормоконтролер

_____/ В.Н. Кожеуров

« ____ » _____ 2017 г.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	6
1 ОБЗОР БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ	8
1.1 Основные задачи бортового комплекса управления	8
1.2 Структура и состав бортового комплекса управления.....	9
2 ПОДБОР АППАРАТУРЫ ДЛЯ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ	12
2.1 Соответствие платформы «НАВИГАТОР» требованию технического задания.....	12
2.2 Принцип работы аппаратуры космического аппарата	15
2.2.1 Принцип работы астродатчиков	15
2.2.2 принцип работы гироскопических измерителей вектора угловой скорости	19
2.2.3 Приборы ориентации на Землю	21
2.2.4 Принцип работы приборов ориентации на Солнце.....	23
2.3 Подбор аппаратуры для платформы «НАВИГАТОР»	26
2.3.1 Астродатчик АД-1 на ПСЗ – матрице.	26
2.3.2 Солнечный датчик положения СДП-1	28
2.3.3 Бортовая цифровая вычислительная система «МАРС 4»	29
2.3.4 Блок силовой автоматики	30
2.4 Аналоги базовых приборов платформы «НАВИГАТОР»	30
2.5 Определение состава бортового комплекса управления	34
3 МОДЕЛИРОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВЫХ ЛАЗЕРНЫХ ЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	36
3.1 Методы моделирования.....	36
3.2 Результаты моделирования	39
4 ЭКОНОМИЧЕСКИЙ РАЗДЕЛ	44
4.1 Цели и задачи организационно-экономического раздела.....	44
4.2 Сетевое планирование работ.....	44
4.3 Расчет ожидаемой продолжительности работ	44
4.4 Расчет параметров событий сетевого графика.....	47

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		4

4.5	Расчет параметров работ сетевого графика.....	49
4.6	Расчет затрат на выпускную квалификационную работу.....	52
4.7	Стоимостная оценка результатов мероприятий.....	55
5	БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ	56
5.1	Краткие сведения о бортовых комплексах управления	56
5.2	Классификация опасных и вредных производственных факторов.....	56
5.3	Освещение рабочего места оператора ЭВМ	56
5.4	Электробезопасность	57
5.5	Эргономика рабочего места оператора ЭВМ.....	58
5.6	Требования к уровню шума на рабочих местах, оборудованных ЭВМ.....	59
5.7	Микроклимат	60
5.8	Пожарная безопасность	60
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ	62
	БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	64

ВВЕДЕНИЕ

Космическая эра, начавшаяся запуском первого искусственного спутника Земли, характеризуется не только выдающимися успехами человечества в деле изучения и освоения космического пространства, но и возникновением и развитием новых направлений науки, техники, промышленности, без которых эти успехи были бы невозможны. Одним из таких направлений является теория управления космическими аппаратами.

Начиная с проектирования самых первых космических аппаратов и кораблей, система управления движением относится к числу важнейших бортовых систем, и ее роль постоянно увеличивается по мере роста возлагаемых на нее функций.

Целью данной квалификационной работы является выбор аппаратуры и разработка функциональной схемы системы управления посадочным модулем космического аппарата. Достижение поставленной цели предусматривает решение ряда задач, основными из которых являются:

- обзор существующих бортовых систем управления космических аппаратов, формирование перечня выполняемых ими функций, состава и характеристик аппаратуры;
- определение требований к проектируемой системе управления;
- декомпозиция решаемых задач и разработка структуры системы управления;
- определение требуемых характеристик аппаратуры и ее выбор;
- анализ принятых решений, включая моделирование отдельных подсистем.

Данная выпускная квалификационная работа состоит из пяти глав. В первой главе представлен обзор бортовых комплексов управления, предъявляемые требования к бортовым системам космического аппарата. Рассмотрены основные группы задач бортовых комплексов управления:

- группа задач управления движением и навигацией;
- группа задач управления состоянием бортовой аппаратуры;
- группа задач управления элементами конструкции.

Рассмотрены структура и состав бортового комплекса управления космическим аппаратом.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		6

Во второй главе произведен подбор аппаратуры для бортового комплекса управления. Для космического аппарата выбрана платформа «НАВИГАТОР», которая на протяжении многих лет показывает свою надежность и многофункциональность. Для выполнения операций сближения космических аппаратов предлагается использовать бортовые лазерные локационные системы.

Третья глава посвящена моделированию бортовых лазерных локационных систем космических аппаратов. Рассмотрены методы моделирования и получены зависимости дальности обнаружения цели от угла расходимости зондирующего пучка, от энергии импульса для диффузно отражающего объекта.

В четвертой главе представлен экономический раздел. В нем рассмотрены цели и задачи организационно-экономического раздела; сетевое планирование работ. Произведены расчеты ожидаемой продолжительности работ, расчет параметров событий сетевого графика, расчет параметров работ сетевого графика и расчет затрат на выпускную квалификационную работу. Произведена стоимостная оценка результатов мероприятий.

В пятой главе представлена классификация опасных и вредных производственных факторов, связанных с созданием и эксплуатацией бортовых систем управления. Рассмотрен раздел электробезопасности, раздел освещения рабочего места оператора электронно-вычислительной машины, рассмотрена эргономика рабочего места оператора. Представлены требования к уровню шума, требования к микроклимату и к пожарной безопасности.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		7

1 ОБЗОР БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ

1.1 Основные задачи бортового комплекса управления

Из-за суровых условий космической среды к бортовым системам космического аппарата предъявляются повышенные требования. Так как вакуум представляет опасность для многих элементов аппаратуры космического аппарата, то необходимо обеспечить герметизацию приборов. Также сложности возникают с охлаждением аппаратуры, из-за отсутствия конвекции. Резкие перепады температуры при переходе от освещенности в тень. Все выше перечисленные аспекты предъявляют противоречивые требования к конструкции космического аппарата.

Конструкция космического аппарата должна быть как прочной, так и легкой, как компактной, так и вместительной. Бортовая аппаратура должна обеспечивать, при наименьшей массе и габаритных размерах максимальную мощность питания и безотказность работы [2].

Бортовой комплекс управления космическим аппаратом представляет собой совокупность приборов и устройств с информационным и программным обеспечением, предназначенным для управления движением космическим аппаратом и управления функционированием бортового оборудования [1].

Основными задачами БКУ являются:

- управление движением КА;
- навигация КА;
- командно-логическое управление служебными системами и целевым оборудованием;
- сбор, обработка и анализ контрольно-диагностической информации;
- автоматическое управление переходом на резервное оборудование, резервные режимы управления;
- взаимодействие с наземным комплексом управления и экипажем.

Группа задач управления движением и навигацией:

- гашение угловых скоростей после разделения КА;
- построение начальной солнечной ориентации;

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		8

- построение и поддержание ориентации связанных осей КА относительно опорных систем координат;
- коррекция орбиты;
- увод КА с орбиты по завершении работы;
- определение и прогноз навигационных параметров;
- контроль работоспособности приборов и исполнительных органов, используемых при управлении движением и навигацией;
- контроль движением системой управления движением и навигацией;
- управление приводами солнечных батарей;
- наведение целевого оборудования.

Группа задач управления состоянием бортовой аппаратуры:

- координированное управление службами БС при наземной подготовке, автономном функционировании КА и при взаимодействии с НКУ и экипажем;
- командное управление служебными системами и элементами конструкции;
- организация контроля и диагностики бортовой аппаратуры в целях автономного управления, а также в интересах НКУ и экипажа;
- синхронизация процессов управления и контроля служебными системами;
- распределение питания бортовым потребителям;
- расчет баланса электропотребления и управление сбросом нагрузки.

Группа задач управления элементами конструкции:

- управление КА после выведения;
- управление раскрытием элементов конструкции (панелей СБ и антенн);
- управление движением и текущая ориентация панелей СБ на Солнце;
- защита электроподрывных устройств от несвоевременного срабатывания и от воздействия статического электричества.

1.2 Структура и состав бортового комплекса управления

Перечисленные выше задачи БКУ определяют его состав и структуру.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		9

Рассмотрим структуру бортового комплекса управления на примере системы управления автоматического космического аппарата (АКА) [3]. На рисунке 1 представлена схема бортового комплекса управления АКА.



Рисунок 1 – Бортовой комплекс управления автоматических космических аппаратов

В состав БКУ КА входят:

- Бортовая цифровая вычислительная система в виде вычислительных средств и устройств сопряжения, обеспечивающая информационное взаимодействие с бортовыми абонентами и предоставляющая свои вычислительные ресурсы для решения задач управления системами КА и задач контроля их работы;
- Система управления движением и навигации, предназначенная для управления движением КА как материальной точки, так и для управления угловым движением КА.

- Система управления бортовым комплексом, выполняющая функции коммутации электропитания, усиления и преобразования электрических сигналов, а также выдачи команд управления в системы и приборы космического аппарата в соответствии с временными и логическими условиями;
- Бортовой радиотехнический комплекс служит для обеспечения обмена информации между бортовым комплексом управления и наземным комплексом управления;
- Система бортовых измерений, предназначена для сбора, обработки и передачи в наземный комплекс управления и бортовую цифровую вычислительную систему телеметрическую информацию о результатах измерений, характеризующих состояние систем космического аппарата;
- Программное обеспечение бортового комплекса управления.

Внедрение в систему управления космическим аппаратом различных вычислительных средств позволило перенести многие функции контроля управления из аппаратных средств в программное обеспечение. Программное обеспечение сформировалось как отдельный компонент БКУ.

Перечисленная совокупность систем, образующих ядро централизованной системы управления КА, проектируется как бортовой комплекс управления для широкого спектра космических аппаратов, как пилотируемых (ТПК «Союз», Международная космическая станция), так и беспилотных (ТГК «Прогресс», научные спутники, спутники связи, Космические аппараты дистанционного зондирования Земли и т.п.)

Бортовой комплекс управления обеспечивает управление целевой аппаратурой космического аппарата, а также двигательной установкой, системой обеспечения температурного режима, системой энергосбережения и другими бортовыми системами космического аппарата, которые называют служебными.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		11

2 ПОДБОР АППАРАТУРЫ ДЛЯ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

2.1 Соответствие платформы «НАВИГАТОР» требованию технического задания.

Для разработчика бортовых комплексов управления космических аппаратов, важными являются следующие позиции:

- Срок активного существования (необходимый ресурс аппаратуры БКУ);
- Требования по точности ориентации;
- Степень автономности от наземного комплекса управления;
- Исполнительные органы систем стабилизации и ориентации;
- Инерционно-массовые характеристики космического аппарата;

Согласно требованию технического задания, посадка космического аппарата на космический объект должна осуществляться с расстояния 10 км, а скорость космического объекта относительно КА должна быть равной 100 м/с. Скорость посадки должна быть не более 0,5 м/с. Также известно, что диаметр космического тела примерно равен 300 м. Погрешность угловой ориентации относительно усредненного перпендикуляра к поверхности не должна превышать 5%. Вес полезной нагрузки космического аппарата равен 50 кг. Массу конструкции необходимо минимизировать. Необходимо обеспечить терморегуляцию космического аппарата.

В соответствии с требованиями технического задания бортовая система управления выполняет следующие функции:

- Определение параметров движения космического аппарата вокруг центра масс в базовой системе координат и осуществление стабилизации космического аппарата в заданной ориентации с требуемой точностью.
- Управление работой двигателей;
- Формирование команд управления целевой аппаратурой, системой электроснабжения (СЭС);
- Управление работой средств обеспечения теплового режима;

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		12

- Контроль правильности работы приборов БСУ и процессов управления движением вокруг центра масс космического аппарата;
- Автоматическое парирование последствий отказов или отклонений в управлении при функционировании БСУ, выявленных в результате контроля;

В соответствии с техническим заданием бортовой комплекс управления базируется на платформе «Навигатор».

Бортовой комплекс управления платформы «Навигатор» разрабатывался на базе технического задания, созданного к середине 2000-х гг. МОКБ «Марс» и его кооперацией в ходе разработки системы управления для перспективных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и связи. Преемственность задания была обеспечена благодаря принятию совместного решения НПО имени С.А. Лавочкина и МОКБ «Марс» по развитию и использованию перспективных технических решений в части системы управления космическим аппаратом. [4]

Бортовой комплекс управления платформы «НАВИГАТОР» создавался МОКБ «Марс» по техническому заданию НПО имени С.А. Лавочкина как универсальный комплекс управления для тяжелых космических аппаратов различного назначения. Бортовой комплекс управления предназначен как для решения задач управления движением на базе автономного определения ориентации космического аппарата и баллистического прогноза, так и для решения задач управления бортовыми смежными системами:

- Двигательными установками;
- Средствами обеспечения тепловых режимов;
- Ориентации и раскрытия солнечных батарей;
- Элементами бортового радиокомплекса;
- Телеметрической станцией;
- Целевой аппаратурой.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		13

Бортовой комплекс управления должен обеспечивать как штатное функционирование по программам, задаваемым полетными заданиями и кодовыми командами от наземного комплекса управления, так и длительное автономное функционирование при отсутствии связи с наземным комплексом управления.

Заданный срок активного существования бортового комплекса управления в полете – 10 и более лет.

Структура бортового комплекса управления сформирована на базе центрального бортового вычислителя и цифровых интерфейсов, образующих бортовую вычислительную сеть, позволяющую гибко наращивать функции бортового комплекса управления и, при необходимости, использовать различные по характеристикам измерительные приборы и исполнительные органы без значительных доработок бортового комплекса управления.

