МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество
АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

кафедра Систем управления аэрокосмической техникой

«Допущен к защите»
Заведующий кафедрой СУАТ
Шиморбаев М.К. к.т.н, профессор ВАК
(Ф.И.О., ученая степень, звание)
_____ « 10 » 06 **2016 г.**
(подпись)

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

На тему: Разработка датчиков первичной информации бортовой системы управления космического аппарата

Специальность _____

Выполнил (а) Сантбаева А.К. САУЛА 12-1
(Фамилия и инициалы) группа

Научный руководитель Шиморбаев М.К. к.т.н профессор ВАК
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)

Консультанты:

по экономической части:
Бекмуева А.И., к.э.н., доцент
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
_____ « 19 » 05 2016 г.
(подпись)

по безопасности жизнедеятельности:
Жусебаев М.К. д.т.н, профессор
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
_____ « 25 » мая 2016 г.
(подпись)

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

Нормоконтролер: Шиморбаев М.К., к.т.н., профессор ВАК.
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
_____ « 07 » 06. 2016 г.
(подпись)

Рецензент: _____ / Бекмуратова Б.Э. /
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
_____ « 07 » 06 2016 г.
(подпись)

Алматы 2016 г.

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество

АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

Факультет Аэрокосмических и информационных технологий
Специальность 5В074600 "Космическая техника и технологии"
Кафедра Систем управления аэрокосмической техникой

ЗАДАНИЕ

на выполнение дипломного проекта

Студент Сантбаева Ардак Қайыпбалдақызы
(фамилия, имя, отчество)

Тема проекта Разработка датчиков первичной информации бортовой системы управления космического аппарата

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

- масса космического аппарата (КА) 4 тонны
- орбита КА - геостационарная - на высоте 35 500 км над поверхностью Земли

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

Введение
1.1 Классификация и краткая характеристика датчиков первичной информации
1.2 Классификация и краткая характеристика бортовых систем управления космического аппарата
1.3 Разработка датчиков первичной информации бортовой системы управления космического аппарата
2 Экономическая часть
3 часть ОБЖ
Заключение
Список использованной литературы

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей)

1 Система ориентации и стабилизации и солнечный датчик в нем
2 Схема переходной функции солнечного датчика
3 Схема работы солнечного датчика в системе ориентации с П, ПИ, ПИД регуляторами
4 Схема работы датчика угловой скорости в системе ориентации
5 Графики переходного процесса
6 Схема работы датчика угловой стабилизации в системе стабилизации с ПИД регулятором

Рекомендуемая основная литература

1 Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета : Учеб. пособие. М.: Наука Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. – 448с
2. Зеленцов В.В. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли : учебное пособие / В.В. Зеленцов, В.П. Казаковцев. – М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э. Баумана – 2012 – 174с
3. Основы теории полета космических аппаратов под ред. Г.С. Нариманова и М.К Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. – 608с

Консультанты по проекту с указанием относящихся к ним разделов

Раздел	Консультант	Сроки	Подпись
Экономич. часть	Бекишева А.Ч.	11.04. – 19.05.16	
БЖД	Дюсебаев М.К	02.02 – 25.05.16	
Нормоконтролер	Полякова И.М.	10.06.2016	

Г Р А Ф И К
подготовки дипломного проекта

№ п/п	Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления руководителю	Примечание
	Введение	14.03.2016	
	1.1 Классификация и краткая характеристика датчиков первичной информации	31.03.2016	
	1.2 Классификация и краткая характеристика бортовых систем управления космического аппарата	15.04.2016	
	1.3. Разработка датчиков первичной информации бортовой системы управления космического аппарата	29.04.2016	
	4. Экономическая часть	06.05.2016	
	5. Основы безопасности жизнедеятельности	06.05.2016	
	Заключение	12.05.2016	

Дата выдачи задания «03» ноября 2016 г.

Заведующий кафедрой СУАТ, проф. _____ /М. Шамшурбаев/
(подпись) (Фамилия и инициалы)

Руководитель _____ /М. Шамшурбаев/
(подпись) (Фамилия и инициалы)

Задание принял к исполнению
студент _____ Сантбаева А.К.
(подпись) (Фамилия и инициалы)

Аннотация

Дипломный прект посвящен разработке первичных датчиков бортовой системы Космического апарата. Также более подробно рассмотрены датчики угловой скорости и солнечный датчик.