Бортовая структура бортового комплекса управления платформы «НАВИГАТОР» во взаимодействии со смежными системами показана на рисунке 2.

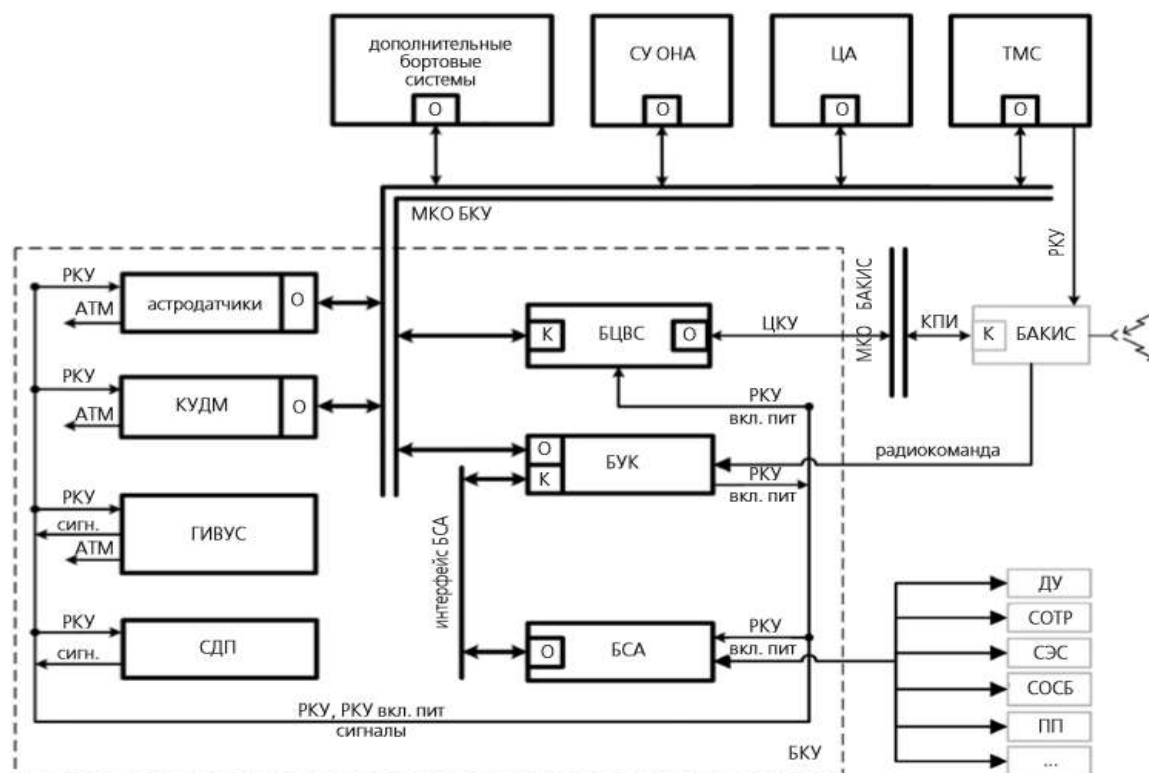


Рисунок 2.1 – Базовая структура бортового комплекса управления платформы «НАВИГАТОР»

2.2 Принцип работы аппаратуры космического аппарата

2.2.1 Принцип работы астродатчиков

Рассмотрим принцип работы астродатчиков на основе астродатчика АД-1.

Принципы функционирования и использования информации астродатчиков основаны на сопоставлении картины звездного неба, визируемой в направлении оси прибора, с картой соответствующего участка звездного неба [7].

В основу астродатчика входят:

- Оптическая часть (объектив, светозащитная бленда);
- Фоточувствительная часть (фотоприемник);
- Электронная часть (электроника фотоприемника, электроника обработки данных, блок питания, память).

Характеристики звездных датчиков на прямую зависят от его способности регистрировать излучение слабых звезд при малом времени экспозиции. Чувствительность датчика определяется светосилой оптической части на прямую связанной с массогабаритными характеристиками, а также чувствительностью и шумовыми характеристиками фоточувствительной части и сервисной аналоговой электроники. На рисунке 2.2 представлены основные элементы астродатчика.



Рисунок 2.2 – Основные элементы астродатчика

Астродатчик АД-1 предназначен для автономного поиска, обнаружения, селекции звезд в поле зрения, измерения углового положения выделенных изображений звезд в приборной системе координат, связанной с посадочным местом астродатчика, и циклической выдачи измерительной и телеметрической информации в бортовую цифровую вычислительную систему.

Основные характеристики астродатчика АД-1 приведены в таблице 2.1:

Таблица 2.1 – основные характеристики астродатчика АД-1

параметры	значение	размерность
Оптическое поле зрения	12X12	град
Частота выдачи измерительной информации при наличии в поле зрения рабочих звезд, не реже	2	сек
Диапазон эквивалентных звездных величин рабочих звезд, приведенных к источнику «А»	0,0...5,0	m _A
Массив измерительной информации, не более	15	шт
Напряжение питания	27±4	В
Энергопотребление, не более	15	Вт
Масса	3,85	кг
Габаритные размеры	Ø235±425	мм

Точность определения угловой ориентации аппарата в бортовой системе управления зависит от:

- Точности измерения направляющих углов линий визирования звезд в приборной системе координат астродатчика;
- Методов обработки измерительной информации астродатчика в бортовой цифровой вычислительной системе;

Факторы, влияющие на инструментальную погрешность астродатчика:

- Точность реализации и стабильность системы координат, жестко связанной с камерой;
- Точность определения координат энергетических центров изображений звезд на матрице фоточувствительного прибора с переносом заряда.

Определение координат энергетических центров изображений является основным источником ошибок, так как размеры изображения, форма, распределение энергетической яркости меняются во времени в виду наличия шумов самой матрицы фоточувствительного прибора с переносом заряда, шумов электронного тракта, что приводит к флуктуациям координат энергетических изображений от кадра к кадру.

Результаты стендовых испытаний, проведенных для реальных образцов астродатчиков, приведены в таблице 2.2. указаны значения отношений сигнал/шум для источника, имеющего спектр излучения типа «А», выраженного в фотометрической системе V, визуальная звездная величина (m_V) (спектральная кривая V практически совпадает с кривой чувствительности глаза), а также среднеквадратичное отклонение определения направления на звезду.

Таблица 2.2 – результаты стендовых испытаний, проведенных для реальных образцов астродатчиков

Визуальная звездная величина (m_V)	3	4	5	6	7
Средне квадратическое отклонение, угл.сек	3,2	4	4,7	6,9	19,8
Сигнал/шум	16	12	9	7	2,4

Из полученных данных следует, что астродатчик АД-1 способен регистрировать звезды до $m_V=6$ с предельной погрешностью 20,7 угл.сек.

Конструкция астродатчика АД-1 предусматривает решение следующих основных задач:

- Модульность конструкции, позволяющей адаптировать базовую конструкцию для других условий применения;
- Технологичность изготовления, сборки и юстировки для снижения стоимости изготовления;
- Возможность регулировки взаимного положения фоточувствительного прибора с переносом заряда и объектива на этапе изготовления астродатчика АД-1 при обеспечении геометрической стабильности взаимного положения фоточувствительного прибора с переносом заряда, объектива и основания астродатчика в условиях эксплуатации;
- Обеспечение стабильного взаимного геометрического положения функциональных узлов астродатчика АД-1 относительно базовых поверхностей при изготовлении и эксплуатации;
- Обеспечение требуемых тепловых режимов узлов астродатчика, в первую очередь фоточувствительного прибора с переносом заряда, объектива и электрорадиоизделий.

На монолитную конструкцию основания астродатчика крепятся его основные модули:

- Оптическое устройство;
- Фотоприемная матрица;
- Электронный блок.

Основание является очень ответственной сборочной единицей, к которой предъявляются жесткие требования по точности изготовления.

Конструкция астродатчика АД-1 должна обеспечивать:

- Высокую стабильность (во всех условиях эксплуатации) положения линии визирования в пространстве относительно посадочной плоскости астродатчика и взаимного положения посадочных плоскостей объектива и фоточувствительного прибора с переносом заряда вдоль линии визирования;
- Эффективный отвод тепла от узлов астродатчика на его посадочное место;

Масса астродатчика АД-1 составляет 0,5 кг;

С базовыми установочными поверхностями основания связана приборная система координат XYZ астродатчика:

- Ось Z перпендикулярна посадочной плоскости и направлена в сторону пространства анализируемых объектов;
- Ось X параллельна посадочной плоскости, перпендикулярна привалочной плоскости и направлена в ее сторону;
- Ось Y перпендикулярна осям X, Z и дополняет их до правой прямоугольной системы координат XYZ.

Для обеспечения автономной ориентации космического аппарата по информации астродатчиков АД-1 разработано специальное программное обеспечение, реализованное для повышения надежности в резервированной бортовой цифровой вычислительной системе. Программа опознавания звезд и расчета астроориентации содержит бортовой каталог звезд, рассчитанный с учетом спектральной характеристики астродатчика АД-1 и данных по координатам и спектральным характеристикам звезд. При расчете астроориентации положения кластеров приводятся к инерциальной системе координат, связанной с космическим аппаратом. Астроориентация рассчитывается с помощью адаптивного фильтра Калмана по информации, поступающей от астродатчиков и гироскопического измерителя вектора угловой скорости.

									Лист
									18
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	24.05.06.2017.886.00 ПЗ				

2.2.2 принцип работы гироскопических измерителей вектора угловой скорости

Гироскопический измеритель вектора угловой скорости предназначен для определения и выдачи в бортовую систему управления космического аппарата информации о проекциях абсолютной угловой скорости космического аппарата.

Гироскопические измерители различного класса точности используются в качестве датчиков угловой скорости.

Возьмем за пример высокоточный датчик гироскопического измерения вектора угловой скорости типа КИНД34-020 на поплавковых гироскопах, который при массе 12,6 кг в диапазоне угловых скоростей до 0,4 град/сек обладает характеристиками дрейфа на уровне 0,005 град/час и нестабильностью масштабного коэффициента не хуже 0,01%.

Возьмем гироскопический измеритель вектора угловой скорости средней точности КИНД34-038 на динамически настраиваемых гироскопах. Он обладает на порядок худшими характеристиками по дрейфу (порядка 0,05 град/час). В таблице 2.3 приведены характеристики различных гироскопических измерителей вектора угловой скорости.

Таблица 2.3 – характеристики различных гироскопических измерителей вектора угловой скорости.

Параметр	ГИВУС КИНД34-040	ГИВУС КИНД34-032	ГИВУС КИНД34- 002	ГИВУС КИНД34-001
Диапазон измеряемых угловых скоростей	Узкий - ± 4 Широкий - ± 8	± 10	1-я модификация: $\pm(0,53+10\%)$ 2-я модификация: $\pm(0,9+10\%)$	$\pm(1+10\%)$
Цена импульса выходной информации, дуг.сек/имп	Узкий – 0,18 Широкий – 0,36	0,2 \pm 0,04 угл.сек/бит	1-я модификация: 0,0792 \pm 10% 2-я модификация: 0,11880 \pm 10%	0,18 \pm 10%
Погрешность цены импульса, % -за весь срок эксплуатации -за 720 часов	Узкий - $\pm 1,0$ Широкий - $\pm 3,0$	$\pm 0,05$	$\pm 0,05(3s)$ ± 0.03	± 0.1 При t= 15-25 $^{\circ}$ C $\pm 0,2$ При t= 0-15 $^{\circ}$ C $\pm 0,03$ При t= 25-40 $^{\circ}$ C
Случайная составляющая нулевого сигнала, независящая от перегрузки, дуг.сек/сек -от запуска к запуску -в запуске	Узкий - $\pm 0,3$ Широкий - $\pm 1,5$	$\pm 0,7$ $\pm 0,15$	± 0.30 ± 0.02	$\pm 0,15$ $\pm 0,2$ (за 24 часа)

24.05.06.2017.886.00 ПЗ

Лист

19

Продолжение таблицы

Параметр	ГИВУС КИНД34-040	ГИВУС КИНД34-032	ГИВУС КИНД34- 002	ГИВУС КИНД34-001
Стабильность углового положения измерительных осей за весь срок эксплуатации, угл.сек	±90	±45	±30	±45
Количество углоизмерительных каналов	3	6	6	6
Тип чувствительных элементов	Динамически настраиваемый гироскоп КИНД05-078	Динамически настраиваемый гироскоп КИНД05-091	Поплавковый гироскоп КИНД99-003А	Поплавковый гироскоп КИ79-132
Ресурс, лет(час)	100000 час	3,5 (3 в полете)	3,5 (3 в полете)	3,5 (3 в полете)
Масса, кг	4,7	5,8	22,5	11,5
Температура установочной поверхности, °С	Минус 10-40	Минус 10-40	0-40	0-30
Энергопотребление, не более, Вт	55	35	При работе: 3-х ИК-92 4-х ИК-104	50

Для космических аппаратов со сроком активного существования на орбите до 10 лет, повышенными требованиями к точностным характеристикам и устойчивости к воздействию космического излучения используется гироскопический измеритель вектора угловой скорости на базе прибора КИНД34-020 с поплавковыми гироскопами.

Прибор позволяет сохранять точностные характеристики определения параметров ориентации при отказе любого одного измерительного канала. Выходная информация с каждого канала, соответствующая приращению интеграла от проекции вектора угловой скорости космического аппарата на его измерительную ось за такт опроса, выдается в виде серий импульсов. Преобразование информации к цифровому виду производится в блоке силовой автоматики и по линии мультиплексного канала обмена передается в бортовую цифровую вычислительную систему для дальнейшего использования в алгоритмах определения параметров ориентации.

По опубликованным данным, прибор типа КИНД34-020, установленный на космическом аппарате «Ямал-100», имеет уход порядка 0,001 град/час.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		20

2.2.3 Приборы ориентации на Землю

Используя зрительный контраст между Землей и окружающим ее пространством, можно получить информацию об ориентации визирной оси прибора на Землю. На таком принципе построено большое количество датчиков ориентации на Землю.

Среди таких датчиков имеются те, которые непосредственно определяют направление на центр Земли в приборной системе координат за счет определения углового расстояния от зрительной оси прибора до контрастного участка изображения. Такие датчики формируют данные об угловом положении визирной оси относительно орбитальной системы координат практически без привлечения дополнительных источников информации. Примером такого датчика служит Американский датчик MiDES-G, имеющий массу 1,5 кг, потребляемую мощность не более 4 Вт и точность $0,025^{\circ}$. На рисунке 2.3 изображен внешний вид датчика MiDES-G.



Рисунок 2.3 – Внешний вид датчика MiDES-G

Имеются датчики, которые могут зарегистрировать только факт пересечения линией визирования горизонта. В таком случае, получение информации об ориентации осей приборной системы координат возможно лишь при использовании дополнительной информации, источниками которой выступают

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		21

радиосвязи между космическим аппаратом и наземным комплексом управления при наличии ограничений по диаграммам направленности бортовых антенн, а также в возможных нештатных ситуациях.

Прибор ориентации на звезды выдает в бортовую цифровую вычислительную систему следующую информацию в виде слов данных:

- Выходные сигналы N_1, N_2, N_3, N_4 , несущие информацию о положении Земли в системе угловых координат прибора;
- Признак наличия Земли в поле зрения;
- Обобщенный признак исправности прибора.

Прием команд из бортовой цифровой вычислительной системы и передача информации из прибора ориентации по звездам в бортовую цифровую вычислительную систему производится по мультиплексному каналу обмена.

Включение прибора ориентации по звездам производится подачей в блок питания напряжения 27 В. Блок питания формирует требуемые вторичные напряжения для составных частей прибора ориентации по звездам, которые гальванически развязаны с первичным напряжением 27 В.

Температурный датчик внутри прибора ориентации по звездам формирует информацию о температуре прибора.

Данные, поступающие из прибора ориентации по звездам в виде чисел $N_1 \dots N_4$, обрабатываются в БЦВС по специальным алгоритмам, включающим:

- Алгоритм управления работой прибора;
- Алгоритм обработки и формирования выходной информации (углов φ и θ);
- Алгоритм селекции помех от Солнца и Луны;
- Алгоритм определения неисправности прибора.

Инструментальная точность прибора ориентации по звездам составляет 3-6 угл.мин, частота выдачи измерений – 4,5 Гц. Диапазон измеряемых углов (линейная зона) $\pm 2^0$. Амплитуда сканирования выбирается исходя из необходимости уверенного перекрытия углового размера Земли, видимой с высокой или низкой орбиты.

Приблизительная масса прибора ориентации по звездам составляет 2 кг, потребляемая мощность – 10 Вт.

2.2.4 Принцип работы приборов ориентации на Солнце

Приборы ориентации на Солнце предназначены для использования в составе систем ориентации и автономной навигации космических аппаратов. Датчик вырабатывает цифровые сигналы, пропорциональные отклонению направления на центр Солнца относительно приборной системы координат и, в паре с прибором ориентации на Землю, позволяет осуществлять трехосную стабилизацию космического аппарата по крену, тангажу и рысканью.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		23

Солнечные датчики применялись и применяются практически на всех космических аппаратах, начиная с первых спутников. Конструкция и принципы их действия достаточно хорошо отработаны. Дальнейшее совершенствование этих приборов производится с целью повышения надежности и срока службы, уменьшения стоимости и массы датчиков.

Приборы ориентации на Солнце имеют аналогичный принцип действия приборам ориентации на Землю (смотри раздел 2.2.3).

На рисунке 2.5 представлен внешний вид солнечного датчика СДП-1.



Рисунок 2.5 – Внешний вид солнечного датчика СДП-1

Солнечный датчик положения СДП-1 представляет собой оптико-электронный прибор, состоящий из двух щелевых оптических камер. Каждая камера состоит из оптического устройства с щелевой маской и фоточувствительного элемента. Размеры щели и расстояние между щелевой маской и чувствительной плоскостью фотоприемника подобраны так, чтобы угловое поле зрения имело размеры $95^{\circ} \times 5^{\circ}$.

Поток солнечного излучения, поступающий на вход оптического устройства, ослабляется светофильтрами и, пройдя щелевую маску, падает на фотоприемник. Образующийся в фотоприемнике под воздействием солнечного излучения аналоговый электрический сигнал преобразуется, усиливается и

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		24

поступает в коммутационно-преобразующее устройство системы управления, сигнализируя о наличии Солнца в поле зрения $95^{\circ} \times 5^{\circ}$.

Две оптические камеры, установленные под углом 90° между нормальными к фоточувствительным плоскостям приемников с перекрытием 5° полей зрения по длине щелей, образуют совместно полную зону обзора размером $185^{\circ} \times 5^{\circ}$ и общую зону обзора размером $5^{\circ} \times 5^{\circ}$. Биссектриса угла между нормальными к фоточувствительным плоскостям приемников определяет линию визирования солнечного датчика $OZ_{п.}$ линия $OX_{п.}$ перпендикулярна плоскости нормалей фотоприемников и визирной оси $OZ_{п.}$, и направление $OY_{п.}$, дополняющее оси $OX_{п.}$, $OZ_{п.}$ до правого ортогонального приборного трехгранника $OX_{п.}Y_{п.}Z_{п.}$, образуют плоскую координатную систему $OX_{п.}Y_{п.}$. информация об угловых координатах центра Солнца определяется по состоянию выходных сигналов фотоприемников и фиксации момента времени их переключения. Направление на центр Солнца определяется в два этапа:

- Вращением космического аппарата вокруг оси $OX_{п.}$ до момента появления хотя бы одного сигнала с фотоприемника;
- Вращением космического аппарата вокруг оси $OY_{п.}$ до момента появления сигнала с двух фотоприемников.

Фиксация во времени моментов переключения сигналов и знание значений угловой скорости вращения космического аппарата позволяют вычислить и запомнить угловые координаты центра Солнца в истинной или уловной инерциальной системе координат. При этом погрешность определение координат центра Солнца зависит от точности, с которой фиксируются переключения и учитываются угловые скорости. Проведение специальных калибровочных работ с солнечным датчиком положения СДП-1 позволяет получить точностные характеристики в несколько угловых минут.

Оптическая камера каждого канала прибора ориентации на солнца СДП-1 состоит из:

- Нейтрального фильтра;
- Щелевой маски;
- Фотоприемника.

Нейтральный фильтр необходим для ослабления потока излучения Солнца, поступающего на вход оптической камеры, с целью обеспечения допустимого уровня фотоприемника. Нейтральный фильтр выполняется методом вакуумного напыления металлической пленки на верхнюю часть кварцевого стекла марки К-208 и слой In_2O_3 , имеющего электрический контакт с корпусом прибора для снятия электрического заряда.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		25

На нижнюю часть кварцевого стекла нанесена непрозрачная металлическая пленка, на которой методом фотолитографии сформирована щелевая маска. Щелевая масса предназначена для формирования освещенности при попадании Солнца в поле зрения камеры.

В качестве фотоприемника в оптической камере используется фотодиод.

Солнечный датчик положения СДП-1 имеет следующие оптические параметры:

- Коэффициент пропускания фильтра – $1/2500 \dots 1/3000$;
- Фокусное расстояние (расстояние от фотоприемной поверхности до щелевой маски) – $F=10,5$ мм;
- Ширина щели – 200мкм.

Усилительный тракт прибора содержит два идентичных канала, усиливающих сигнал с каждого фотодиода. Оба канала фотоприемника и усилителя дублированы с холодным резервированием. Сигнал с фотодиода через развязывающие сопротивления поступает на пороговые устройства. При превышении входного напряжения заданного уровня на выходе появляется сигнал высокого уровня. Питание осуществляется постоянным напряжением $\pm 12,6$ В.

Недостатком солнечных датчиков положения является невозможность функционирования в тени Земли.

2.3 Подбор аппаратуры для платформы «НАВИГАТОР»

Базовой аппаратурой платформы «НАВИГАТОР» являются:

2.3.1 Астродатчик АД-1 на ПСЗ – матрице.

Широкопольный малогабаритный астродатчик АД-1 предназначен для систем астроориентации автономных систем управления серии малых космических аппаратов. Успешно прошедший летные испытания в составе космических аппаратов «Монитор-Э» (с 2005г), «КазСат» (2006-2009гг.), «Экспресс-МД1» (с 2009г.) и «Электро-Л» (с 2011г.). На рисунке 2.2 представлен внешний вид астродатчика АД-1.

									Лист
									26
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	24.05.06.2017.886.00 ПЗ				



Рисунок 2.2 – Внешний вид астродатчика АД-1

Основные характеристики астродатчика АД-1

Автономно решает задачи поиска и обнаружения звезд, селекции и измерения координат звезд относительно посадочных поверхностей.

- Угловое поле – до $13^{\circ} \times 13^{\circ}$;
- Чувствительность - $M_V = 5.0 - 6.0$;
- Частота смены информации – не менее 0.5 Гц;
- Количество одновременно отслеживаемых звезд – до 15;
- Точность – до 5-15 угл.сек;
- Потребляемая мощность – 15 Вт;
- Масса – 3.85 кг;
- Габариты - $\varnothing 238$ мм X 426 мм;
- Интерфейс – ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553B) [14].

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		27

2.3.2 Солнечный датчик положения СДП-1

Щелевой, малогабаритный солнечный датчик положения СДП-1 предназначен для ориентации и обеспечения удержания солнечных батарей космических аппаратов по направлению на Солнце.

Успешно проходили и проходят летные испытания в составе космических аппаратов «КазСат» (с 2006г. По 2009г.), «Экспресс-МД1» (с 2009г.) и «Электро-Л» (с 2011 г.). На рисунке 2.3 представлен внешний вид солнечного датчика положения СДП-1.

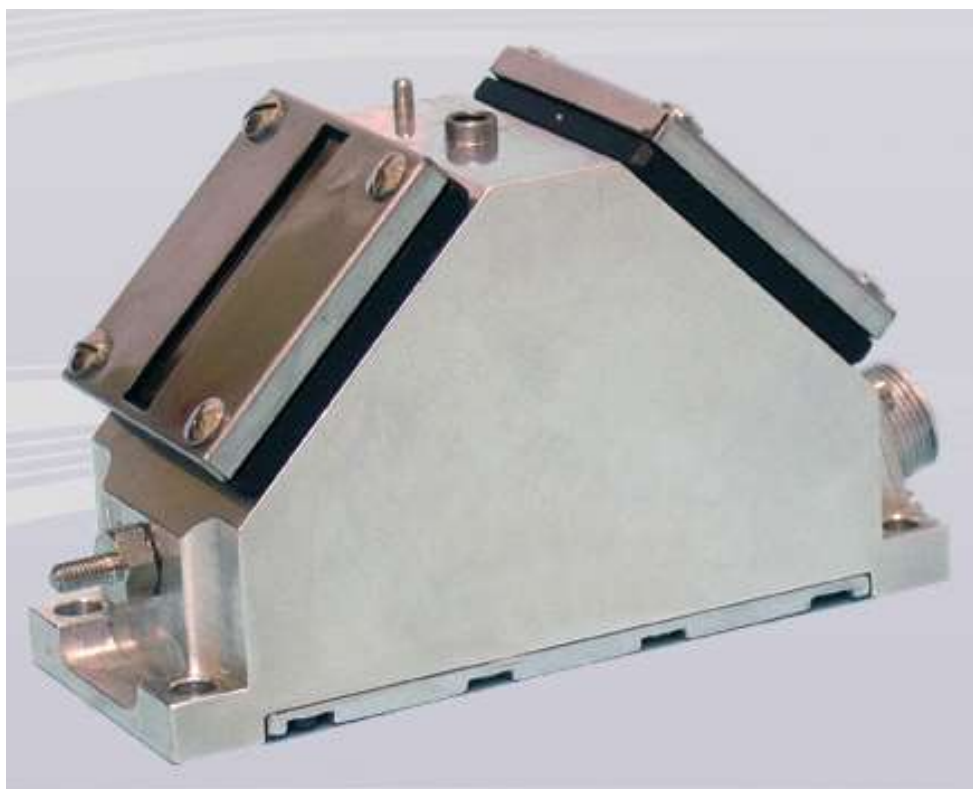


Рисунок 2.3 – Внешний вид солнечного датчика положения СДП-1

Основные характеристики солнечного датчика положения СДП-1

В составе системы управления выполняет режимы поиска и удержания Солнца относительно приборной системы координат. Выдает в систему управления аналоговый сигнал о наличии/отсутствии Солнца в поле зрения датчика.

- Угловое поле – до $185^{\circ} \times 5^{\circ}$;
- Погрешность ориентации на Солнце – до 1 угл.град.;
- Напряжение питания постоянного тока – 15 В;
- Потребляемая мощность – 0.85 Вт;
- Масса – 0.4 кг;
- Габариты (мм) – 93X33X54.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		28

2.3.3 Бортовая цифровая вычислительная система «МАРС 4»

Бортовая цифровая вычислительная система «МАРС 4» предназначена для систем управления, работающих длительное время в жестких условиях эксплуатации, в том числе в системах управления космических аппаратов [5].