Структура работы представлена введением,тремя разделами,заключением и списком литературы.

В дипломном проекте 16таблиц, 39рисунков,16 источников литературы, объем работы 67 страниц.

Abstract

This diploma project focused on the development of primary on-board sensors of the spacecraft systems.

Diploma's structure consist of introduction, three chapters, conclusion and bibliography.

There are 16 tables, 39 figures and 16 literature sources in the diploma project. The total volume of the diploma is 67 page.

Аңдатпа

Бұл дипломдық жоба Ғарыш аппараттарының борттық жүйелерінің бастапқы датчиктерді зерттеу үшін арналған.

Дипломдық жоба кіріспеден, 3 бөлімнен, қорытынды мен қолданылған әдебиеттер тізімінен тұрады.

Дипломдық жобада 16 кесте мен 39 сурет және 16 әдебиет тізімі көрсетілген. Жалпы жұмыс 67 беттен тұрады.

Содержание

Введение
1. Специальная часть
1.1. Классификация и краткая характеристика датчиков первичной информации
1.2. Классификация и краткая характеристика бортовых систем управления КА
1.3. Разработка датчиков первичной информации бортовой системы управления КА
2.Экономическая часть
2.1. Расчет материальных затрат
2.2. Расчет стоимости бортовой системы управления КА.
3.Часть ОБЖ
3.1. Охрана труда и техника безопасности на рабочем месте
3.2. Техника безопасности при работе с электрическими приборами
Заключение
Список литературы
Приложения.

Введение

Космос — это не только уникальная лаборатория, где создаются новые материи, и изучается Вселенная. Космос — это еще и арена будущего распространения человечества, точнее — постчеловечества. Это материал, из которого в будущем мы сможем творить свою Вселенную.

Интенсивное освоение космического пространства требует создание все более совершенных и многофункциональных космических аппаратов.

В свою очередь космические аппараты состоят из нескольких составных частей к которым относятся: целевая аппаратура, системы энергообеспечения, терморегуляции, радиационной защиты, управления движением, ориентации, аварийного спасения, посадки, управления, отделения от носителя, разделения и стыковки, бортового радиокомплекса, жизнеобеспечения. Для точной работы р системы ориентации и стабилизации используют первичные датчики. К таким датчикам относят: астродатчики, (АД), гироскопические измерители вектора угловой скорости(ГИВУС), приборы ориентации на Землю (ПОЗ), приборы ориентации на Солнце (ПОС), магнитометры.

Целью данной работы является разработка первичных датчиков бортовых систем космического аппарата. В работе были рассмотрены работа солнечного датчика, датчика угловой стабилизации, а также магнитометра.

Задачи решаемые в дипломном проекте:

-провести анализ классификации первичных датчиков космического аппарата

-разработать математические модели рассматриваемых датчиков

-разработать алгоритмы работы первичных датчиков космического аппарата

-провести тестирование полученных результатов

Исходные данные к дипломному проекту

-масса космического аппарата 4тонны

-орбита КА – геостационарная – на высоте 35 800км на поверхностью Земли

1.2. Классификация и краткая характеристика бортовых систем управления КА

Космический аппарат состоит из целого комплекса стержневых составных частей. Это, прежде всего, целевая аппаратура, для которой и проектируется КА. Таким образом, целевая аппаратура предназначена для обеспечения решения задачи поставленной перед аппаратом. Выбор оптимального состава целевой аппаратуры представляет собой самостоятельную научно-техническую задачу. Другой важнейшей составной частью является корпус КА. В состав КА входят также служебные системы:ориентации и стабилизации, энергоснабжения, жизнеобеспечения, аварийного спасения, посадка, маневра, управления, отделения от носителя, разделения и стыковки, бортового радиокомплекса.

В качестве целевой аппаратуры используют фотоаппаратуру, инфракрасную и ультрафиолетовую, телевизионную, радиолокационную и другую радиотехническую аппаратуру. Научная и специальная аппаратура также могут быть целевой аппаратурой. Тип аппаратуры, применяемой на КА, определяется задачами, временем ее функционирования и достигнутым уровнем развития современной аппаратуры.