Успешно проходит летные испытания в составе космических аппаратов «Монитор-Э» (с 2005 г.), «КазСат» (с 2006г. По 2009 г.) и «Экспресс-МД» (с 2009 г.). На рисунке 2.4 представлен внешний вид бортовой цифровой вычислительной системы «МАРС 4».



Рисунок 2.4 – Внешний вид бортовой цифровой вычислительной системы «МАРС 4»

Основные характеристики бортовой цифровой вычислительной системы «МАРС 4»

Является четырехкратно резервированным комплексом (4 идентичных канала). Каждый канал содержит два процессора, один выполняет функции центрального процессора, реализуя прикладные алгоритмы, другой работает в качестве контроллера ввода-вывода. Процессоры работают параллельно и независимо, за счет чего достигнута двойная производительность.

- Частота 20 МГц;
- Быстродействие 2.5 млн.оп/с;
- Объем ППЗУ: ЦП – 2048 Кбайт;
- Объем ОЗУ: ЦП – 240 Кбайт;
- Потребляемая мощность сети 27 В – не более 30 Вт;
- Масса – не более 8 кг;
- Габариты (мм) – 156X205X214.

									Лист
									29
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	24.05.06.2017.886.00 ПЗ				

2.3.4 Блок силовой автоматики

Предназначены для управления исполнительными устройствами бортовой автоматики. В соответствии со структурной схемой системы управления малых космических аппаратов по взаимодействию со смежными системами и для удобства разработки и отладки силовая автоматика выполнена в виде нескольких независимых устройств:

- Блок управления и контроля;
- Блок управления энергетикой;
- Блок управления двигательной установкой

Успешно проходили и проходят летные испытания в составе космических аппаратов «Монитор-Э» (с 2005г.), «КазСат» (с 2006 г. по 2009 г.) и «Экспресс-МД1» (с 2009 г.). На рисунке 2.5 представлен внешний вид блока силовой автоматики.



Рисунок 2.5 – Внешний вид блока силовой автоматики

Основные характеристики блока силовой автоматики:

- Потребляемая мощность – не более 35 Вт;
- Масса – не более 20 кг.

2.4 Аналоги базовых приборов платформы «НАВИГАТОР»

Рассмотрим аналоги базовых приборов платформы «НАВИГАТОР». Аналогом астродатчика АД-1 является прибор многоголовый звездный датчик

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		30

348К.

Прибор 348К разработан в ОАО «НПП «Геофизика-Космос» в 2013г. Прибор предназначен для работы в составе системы управления ориентацией космического аппарата. Звездный датчик измеряет угловое положение звезд относительно приборной системы координат, опознает участки звездного неба и определяет ориентацию космического аппарата в инерциальной геоцентрической системе координат [6].

Прибор состоит из оптических блоков и общего электронного блока. Дублированный электронный блок может быть расположен как на внешней поверхности космического аппарата, так и внутри него. Оптические блоки соединены кабелем длиной до 10 метров. Имеется набор бленд для защиты оптических блоков от солнечных засветок для предельных углов 40° , 30° , 20° . На рисунке 2.6 представлен внешний вид звездного датчика 348К.



Рисунок 2.6 – Внешний вид звездного датчика 348К

Основные характеристики звездного датчика 348К:

- Погрешности измерения оптического блока по осям X, Y – 10 угл. сек.
по оси Z – при одном оптическом блоке 40 угл. сек.,
при 2 и более оптических блоках 10 угл. сек.;
- Чувствительность до +5 зв. вел.;
- Темп обновления информации 10 Гц;
- Масса от 1,85 кг до 4,85 кг;

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		31

- Энергопотребление 15 Вт;
- Габариты оптического блока $\varnothing 70 \times 108$ мм;
- Габариты электронного блока $190 \times 130 \times 45$ мм.

Аналогом солнечного датчика положения СДП-1 является прибор точный датчик Солнца ТДС. Данный датчик разработан МОКБ «Марс». Широкополосный малогабаритный точный датчик Солнца ТДС предназначен для определения угловых координат геометрического центра Солнца с целью наведения и удержания продольной оси космического аппарата на геометрический центр Солнца.

Успешно проходил летные испытания в составе бортовой системы управления космического аппарата «Коронас-Фотон» (с 2009 г. по 2010 г.).

На рисунке 2.7 представлен внешний вид точного датчика Солнца ТДС.

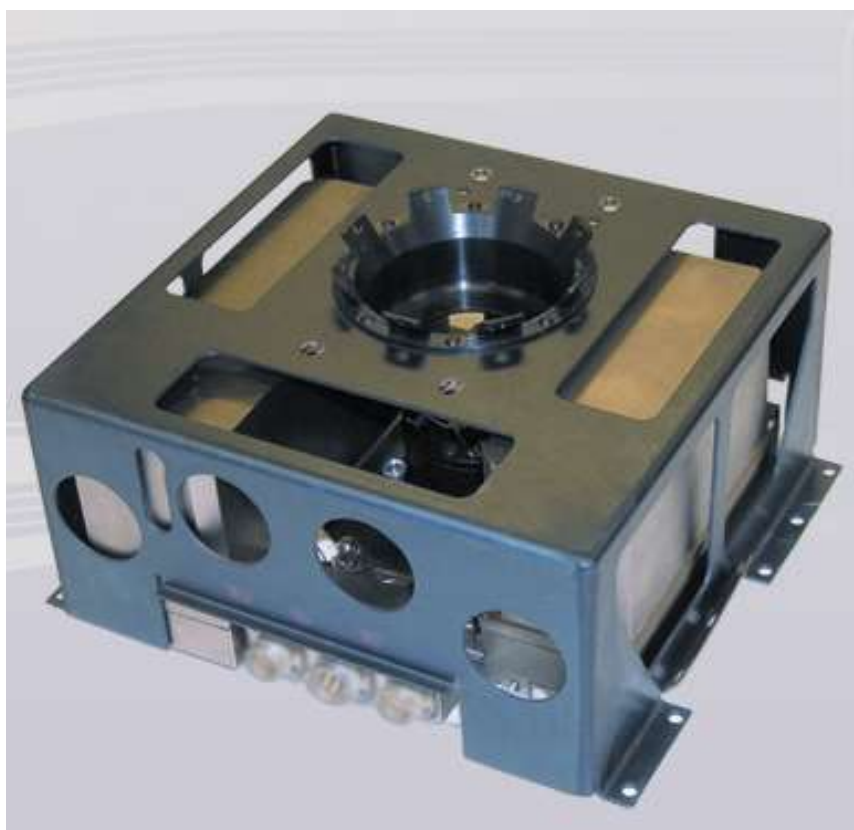


Рисунок 2.7 – Внешний вид точного датчика Солнца ТДС

Основные характеристики точного датчика Солнца ТДС:

Автономно решает задачи поиска, обнаружения и измерения угловых координат геометрического центра Солнца относительно посадочных поверхностей.

- Угловое поле зрения поиска – $60^\circ \times 60^\circ$;

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		32

- Точность измерения координат – до 1 угл. мин. в поле зрения $4^{\circ} \times 4^{\circ}$;
- Периодичность обновления информации – не менее 125 мс;
- Потребляемая мощность – 12 Вт;
- Масса – 2.3 кг;
- Габариты (мм) – 200X177X96;
- Интерфейс – цифроаналоговый.

Также аналогом является солнечный датчик 347К. данный датчик разработан в ОАО «НПП «Геофизика-Космос». Прибор обеспечивает измерение углового положения Солнца в широком угловом поле (более полусферы) в визуальном диапазоне и предназначен для системы управления космического аппарата.

Солнечный датчик 347К принадлежит к оптико-электронным прибора статического типа. Принцип действия прибора заключается в проектировании изображения Солнца через специальную оптическую систему на многоэлементный фотоприемник-датчик с активными пикселями. После считывания электрических сигналов с указанного приемника и обработки его информации в приборе определяются углы отклонения оси космического аппарата от направления на центр Солнца по вращению вокруг двух взаимно-перпендикулярных осей.

В приборе используется новая сверх широкоугольная оптическая система. Солнечный датчик 347К обладает высокой точностью измерений и полностью защищен от влияния помех, создаваемых солнечными бликами от элементов конструкции космического аппарата. На рисунке 2.8 представлен внешний вид Солнечного датчика 347К.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		33



Рисунок 2.8 – Внешний вид Солнечного датчика 347К

Основные характеристики Солнечного датчика 347К:

- Поле зрения – полусфера+;
- Угловая погрешность – 1 угл. мин.;
- Габаритные размеры (мм) 127X91X43;
- Масса 0.5 кг;
- Потребляемая мощность 3,5 Вт;
- Температурный диапазон $\pm 50^{\circ}$ С;
- Ресурс 150 000 часов.

2.5 Определение состава бортового комплекса управления

Проанализировав вышеперечисленную информацию, выберем аппаратуру, которая будет входить в состав бортового комплекса управления космического аппарата.

В состав бортового комплекса управления будут входить:

- три астродатчика АД-1;
- два солнечных датчика 347К;
- два датчика ориентации на Землю MiDES-G;
- гироскопический измеритель вектора угловой скорости КИНД34-020;
- два комплекса управляющих двигателей-маховиков;
- четыре бортовые цифровые вычислительные системы «МАРС 4»;

						24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата			34

- четыре блока силовой автоматики;

На рисунке 2.9 представлена структурная схема платформы «НАВИГАТОР» с подобранными приборами.

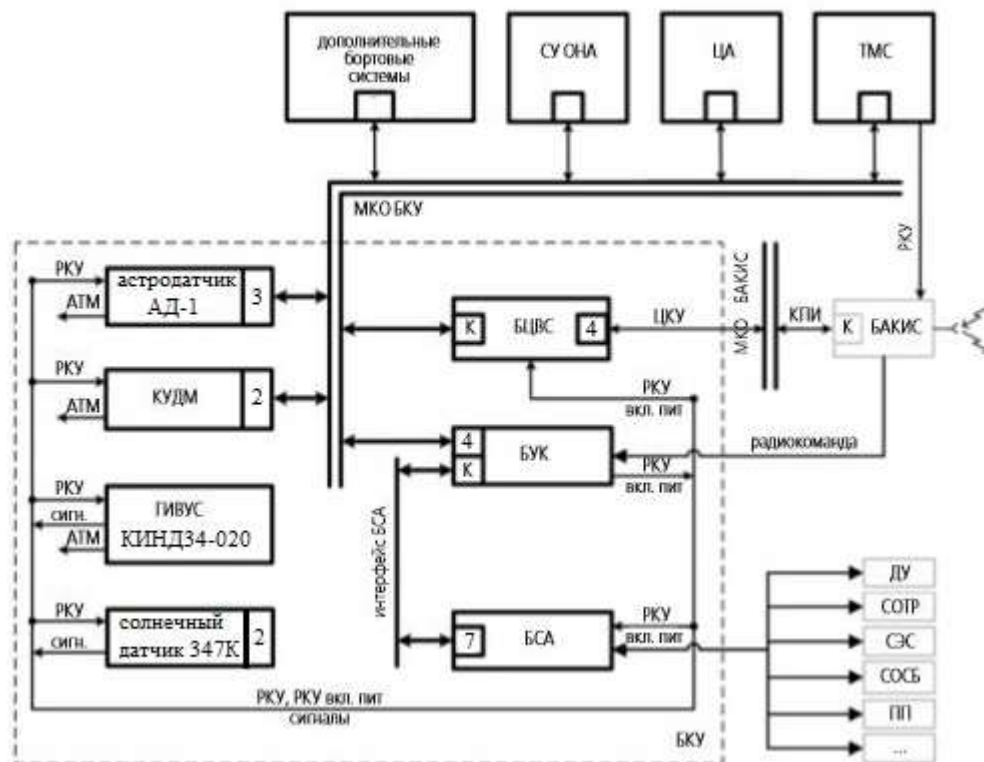


Рисунок 2.9 - Структурная схема платформы «НАВИГАТОР» с подобранными приборами

3 МОДЕЛИРОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВЫХ ЛАЗЕРНЫХ ЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Для выполнения операций сближения и стыковки перспективных космических аппаратов планируется использовать бортовые лазерные локационные системы, которые должны заменить радиотехнические системы, обеспечивающие сближение и стыковку космического аппарата [8].

Для оценки максимальной дальности лазерных локационных систем при выполнении энергетических расчетов и подтверждения выполнения требований по назначению, заданных в техническом задании, также необходимо учитывать влияние геометрических размеров объектов относительно зондирующего пучка, а также наличие угловых отражателей.

Для построения модели использовалось «классическое» уравнение лазерной локации, построенное в приближениях геометрической оптики, и метод расчета спектральной плотности излучения на основе закона Планка для абсолютно черного тела.

3.1 Методы моделирования

Для определения характеристик лазерных локационных систем выполняются светотехнические расчеты, основанные на приближениях геометрической оптики, которые сводятся к «классическому» уравнению лазерной локации [9,10], изменяющему свою форму в зависимости от дальности до объекта и наличия на нем угловых отражателей.

Дальность лазерных локационных систем при работе по точечному диффузному объекту рассчитывается по формуле:

$$D = \sqrt[4]{\frac{E_{л} \cdot S_{об} \cdot d_{пр}^2 \cdot \rho_{об} \cdot \tau_{пер} \cdot \tau_{пр}}{\pi \cdot \gamma^2 \cdot q \cdot E_{пор}}} \quad (3.1)$$

где, $E_{л}$ – энергия излучения лазерного источника; $S_{об}$ – рассеивающая площадь объекта; γ – плоский угол расходимости зондирующего пучка; $d_{пр}$ – диаметр приемного объектива; q – отношение сигнал/шум; $\rho_{об}$ – коэффициент отражения поверхности объекта; $E_{пор}$ – пороговая регистрируемая ФПУ энергия принятого сигнала; $\tau_{пер}$ – коэффициент пропускания передающего оптического тракта; $\tau_{пр}$ – коэффициент пропускания приемного оптического тракта.

Если диаметр зондирующего пучка равен или меньше площади объекта, то в таком случае дальность лазерных локационных систем рассчитывается по формуле:

$$D = \sqrt{\frac{E_{л} \cdot d_{пр}^2 \cdot \rho_{об} \cdot \tau_{пер} \cdot \tau_{пр}}{4 \cdot q \cdot E_{пор}}} \quad (3.2)$$

из выражений (3.1) и (3.2) следует, что энергия равномерно распределяется внутри диаграммы зондирующего излучения и проекция объекта на плоскость поперечного сечения пучка подсветки имеет форму круга.

Если на объекте установлен уголкового отражателя, то дальность лазерной локационной системы будет рассчитываться по формуле:

$$D = \sqrt[4]{\frac{E_{л} \cdot S_{об} \cdot d_{пр}^2 \cdot \rho_{об} \cdot \tau_{пер} \cdot \tau_{пр}}{\pi \cdot \gamma^2 \cdot q \cdot E_{нор}}} \quad (3.3)$$

где, $S_{пр}$ – площадь приемной апертуры; $\Omega_{пер}$ – телесный угол распространения зондирующего пучка, $S_{уо}$ – площадь уголкового отражателя, $\rho_{уо}$ – коэффициент отражения уголкового отражателя $\Omega_{отр}$ – телесный угол распространения отраженного пучка.

Оценка параметров лазерной локационной системы выполняется как при отсутствии световых помех, так и с учетом фоновой засветки от подстилающей поверхности планеты. Для расчета фоновой засветки используется модель, аппроксимирующая Солнце абсолютно черным телом с температурой 6000 К.

По закону Планка, используя модель абсолютно черного тела, можно определить спектральное распределение мощности излучения Солнца, испускаемой единицей поверхности:

$$r^*(\lambda, T) = \frac{2\pi \cdot h \cdot c^2}{\lambda^5 \left[\exp\left(\frac{hc}{kT \cdot \lambda}\right) - 1 \right]} \quad (3.4)$$

где, $h = 6,63 \cdot 10^{-34}$ Дж·с – постоянная Планка; $c = 3 \cdot 10^8$ м/с – скорость света в вакууме; λ – длина волны излучения; $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К – постоянная Больцмана; T – абсолютная температура, К.

Расчет фоновой засветки с использованием модели абсолютно черного тела производится по формуле:

$$P_{фз} = \frac{1}{\pi^2} \cdot \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} r^*(\lambda, T) d\lambda \cdot \rho_n \cdot \Omega_c \cdot \Omega_{пр} \cdot S_{пр} \cdot \tau_{пр} \quad (3.5)$$

где: ρ_n – коэффициент отражения поверхности планеты (альbedo);

$\Omega_c = 6,8 \cdot 10^{-5}$ средний – телесный угол, в котором наблюдается Солнце с Земли;

$\Omega_{пр}$ – телесный угол поля зрения приемной оптической системы.

									Лист
									37
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	24.05.06.2017.886.00 ПЗ				

Для выполнения измерений мощность излучения лазерная локационная система не должна быть ниже порогового уровня, определяемого отношением сигнал/шум q .

Основными источниками шума в ФПУ являются темновой шум и шум создаваемый фоновой засветкой. Результирующая величина эквивалентной мощности шума определяется выражением:

$$P_{ш} = \sqrt{P_T^2 + P_{фз}^2} \quad (3.6)$$

Мощность темнового сигнала P_T зависит от типа и режима работы ФПУ. Методики расчета внутренних шумов и пороговой чувствительности ФПУ разных типов приведены в [9,10]. Для упрощения примем, что собственные шумы ФПУ очень малы.

Если принять, что темновой сигнал P_T значительно меньше сигнала от фона $P_{фз}$, то

$$P_{ш} \approx P_{фз} \quad (3.7)$$

Тогда, при наличии фоновой засветки минимальная энергия полезного сигнала составит:

$$E_{\min} = q \cdot P_{фз} \cdot t_u \quad (3.8)$$

где, t_u – длительность зондирующего импульса.

В таком случае, для обнаружения полезного сигнала его мощность должна в q раз превышать мощность фоновой засветки. При оценке влияния фоновой засветки на характеристики лазерной локационной системы будем использовать это допущение.

Если принять величину этой энергии равной допустимым пределам излучения, то тогда при постоянном значении $E_{л}$ дистанция безопасного наблюдения будет равна:

$$D = \sqrt{\frac{d_A^2 \cdot E_з}{E_{ДПИ} \cdot \gamma^2}} \quad (3.9)$$

где, d_A – диаметр зрачка наблюдателя; $E_{ДПИ}$ – энергия, соответствующая ДПИ; $E_з = E_{л} \cdot \tau_{пер}$ – энергия зондирующего пучка на выходе оптической системы ЛЛС.

Источник излучения принимается точечным, диаметр зрачка наблюдателя для длин волн $\lambda = 0,81 \dots 1,06$ мкм равен 7 мм, а для длины волны $\lambda = 1,54$ мкм – 1,1 мм.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		38

В таблице 3.1 указаны ДПИ одиночных импульсов с длительностью в пределах $1 \cdot 10^{-9} \dots 5 \cdot 10^{-5}$ секунд для четырех длин волн зондирующего излучения, рассчитанные в соответствии с нормами и методикой, изложенными в ГОСТ Р 50723-94 [13] (для первого класса лазерной опасности).

Таблица 3.1 – допустимые пределы излучения одиночных зондирующих импульсов в спектральном диапазоне 0,81...1,54 мкм согласно ГОСТ 50723-94

Длина волны, мкм	ДПИ, Дж
$\lambda=0,81$	$3,31 \cdot 10^{-7}$
$\lambda=0,91$	$5,30 \cdot 10^{-7}$
$\lambda=1,06$	$2 \cdot 10^{-6}$
$\lambda=1,54$	$8 \cdot 10^{-3}$

3.2 Результаты моделирования

Все вычисления производились в математическом пакете Mathcad.

При существующих конструкционных ограничениях диаметр приемного объектива принят равным $d_{об} = 5$ см. Для серийно выпускаемых ФПУ пороговая регистрируемая энергия составляет $E_{пор} = 10^{-16}$ Дж.

Получение достоверного измерения дальности возможно, когда отношение сигнал/шум q превышает единицу, на практике оно обычно не меньше $q = 3$ [9,11].

Для оценки принято значение $q = 10$, которому соответствуют вероятности ложной тревоги и пропуска сигнала порядка 10^{-6} , что обеспечивает приемлемую надежность измерений.

На рисунке 1 представлен график зависимости дальности обнаружения точечного диффузно отражающего объекта от угла расходимости зондирующего пучка лазерной локационной системы γ .

Энергия зондирующего импульса составляет $E_z = 5$ мДж ($E_l = 10$ мДж). На графике видно резкое падение дальности при увеличении γ .

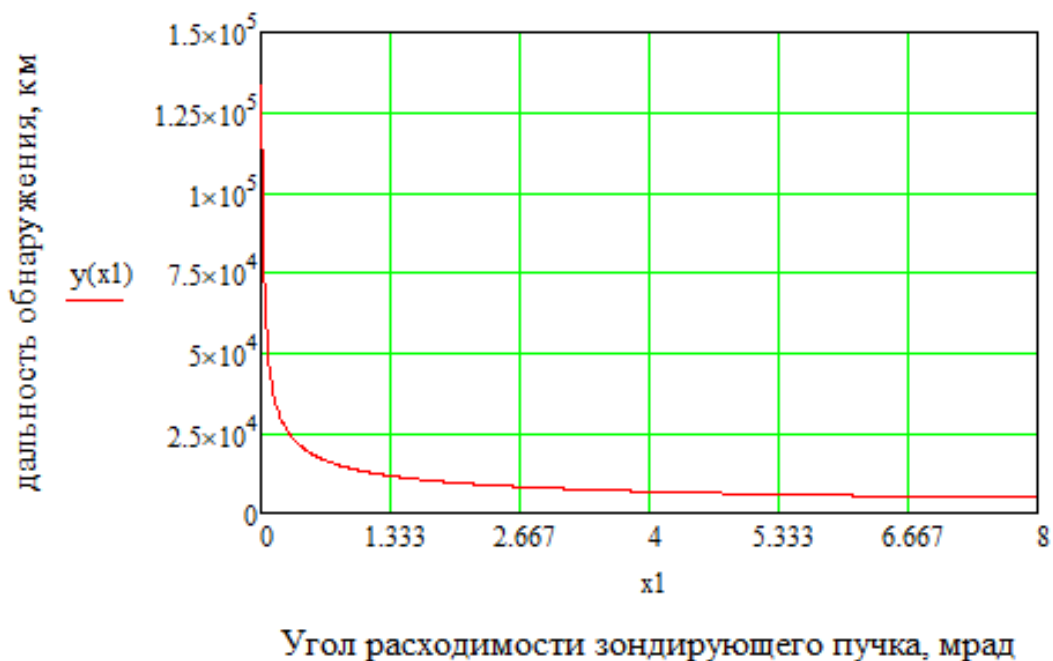


Рисунок 3.1 – Зависимость дальности обнаружения точечного диффузно отражающего объекта от расходимости зондирующего пучка лазерной локационной системы γ

На рисунке 3.2 представлен график зависимости дальности обнаружения объекта с диффузно отражающей поверхностью от $E_{л}$ при $\gamma = 0,6$ мрад.

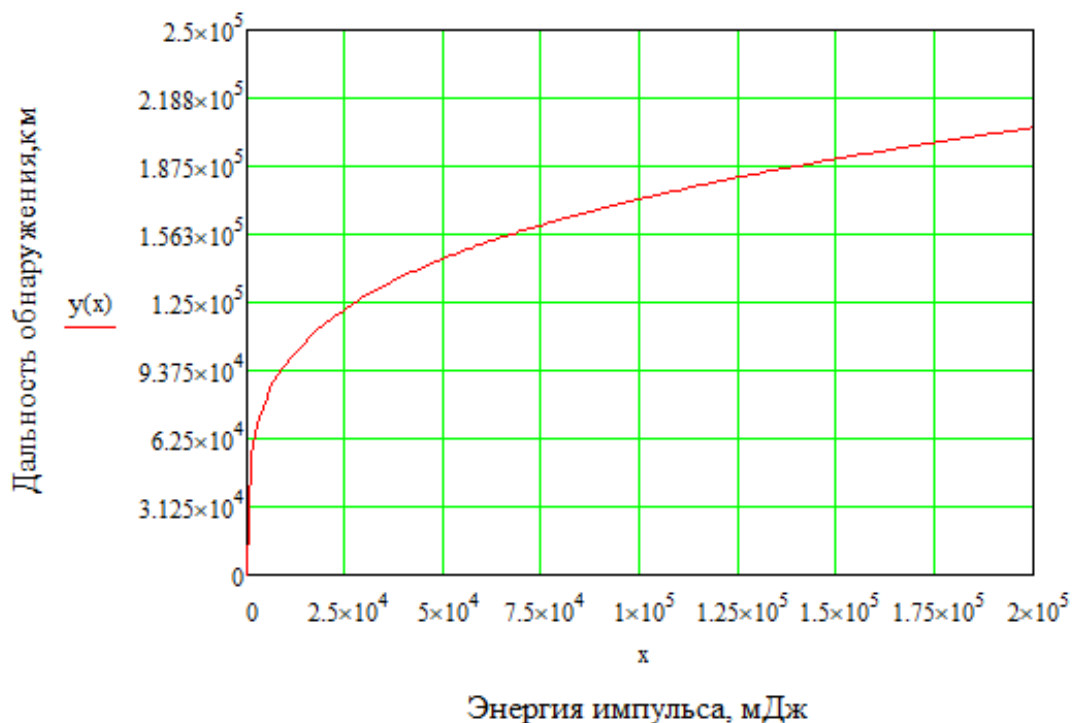


Рисунок 3.2 – Зависимость дальности обнаружения точечного диффузно отражающего объекта от энергии импульса $E_{л}$ при расходимости зондирующего пучка $\gamma = 0,6$ мрад

На рисунке 3.3 представлен график зависимости дальности обнаружения объекта с диффузно отражающей поверхностью от $E_{л}$ при $\gamma = 6$ мрад.