Корпус КА является силовой основой, на который размещается все бортовое оборудование КА. Корпус как несущий элемент КА может быть монококовой (оболочковый) или стержневой (в виде ферм или рам) конструкцией. Оболочковые конструкции применяются тогда, когда необходимо создать для экипажа и бортового оборудования определенный микроклимат и защиту от окружающей среды внутри герметически замкнутого отсека или емкости или когда необходимо получить определенные летно-технические или радиотехнические характеристики аппарата путем выбора определенных геометрических форм корпуса КА (например, аэродинамическое качество). В том случае, когда бортовая аппаратура КА может нормально функционировать в глубоком вакууме, корпус КА не имеет герметизации и может представлять собой стержневую конструкцию.

Корпус должен быть достаточно прочным и жестким, способным выдержать нагрузки, действующие на КА на всех этапах его жизненного цикла.

Корпус должен обеспечивать надежную защиту экипажа и бортового оборудования, расположенного в нем, от воздействия окружающей среды.

Форма корпуса должна обеспечивать при движении КА в атмосфере устойчивость, управляемость, заданное аэродинамическое качество.

Элементы конструкции корпуса выполняются из легких сплавов. Отдельные отсеки изготавливаются из жаропрочных и термостойких материалов. Отсек экипажа, как правило, имеет

теплоизоляционное и звукоизоляционное покрытия, люки и иллюминаторы. Корпус пилотируемого КА может быть выполнен многосекционным и состоять из жилого (бытового), рабочего, переходного (шлюзового) и других отсеков. Снаружи корпус пилотируемого КК может иметь специальные радиационную и противометеорную защиты.

Система управления (СУ) обеспечивает выполнение заданной программы работ в автоматическом или автоматизированном режиме, когда на некоторых этапах необходимо вмешательство человека: космонавта на борту или оператора на Земле.

Система ориентации и стабилизации (СОС) осуществляет ориентацию аппарата во время полета и ориентацию относительно объекта исследования, а также стабилизацию (закреплению этого положения). Ориентация может быть постоянной или изменяющейся в процессе движения, может осуществляться не только конкретного аппарата в целом, но и отдельных его частей.

Система терморегулирования (СТР) обеспечивает необходимый тепловой режим на борту ИСЗ, что связано с определенными требованиями для аппаратуры в целом или для каждого прибора в отдельности, хотя существуют определенные общие требования, предъявляемые к разрабатываемой аппаратуре и условиям ее функционирования в составе КА.

Система энергопитания (СЭП) выбирается исходя их времени функционирования и потребляемой мощности.

Бортовой радиокомплекс (БРК) обладает широким диапазоном функций: от измерения расстояний и поиска аппарата до осуществления связи.

Двигательная установка (ДУ) с собственной системой управления для маневрирования на орбите (ИСЗ), выдачи импульса коррекции при движении по траектории к планетам, создание тормозного импульса при посадке на Землю или на поверхность планеты.

Система управления включает автоматику, обеспечивающую в заданной последовательности выполнение рабочих операций, маневр аппарата, заключающийся в определении собственных координат, расчете требуемого импульса и управлении вектором тяги двигательной установки.

Способ определения своего положения (и исполнительный орган) может строиться на использовании внешних воздействий в зависимости от гравитационных, магнитных полей, влияния атмосферы планеты и солнечного давления. В основу может быть заложен принцип гироприборов (гироскопические датчики положения, закрутка аппаратов или специальных роторов). Система может использовать в качестве исполнительных органов малые управляющие реактивные двигатели, работающие на сжатом газе. Информация об ориентации ИСЗ может поступать от датчиков указанного типа или астродатчиков положения Солнца, планет и звезд. Каждый из

принципов обеспечивает определенную точность ориентации, определяющую его использование.

Система терморегулирования. Поверхности КА на околоземной орбите имеют среднюю температуру около 300 К и это обеспечивается подбором их оптических характеристик и отношением площадей, на которую падает солнечное излучение и с которой излучается тепловая энергия. Изменение теплового потока, падающего на рассматриваемый элемент КА, приводит к изменению температуры поверхности и, как следствие, к выходу КА из строя. Кроме того, как показывают результаты исследований, обеспечить приемлемый уровень температур для надежной работы научной, радиопередающей и другой аппаратуры без специальных мероприятий невозможно.