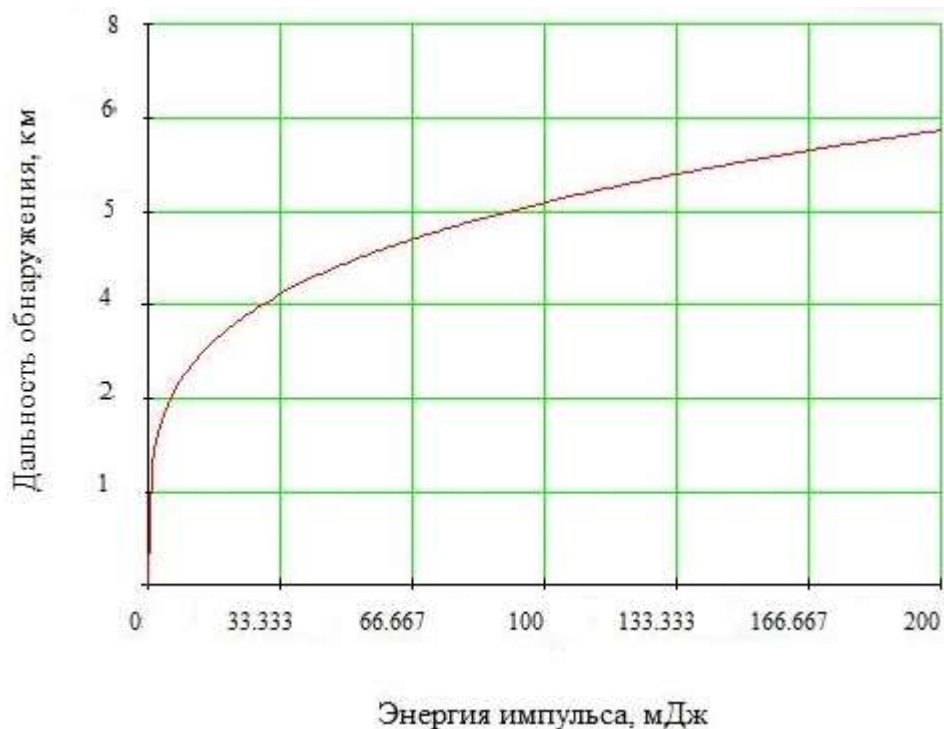


Рисунок 3.3 - Зависимость дальности обнаружения точечного диффузно отражающего объекта от энергии импульса $E_{л}$ при расходимости зондирующего пучка $\gamma = 6$ мрад

На рисунке 3.4 представлен график зависимости дистанции безопасного наблюдения зондирующего пучка с $E_{з} = 5$ мДж от расходимости γ для длины волны $\lambda = 1,06$ мкм.

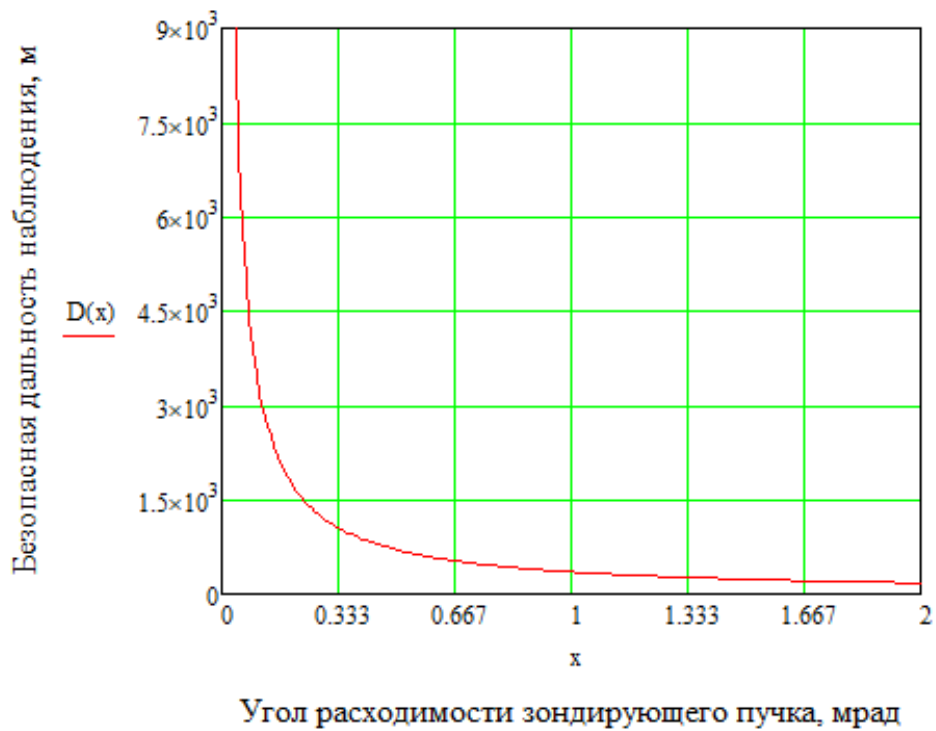


Рисунок 3.4 - Зависимость дистанции безопасного наблюдения зондирующего пучка от расходимости γ для длины волны $\lambda = 1,06$ мкм

На рисунке 3.5 представлен график зависимости дистанции безопасного наблюдения зондирующего пучка с $E_3 = 5$ мДж от расходимости γ для длины волны $\lambda = 1,54$ мкм.

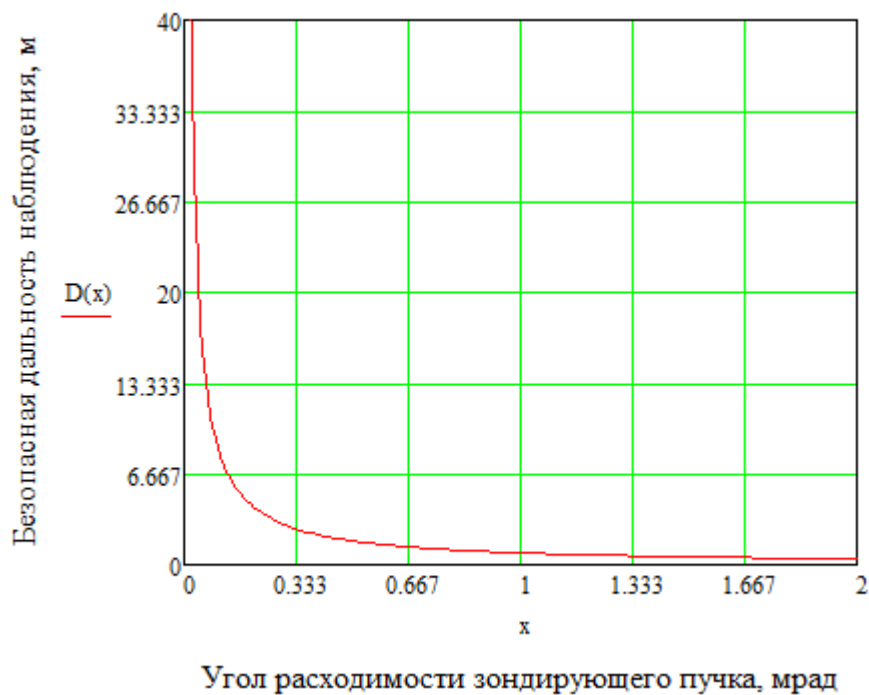


Рисунок 3.5 - Зависимость дистанции безопасного наблюдения зондирующего пучка от расходимости γ для длины волны $\lambda = 1,54$ мкм

При расширении диаграммы зондирующего излучения для $\lambda = 1,06$ мкм дистанция безопасного наблюдения заметно снижается. Для $\lambda = 1,54$ мкм зондирующее излучение остается в безопасных пределах даже при его малой расходимости ($\gamma < 1,0$ мрад). Также, большое значение допустимых пределов излучения на этой длине волны позволяет использовать широкие зондирующие пучки с большими энергиями импульса.

Следует отметить, что поиск оптимальной величины расходимости зондирующего пучка является серьезной проблемой при разработке лазерной локационной системы.

Узкий зондирующий пучок кроме увеличения дальности локации и снижения безопасности подсветки создает сложности, связанные с работой по подвижным объектам. При наведении узкого зондирующего пучка на высокодинамичный объект возможен промах [11]. С этим связана задача удержания объекта в створе зондирующего пучка при имеющейся точности поддержания ориентации активного космического аппарата – носителя лазерной локационной системы. В этом случае разработчику приходится идти на увеличение диаграммы зондирующего пучка и поля зрения приемного канала.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		43

4 ЭКОНОМИЧЕСКИЙ РАЗДЕЛ

4.1 Цели и задачи организационно-экономического раздела

Конечной целью разработки экономического раздела является оценка эффективности выполняемой работы с экономической точки зрения.

Для реализации поставленной цели необходимо спланировать ход работы, произвести расчет затрат на выполнение выпускной квалификационной работы, показать экономические результаты выполненной работы.

4.2 Сетевое планирование работ

Планирование и управление сложным объектом гораздо проще проводить при помощи методов сетевого моделирования. Данный метод основан на принципе графического отображения комплекса работ, который представляет последовательность выполнения отдельных работ проекта, длительность проекта и логическую взаимосвязь данного проекта.

Работники участвующие в реализации проекта:

- Научный руководитель – 1 человек;
- Студент – 1 человек;

4.3 Расчет ожидаемой продолжительности работ

Исходя из минимальной и максимальной оценок продолжительности работы, в сетевом графике можно рассчитать ожидаемую продолжительность работы. При этом, минимальной оценки соответствует наиболее благоприятные условия работы, а максимальной – наиболее неблагоприятные [12].

Ожидаемая продолжительность каждой работы определяется по формуле:

$$t_{ij\text{ож}} = 0.6t_{ij\text{мин}} + 0.4t_{ij\text{макс}}, \quad (4.1)$$

где $t_{ij\text{мин}}$ – минимальная оценка продолжительности работы;

$t_{ij\text{макс}}$ – максимальная оценка продолжительности работы.

В таблице (4.1) приведены перечень и параметры работ сетевого графика

Таблица 4.1 – перечень и параметры работ сетевого графика

№ работы	Наименование работы	Продолжительность, сут.			Исполнители, чел.	
		Мин.	Макс.	Ожид.	Рук.	Студ.
1	Утверждение темы дипломного проекта	1	1	1	1	0
2	Получение и анализ технического задания	1	1	1	0	1
3	Обзор литературы по бортовым комплексам управления	3	5	4	1	1

Продолжение таблицы

№ работы	Наименование работы	Продолжительность, сут.			Исполнители, чел.	
		Мин.	Макс.	Ожид.	Рук.	Студ.
4	Обзор литературы по платформе «НАВИГАТОР»	2	4	3	0	1
5	Обзор литературы по звездным датчикам	1	2	1	0	1
6	Обзор литературы по солнечным датчикам	1	2	1	0	1
7	Анализ прочитанной литературы	3	6	4	0	1
8	Обзор литературы по БЖД	1	1	1	0	1
9	Определение состава бортового комплекса управления для осуществления посадки космического аппарата	2	5	3	1	1
10	Определение структурной схемы для осуществления посадки космического аппарата	3	7	4	1	1
11	Обзор алгоритмов посадки космического аппарата	2	4	3	1	1
12	Выбор алгоритмов посадки	1	2	1	0	1
13	Доработка алгоритмов посадки космического аппарата	2	5	3	0	1
14	Моделирование алгоритмов посадки	3	8	5	0	1
15	Анализ полученных результатов по моделированию	1	1	1	0	1
16	Выводы по моделированию алгоритмов посадки	1	1	1	0	1
17	Расчет экономического раздела	1	2	1	0	1
18	Оформление экономического раздела	1	2	1	0	1
19	Оформление раздела безопасности жизнедеятельности	1	2	1	0	1
20	Оформление пояснительной записки	6	9	7	0	1
21	Защита дипломного проекта	1	1	1	1	1

Среднеквадратическое отклонение δ_{ij} продолжительности работы в двухоченочной методике рассчитывается по формуле:

$$\delta_{ij} = 0,2 (t_{ij \text{ макс}} - t_{ij \text{ мин}}). \quad (4.2)$$

Дисперсия рассчитывается по формуле:

$$D_{ij} = 0,04 (t_{ij \text{ макс}} - t_{ij \text{ мин}})^2. \quad (4.3)$$

Вероятностные характеристики работ сетевого графика представлены в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Вероятностные характеристики работ сетевого графика

Код работы	Наименование работы	Продолжительность, сут.					Среднеквадратическое отклонение, сут.	Дисперсия, сут.
		Минимальная	Максимальная	Ожидаемая	Руководитель	Студент		
0,1	Утверждение темы дипломного проекта	1	1	1	1	0	0	0
1,2	Получение и анализ технического задания	1	1	1	0	1	0	0
2,3	Обзор литературы по бортовым комплексам управления	3	5	4	1	1	0,4	0,16
2,4	Обзор литературы по платформе «НАВИГАТОР»	2	4	3	1	0	0,4	0,16
3,4	Обзор литературы по платформе «НАВИГАТОР»	2	4	3	0	1	0,4	0,16
4,5	Обзор литературы по звездным датчикам	1	2	1	0	1	0,2	0,04
5,6	Обзор литературы по солнечным датчикам	1	2	1	0	1	0,2	0,04
6,7	Анализ прочитанной литературы	3	6	4	0	1	0,6	0,36
7,8	Обзор литературы по БЖД	1	1	1	0	1	0	0,04
8,9	Определение состава бортового комплекса управления для осуществления посадки космического аппарата	2	5	3	1	1	0,6	0,36
8,10	Определение структурной схемы для осуществления посадки космического аппарата	3	7	4	1	1	0,8	0,64
9,11	Обзор алгоритмов посадки космического аппарата	2	4	3	1	1	0,4	0,16
10,12	Выбор алгоритмов посадки	1	2	1	1	0	0,2	0,04
11,12	Выбор алгоритмов посадки	1	2	1	0	1	0,2	0,04
12,13	Доработка алгоритмов посадки космического аппарата	2	5	3	0	1	0,6	0,36
13,14	Моделирование алгоритмов посадки	3	8	5	0	1	1	1
14,15	Анализ полученных результатов по моделированию	1	1	1	0	1	0	0
15,16	Выводы по моделированию алгоритмов посадки	1	1	1	0	1	0	0
16,17	Расчет экономического раздела	1	2	1	0	1	0,2	0,04
17,18	Оформление экономического раздела	1	2	1	0	1	0,2	0,04
18,19	Оформление раздела безопасности жизнедеятельности	1	2	1	0	1	0,2	0,04
19,20	Оформление пояснительной записки	6	9	7	0	1	0,6	0,36
20,21	Защита дипломного проекта	1	1	1	1	1	0	0

4.4 Расчет параметров событий сетевого графика.

Ранний срок свершения исходного события сетевого графика принимается равным нулю. Ранний срок свершения данного промежуточного события рассчитывается путем сравнения сумм, состоящих из раннего срока свершения события, непосредственно предшествующего данному, и длительности работы. Так как данное событие не может свершиться, пока не закончится последняя из непосредственно предшествующих ему работ, очевидно, что в качестве раннего срока свершения события принимается максимальная из сравниваемых сумм.

Рассчитанный таким образом ранний срок свершения завершающего события всего сетевого графика принимается в качестве его же позднего срока свершения. Это означает, что завершающее событие сетевого графика никаким резервом времени не располагает.

Поздний срок свершения данного промежуточного события определяется при осмотре сетевого графика в обратном направлении. Для этого сопоставляются разности между поздним сроком свершения события, непосредственно следующего за данным, и продолжительности работы, соединяющее соответствующее событие с заданным. Так как ни одна из непосредственно следующих за данным событием работ не может начаться, пока не свершится само данное событие, очевидно, его поздний срок свершения равен минимуму подсчитанных разностей.

Правильность расчета поздних сроков свершения событий сетевого графика подтверждается получением нулевого позднего срока свершения исходного события.

Резерв времени образуется у тех событий, для которых поздний срок свершения больше раннего, и он равен их разности. Если же эти сроки равны, событие резервом времени не располагает и, следовательно, лежит на критическом пути.

Результаты вычисления параметров событий приведены в таблице 4.3 и отображены на сетевом графике (рисунок 4.1.).

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		47

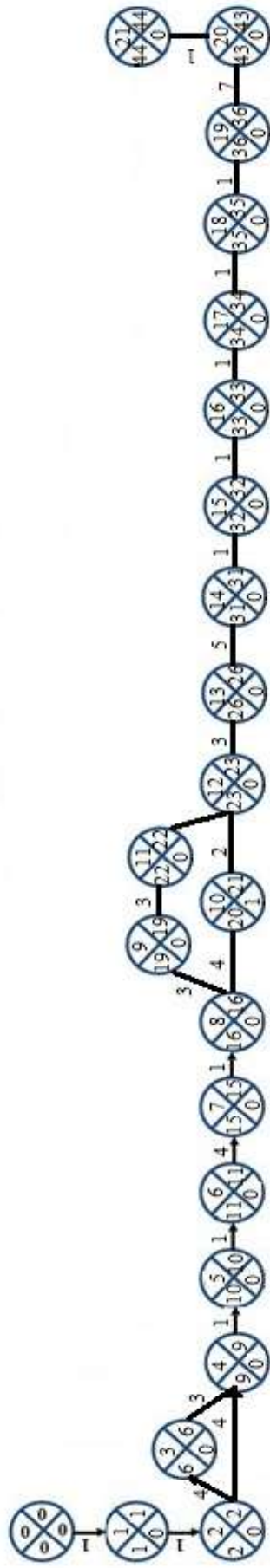


Рисунок 4.1 – Сетевой график

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2017.886.00 ПЗ

Таблица 4.3 – Параметры событий сетевого графика

Номер события	Сроки свершения		Резерв времени
	ранний	поздний	
0	0	0	0
1	1	1	0
2	2	2	0
3	6	6	0
4	9	9	0
5	10	10	0
6	11	11	0
7	15	15	0
8	16	16	0
9	19	19	0
10	20	21	1
11	22	22	0
12	23	23	0
13	26	26	0
14	31	31	0
15	32	32	0
16	33	33	0
17	34	34	0
18	35	35	0
19	36	36	0
20	43	43	0
21	44	44	0

4.5 Расчет параметров работ сетевого графика

Ранний срок начала работы $T_{р\dot{i}j}$ совпадает с ранним сроком свершения ее начального события.

Поздний срок начала работы $T_{п\dot{i}j}$ можно получить, если из позднего срока свершения ее конечного события вычесть ее ожидаемую продолжительность.

Ранний срок окончания работы $T_{рo\dot{i}j}$ образуется прибавлением ее продолжительности к раннему сроку свершения ее начального события.

Поздний срок окончания работы $T_{пo\dot{i}j}$ совпадает с поздним сроком свершения ее конечного события.

Для всех работ критического пути, как не имеющих резерв времени, ранний срок начала совпадает с поздним сроком начала, а ранний срок окончания совпадает с поздним сроком окончания.

Работы, не лежащие на критическом пути, обладают резервами времени.

Полный резерв времени работы R_{nij} образуется вычитанием из позднего срока свершения ее конечного события, раннего срока свершения ее начального события и ее ожидаемой продолжительности.

Частный резерв времени первого рода R^1_{nij} равен разности поздних сроков свершения ее конечного и начального событий за вычетом ее ожидаемой продолжительности.

Частный резерв времени второго рода R^2_{nij} равен разности ранних сроков свершения ее конечного и начального событий за вычетом ее ожидаемой продолжительности.

Свободный (независимый) резерв времени работы R_{cij} образуется вычитанием из раннего срока свершения ее конечного события позднего срока свершения ее начального события и ее ожидаемой продолжительности. Свободный резерв времени может быть отрицательным.

Сроки свершения событий работ сведены в таблицу 4.4

Таблица 4.4 – сроки свершения событий работ

Код работы	Ожидаемая продолжительность	Сроки свершения начального события		Сроки свершения конечного события	
		ранний	поздний	ранний	поздний
0,1	1	0	0	1	1
1,2	1	1	1	2	2
2,3	4	2	2	6	6
2,4	4	2	2	9	9
3,4	3	6	6	9	9
4,5	1	9	9	10	10
5,6	1	10	10	11	11
6,7	4	11	11	15	15
7,8	1	15	15	16	16
8,9	3	16	16	19	19
8,10	4	16	16	20	21
9,11	3	19	19	22	22
10,12	2	20	21	23	23
11,12	1	22	22	23	23
12,13	3	23	23	26	26
13,14	5	26	26	31	31
14,15	1	31	31	32	32
15,16	1	32	32	33	33
16,17	1	33	33	34	34
17,18	1	34	34	35	35
18,19	1	35	35	36	36
19,20	7	36	36	43	43
20,21	1	43	43	44	44

Коэффициент напряженности работы равен отношению продолжительности отрезков максимального пути, проходящего через данную работу, не совпадающих с критическим путем (на котором события имеют нулевой резерв времени) к продолжительности отрезков критического пути, проходящего через данную работу и не совпадающих с максимальным путем.

Результаты вычисления параметров работ сетевого графика приведены в таблице 4.5.

Таблица 4.5 – результаты вычисления параметров работ сетевого графика

Код работы	Ожидаемая продолжительность	Сроки свершения начального события		Сроки свершения конечного события		Резервы времени				Коэффициент напряженности
		Ранний	Поздний	Ранний	Поздний	Полный	Частный 1 рода	Частный 2 рода	Свободный	
0,1	1	0	0	1	1	1	0	0	0	1
1,2	1	1	1	2	2	1	0	0	0	1
2,3	4	2	2	6	6	4	0	0	0	1
2,4	4	2	2	9	9	7	3	3	3	0,57
3,4	3	6	6	9	9	1	0	0	0	1
4,5	1	9	9	10	10	1	0	0	0	1
5,6	1	10	10	11	11	1	0	0	0	1
6,7	4	11	11	15	15	4	0	0	0	1
7,8	1	15	15	16	16	1	0	0	0	1
8,9	3	16	16	19	19	3	0	0	0	1
8,10	4	16	16	20	21	5	1	0	0	0,86
9,11	3	19	19	22	22	3	0	0	0	1
10,12	2	20	21	23	23	3	0	1	0	0,86
11,12	1	22	22	23	23	1	0	0	0	1
12,13	3	23	23	26	26	3	0	0	0	1
13,14	5	26	26	31	31	5	0	0	0	1
14,15	1	31	31	32	32	1	0	0	0	1
15,16	1	32	32	33	33	1	0	0	0	1
16,17	1	33	33	34	34	1	0	0	0	1
17,18	1	34	34	35	35	1	0	0	0	1
18,19	1	35	35	36	36	1	0	0	0	1
19,20	7	36	36	43	43	7	0	0	0	1
20,21	1	43	43	44	44	1	0	0	0	1

Правильность расчетов резервов времени работы можно проверить по следующим соотношениям:

- Сумма полного и свободного резерва работы равна сумме двух частных ее резервов;
- Поздний и ранний сроки начала работы, а также поздний и ранний сроки ее окончания всегда отличаются на величину ее полного резерва.

Для работ, лежащих на критическом пути, никаких резервов времени нет и, следовательно, коэффициент напряженности таких работ равен единице. Если работа не лежит на критическом пути, она располагает резервами времени и ее коэффициент напряженности меньше единицы. Его величина подсчитывается как отношение суммы продолжительностей отрезков максимального пути, проходящего через данную работу, не совпадающих с критическим путем $t_{\max ij}$ к сумме продолжительностей отрезков критического пути, не совпадающих с максимальным путем, проходящим через эту работу $t_{кр ij}$.

В зависимости от коэффициента напряженности все работы попадают одну из трех зон напряженности:

- Критическую, $k_{нij} > 0,8$;
- Промежуточную, $0,5 \leq k_{нij} \leq 0,8$;
- Резервную, $k_{нij} < 0,5$.

Работа с кодом 2,4 попадает в промежуточную зону напряженности, а все остальные в критическую зону напряженности.

4.6 Расчет затрат на выпускную квалификационную работу

Для расчета сметы затрат на выпускную квалификационную работу нужно определить количество исполнителей, трудоемкость работы, материальные затраты. Для выполнения выпускной квалификационной работы, согласно сетевому графику, требуется два исполнителя:

- Руководитель
- Студент

На основании результатов, представленных в таблице 4.2, на каждого исполнителя рассчитана трудоемкость по формуле:

$$T = \sum N_u \cdot t_{ij} \quad (4.4)$$

где N_u – количество исполнителей, чел.;

t_{ij} – ожидаемая продолжительность работы, дн.

В основную заработную плату включается:

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		52

- Прямая заработная плата;
- Доплаты по поясному коэффициенту;
- Премия.

Прямая заработная плата рассчитывается по формуле:

$$ЗПР_{осн} = \sum 8 \cdot T_i \cdot S_i \quad (4.5)$$

где T_i - трудоемкость работ, чел·дн;

S_i – часовая тарифная ставка, руб/час.

Доплата по поясному коэффициенту составляют 15% от прямой заработной платы, а премия составляет 20% от суммы прямой заработной платы и доплаты по поясному коэффициенту. Данные по расчету основной заработной платы представлены в таблице 4.6

Таблица 4.6 - данные по расчету основной заработной платы

Категория персонала	Руководитель	Студент
Трудоемкость, чел/дн	44	40
Часовая тарифная ставка, руб	115	60
Прямая заработная плата, руб	40480	19200
Доплата по урал. Коэффициенту, руб	6072	2880
Премия, руб	9310,4	4416
Основная заработная плата, руб	55862,4	26496

Затраты по статье расхода «Дополнительная заработная плата» на предприятии рассчитаны в размере 12% от ОЗП, что составляет 9883 рублей.

Отчисления (Единый социальный налог) на предприятии составляют 26% от фонда оплаты труда, что составляет 21413,2 рублей.

Затрат на спецоборудование для данных работ нет, так как спецоборудование для данной работы не приобреталось.

Затраты по статье «Дополнительные расходы» учитывают транспортные расходы. Затраты на транспортные расходы рассчитываются с учетом стоимости проезда по городу до места работы, равной 20 рублям. Учитывая трудоемкость работ и что проезд осуществляется до работы и обратно, затраты на транспортные расходы составляют 3520 рублей.

Затрат на «Контрагентские расходы» для данных работ нет, так как работ, выполняемых сторонними организациями и предприятиями по заказу данной организации, результаты которых используются в данной работе, нет.

Накладные расходы включают затраты на управление и хозяйственное обслуживание, которые не могут быть отнесены прямым счетом на конкретную тему. Затраты на электричество рассчитываются исходя из стоимости кВт/ч, равной 2,3 рубля, трудоемкости работ и того, что компьютер работал весь рабочий день. С учетом этого получаем:

- Руководитель – 809,6 руб;
- Студент – 736 руб.

Расчет амортизации персонального компьютера произведем по следующей формуле:

$$A_M = \frac{\Phi_{ост} \cdot H_A \cdot N_D}{365} \quad (4.6)$$

где $\Phi_{ост}$ – остаточная стоимость электронной вычислительной машины;

H_A – коэффициент, равный 0.12 ед;

N_D – количество отработанных дней;

A_M – амортизация, руб.

Остаточную стоимость рассчитаем по формуле:

$$\Phi_{ост} = \Phi_p - \Phi_p \cdot H_A \cdot N_G \quad (4.7)$$

где Φ_p – рыночная стоимость персонального компьютера, руб;

N_G – количество отработанных лет.

Накладные расходы представлены в таблице 4.7

Таблица 4.7 – накладные расходы

Наименование статьи затрат	Сумма,
Затраты на электричество	1545,6
Затраты на амортизацию ПК	600
Итого:	2145,6

Смета затрат на выпускную квалификационную работу сведена в таблицу 4.8

Таблица 4.8 – смета затрат на выпускную квалификационную работу

Наименование статьи затрат	Сумма, руб.
Основная заработная плата	82358,4
Дополнительная заработная плата	9883
Единый социальный налог	21413,2
Дополнительные расходы	3520
Накладные расходы	2145,6
Итого:	119320,2

4.7 Стоимостная оценка результатов мероприятий

Так как в общем доступе отсутствует информация о стоимости рассматриваемой аппаратуры и платформ для космических аппаратов, не удается произвести расчет экономического эффекта.

Разрабатываемые структурные схемы для космических аппаратов являются функциональной частью космического аппарата и не могут продаваться отдельно. Отсутствие необходимой информации не дает возможности произвести расчеты, с целью определения выгоды.

Уменьшение массы платформы и аппаратуры для посадки космического аппарата существенно сократит затраты на топливо, а выбор оптимального алгоритма посадки космического аппарата сократит время всей миссии в целом.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		55

5 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

5.1 Краткие сведения о бортовых комплексах управления

Бортовой комплекс управления представляет собой совокупность приборов и устройств с информационным и программным обеспечением. Доступ к БКУ осуществляется с автоматизированного рабочего места (АРМ) оператора, которое представляет собой персональный компьютер. Основная задача АРМ состоит в том, чтобы предоставить каждому разработчику и верификатору ПО БЦВМ аналог наземного комплекса отработки на его рабочем месте.

5.2 Классификация опасных и вредных производственных факторов

При работе с ЭВМ оператор подвергается воздействию вредных производственных факторов.

К вредным производственным факторам относятся:

- повышенный уровень шума;
- недостаточное освещение рабочей зоны;
- недостаток или отсутствие естественного света;
- высокое напряжение в электрической цепи, замыкание которой может произойти через тело человека.
- длительное время работы в одном положении.

5.3 Освещение рабочего места оператора ЭВМ

В соответствии с СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03 [16]:

- рабочие столы размещают так, чтобы мониторы были ориентированы боковой стороной к световым проемам, чтобы естественный свет падал с левой стороны.
- освещенность рабочей зоны стола должна быть 300-500 лк. Освещение не должно создавать бликов на поверхности экрана. Освещенность поверхности экрана не должна превышать 300 лк.
- следует ограничивать отраженную блескость на рабочих поверхностях, при этом яркость бликов на ЭВМ не должна превышать 40 кд/м² и яркость потолка не должна превышать 200 кд/м².

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		56

- следует ограничить неравномерность распределения яркости в поле зрения оператора ЭВМ, при этом соотношения яркости между рабочими поверхностями не должно превышать 3:1-5:1, а между рабочими поверхностями, стенами и оборудованием 10:1.
- для осветительных установок общего освещения коэффициент запаса принимается равным 1,4.
- коэффициент пульсации равный 5% или меньше.

Для обеспечения хорошей освещенности в помещениях для работы с ЭВМ необходимо проводить чистку стекол оконных рам два раза в год, также необходимо проводить замену перегоревших ламп.

5.4 Электробезопасность

Электронно-вычислительная техника относится к электрооборудованию до 1000 В. Питание осуществляется от сети однофазного переменного тока с напряжением 220 В и частотой 50 Гц.

Согласно Правилам Устройства Электроустановок помещение с ЭВМ относится к классу помещений с повышенной опасностью, так как имеется возможность одновременного прикосновения человека к имеющим соединения с землей металлоконструкциям здания и с металлическими корпусами электрооборудования с другой.

В соответствии с ГОСТ 12.1.019-2009 [15] Электробезопасность должна обеспечиваться:

- конструкцией электроустановок;
- техническими способами и средствами защиты;
- организационными и техническими мероприятиями.

Для обеспечения защиты от случайного прикосновения к токоведущим частям необходимо применять следующие способы и средства:

- безопасное расположение токоведущих частей;
- изоляция токоведущих частей;
- защитное отключение;

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		57

Для обеспечения защиты от поражения электрическим током при прикосновении к металлическим нетоковедущим частям, которые могут оказаться под напряжением в результате повреждения изоляции, применяют следующие способы:

- защитное заземление;
- зануление;
- защитное отключение;
- изоляцию нетоковедущих частей;

Для защиты от статического электричества необходимо использовать нейтрализаторы. Защиту от статического электричества необходимо проводить в соответствии с санитарно-гигиеническими нормами допустимого напряжения электрического поля.

5.5 Эргономика рабочего места оператора ЭВМ

В соответствии с СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03 [16]:

- при размещении рабочих мест с ЭВМ расстояние между рабочими столами должно быть не менее 2,0 м, а расстояние между мониторами не менее 1,2 м.
- рабочие места с ЭВМ при выполнении работы, требующей значительного умственного напряжения необходимо изолировать друг от друга перегородками высотой 1,5 – 2,0 м.
- экран монитора должен находиться от глаз оператора на расстоянии 600-700 мм.
- конструкция рабочего стола должна обеспечивать оптимальное размещение на рабочей поверхности используемого оборудования с учетом его количества и конструктивных особенностей. Поверхность рабочего стола должна иметь коэффициент отражения 0,5-0,7.
- конструкция рабочего стула должна обеспечивать поддержание рациональной рабочей позы при работе на ЭВМ, позволять изменять позу с целью снижения статического напряжения мышц шейно-плечевой области и спины для предупреждения развития утомления.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		58

- рабочий стул должен быть подъемно-поворотным, регулируемый по высоте и углам наклона сиденья и спинки, а также расстоянию спинки от переднего края сиденья, при этом регулировка каждого параметра должна быть независимой, легко осуществляемой и иметь надежную фиксацию.

Для снижения утомляемости вводятся регламентированные перерывы. Так как продолжительность работы за монитором не должна превышать 50% рабочего времени, а максимальное время непрерывной работы составляет 2 часа. В таблице 5.1 приведено время регламентированных перерывов.

Таблица 5.1 – Зависимость времени перерывов от общего времени работы с ЭВМ

Время работы	Время отдыха
2 часа	30 мин
4 часа	50 мин
6 часов	70 мин

5.6 Требования к уровню шума на рабочих местах, оборудованных ЭВМ В соответствии с СанПиН 2.2.4.3359-16 [17]:

- нормативным эквивалентным уровнем звука на рабочих местах является 80дБ;
- в случае превышения уровня шума на рабочем месте выше 55 дБ, работодатель должен провести оценку риска здоровью работающих и подтвердить приемлемый риск здоровью работающих.

При воздействии шума в границах 80-85 дБ работодателю необходимо минимизировать возможные негативные последствия путем выполнения следующих мероприятий:

- подбор оборудования, обладающего меньшими шумовыми характеристиками;
- информирование и обучение работающего таким режимам работы с оборудованием, которое обеспечивает минимальные уровни генерируемого шума;

- ежегодное проведение медицинских осмотров для лиц, подвергающихся шуму выше 80 дБ.

5.7. Микроклимат

В соответствии СанПиН 2.2.4.3359-16 [17] показатели микроклимата должны обеспечивать сохранение теплового баланса человека с окружающей средой и поддержание оптимального или допустимого теплового состояния организма.

Показателями, характеризующими микроклимат в производственных помещениях, являются:

- температура воздуха;
- температура поверхностей;
- относительная влажность воздуха;
- скорость движения воздуха.

Оптимальные величины параметров микроклимата приведены в таблице 5.2

Таблица 5.2 – Оптимальные величины параметров микроклимата

Период года	Категория работ по уровням энергозатрат Вт	Температура воздуха, °С	Температура поверхностей, °С	Относительная влажность воздуха, %	Скорость движения воздуха, м/с
Холодный	до 139	22-24	21-25	60-40	0,1
Теплый	до 139	23-25	22-26	60-40	0,1

В помещениях, оборудованных ЭВМ, должна проводиться ежедневная влажная уборка и систематическое проветривание после каждого часа работы на ЭВМ.

5.8 Пожарная безопасность

Наиболее вероятные классы пожаров в помещениях с ЭВМ – пожары твердых горючих веществ и материалов (класс А) и пожары горючих веществ и материалов электроустановок, находящихся под напряжением (класс Е).

К горючим веществам и материалам находящимся в здании с ЭВМ относятся:

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
						60

- поверхности рабочих мест;
- деревянные полы;
- шторы, жалюзи и другие изделия из ткани;
- пластмассовые корпуса оргтехники.

К первичным средствам пожаротушения относятся:

- переносные и передвижные огнетушители;
- пожарные краны и средства обеспечения их использования;
- пожарный инвентарь;
- покрывала для изоляции очага возгорания.

Здания и сооружения, должны иметь источники противопожарного водоснабжения для тушения пожаров. В качестве источников противопожарного водоснабжения могут использоваться естественные и искусственные водоемы, а также внутренний и наружный водопроводы.

В зависимости от площади защищаемого помещения и класса пожара выбирается количество и состав огнетушителей. Допускается тушение электрооборудования под напряжением до 1000 В с использованием порошковых и углекислотных огнетушителей.

Расстояние от возможного очага возгорания до места размещения огнетушителя не должно превышать 20 м. Дополнительно к огнетушителям на каждые 200 м² площади необходимо установить:

- войлок или грубошерстную ткань не менее 1 м²;
- асбестовое полотно;
- пожарный стенд с емкостью для песка не менее 0,1 м³.

Войлок и асбестовое полотно хранятся в металлических футлярах и каждые 3 месяца просушиваются и отчищаются от загрязнения.

К мерам снижения пожарной опасности относится использование автоматической пожарной сигнализации, охранной пожарной сигнализации, автоматических установок пожаротушения, системы противодымной защиты зданий.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		61

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлена структура бортового комплекса управления автоматических космических аппаратов, описаны задачи бортовых комплексов управления и требования, предъявляемые к ним.

Также была рассмотрена платформа «НАВИГАТОР» ее состав и основные характеристики приборов, входящих в стандартную комплектацию платформы.

В состав бортового комплекса управления космического аппарата были подобраны следующие приборы:

Астродатчик АД-1 обеспечивающий регистрацию 5 звезд с предельной погрешностью 4,7 угл.сек. Оптическое поле зрения составляет 12×12 град. Частота измерительной информации, при наличии в поле зрения рабочих звезд 2 сек. Напряжение питания 27±4В. Энергопотребление не более 15 Вт. и масса 3,58 кг.

Высокоточный датчик гироскопического измерения вектора угловой скорости КИНД34-020 на поплавковых гироскопах, масса прибора составляет 12,6 кг диапазон угловых скоростей 0,4 град/сек, дрейф 0,005 град/час, нестабильность масштабного коэффициента 0,01%. Прибор позволяет сохранять точностные характеристики определения параметров ориентации при отказе любого одного измерительного канала.

Солнечный датчик 347К обладает высокой точностью и полностью защищен от влияния помех, создаваемых солнечными бликами от элементов конструкции космического аппарата. Вес датчика составляет 0,5 кг, угловая погрешность 1 угл. мин., потребляемая мощность 3,5 Вт., температурный диапазон ±50°C.

Бортовая цифровая вычислительная система «МАРС 4» предназначена для систем управления, работающих длительное время в жестких условиях эксплуатации. Является четырехкратно резервированным комплексом. Каждый канал содержит два процессора, процессоры работают параллельно и не зависимо, за счет чего достигнута двойная производительность.

Частота 20 МГц, быстродействие 2,5 мин.оп/с, потребляемая мощность 27 В., масса не более 8 кг.

Блок силовой автоматики предназначен для управления исполнительными устройствами бортовой автоматики. Потребляемая мощность 35 Вт., масса не превышает 20 кг.

В работе представлена структурная схема платформы «НАВИГАТОР» с подобранными приборами.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		62

Были исследованы характеристики бортовых лазерных локационных систем, используемых для управления сближением и стыковкой космического аппарата.

Исследовано влияние фоновой засветки на дальность локации по диффузно отраженному сигналу и с использованием уголковых отражателей при допущении, что мощность фоновых шумов значительно превышает мощность собственных тепловых шумов ФПУ.

Исследовано влияние расходимости зондирующего пучка и на дальность локации по диффузно отраженному сигналу.

Установлено, что использование УО позволяет обеспечить дальность измерений лазерной локационной системы в диапазоне 20...55 км без превышения зондирующими импульсами допустимых пределов излучения, заданных нормами лазерной безопасности. Использование «безопасной» длины волны 1,54 мкм позволяет использовать широкие диаграммы зондирующего излучения с одновременным увеличением энергии импульса, что снижает требования к наведению и удержанию пучка подсветки на объекте.

Результаты работы могут быть использованы при разработке технического задания на разработку бортовой системы управления посадочного модуля космического аппарата, а также в учебном процессе.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		63

15. ГОСТ 21.1.019-2009. Система стандартов безопасности труда. Электробезопасность. Общие требования и Номенклатура видов защиты. – М.: Стандартиформ, 2010.-27с

16. СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03. Гигиенические требования к персональным электронно-вычислительным машинам и организации работы. – М.: Федеральный центр госсанэпиднадзора Минздрава России, 2003.-54с.

17. СанПиН 2.2.4.3359-16. «Санитарно-эпидемиологические требования к физическим факторам на рабочих местах». – М.: Стандартиформ, 2016.-72с.

					24.05.06.2017.886.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		65