Система терморегулирования обеспечивает подвод к аппарату заданных внешних теплопотоков. Для этого аппарат определенным образом ориентируется относительно Солнца, используются покрытия с подобранными значениями коэффициентов поглощения и черноты, экранно-вакуумная теплоизоляция, практически исключающая теплообмен. Иногда этого достаточно для обеспечения рабочего режима аппарата (пассивная система), при необходимости точного регулирования температуры (например, с точностью ±2 °С) применяются активные системы, организующие теплоотвод в соответствии с режимом аппаратуры. Граница использования систем первого и второго типа определяется максимальной мощностью бортового комплекса и допустимыми колебаниями температуры (обычно она лежит в пределах 20…40 Вт).

В активной системе циркулирующий газ приборного отсека отводит тепловой поток на корпус или специальный радиатор. Если необходимо обеспечить большой удельный теплосъем (больше. чем 2 Вт/см^2), в качестве теплоносителя используется жидкость. Обязательным элементом воздушного контура является вентилятор, обеспечивающий циркуляцию газа и вынужденную конвекцию (свободная конвекция отсутствует в невесомости). В качестве управляющих элементов применяются дроссели расхода, работающие по командам от датчиков температуры.

Система обеспечения обычно строится на использовании некоторого постоянного источника энергии, рассчитанного на средний уровень мощности бортового комплекса, и буферных химических батарей, обеспечивающих пиковые нагрузки. В качестве постоянных источников применяются химические и солнечные батареи, топливные элементы, изотопные и ядерные энергоустановки. В зависимости от потребляемой мощности и продолжительности работы определяются зоны целесообразного использования каждого из источников. Кроме того, система включает в себя преобразователи, коммутационное устройство, автоматику управления и кабельную сеть.

Радиокомплекс включает в себя приборные блоки и антенно-фидерное устройство. В зависимости от назначения, длины волны и необходимого коэффициента усиления используются штыревые, щелевые и рупорные антенны, полуволновые диполи и параболические рефлекторы. Антенны больших размеров часто изготавливают складывающимися на участке выведения. Частоты от 100 МГц до 1ГГц предполагается использовать для связи с ИСЗ на небольшой высоте, когда применяются ненаправленные и широко-направленные антенны; частоты 1… 10 ГГц — при узконаправленных антеннах и широкополосных линиях связи (системы слежения, телепередачи). Эти частоты соответствуют радиоокну атмосферы и минимуму «шумов неба».

Двигательная установка КА имеет существенные особенности. Так, для подачи топлива к двигателю часто применяются вытеснительные системы. Баки должны быть снабжены системами и средствами, обеспечивающими запуск двигателя в условиях невесомости. Если применяются системы подачи топлива с помощью турбонасосного агрегата (ТНА), то образующийся парогаз используется как рабочее тело в управляющих соплах, либо дожигается в двигателе. Топлива, используемые для двигательных установок КА, — долгохранимые и самовоспламеняющиеся.

С целью уменьшения массы, повышения надежности и управляемости современные космические ЖРД работают при сравнительно низком давлении в камере, при возможности глубокого дросселирования (1:5) тяги. С той же целью — уменьшения массы конструкции — сопла камер охлаждаются лишь частично с помощью циркулирующего компонента в зоне, прилегающей к критическому сечению.

РДТГ, используемые для КА, характеризуются низкой величиной импульса. Для обеспечения стабильности применяется термостатирование.

Система ориентации и стабилизации

Система ориентации предназначена для управления угловым движением КА, т.е. для придания его осям определенного положения относительно заданных направлений. Для микроспутника характерна орбитальная ориентация, при которой одна из осей - ось курса постоянно направлена к центру Земли, вторая - ось тангажа - перпендикулярна плоскости орбиты, а третья - ось крена лежит в этой плоскости.

По числу ориентированных осей микроспутника различают одноосную ориентацию, при которой поддерживается определенное угловое положение одной из его осей относительно заданного направления, и полную ориентацию, когда определенное угловое положение придается всем трем осям микроспутника.

На рисунке 1.2.1 показана общая схема системы ориентации и стабилизации спутника

Рисунок 1.2.1 – Общая Схема системы ориентации и стабилизации спутника

Текущее угловое положение микроспутника определяется на основе данных, поступающих от чувствительных элементов, представляющих собой различные датчики. Чаще всего применяются электронно-оптические датчики, использующие в качестве опорных ориентиров небесные тела - Солнце, Землю, Луну, звезды. Оптические приборы под действием видимого света или инфракрасного излучения при отклонении осей датчиков от направления на опорный ориентир вырабатывают электрический сигнал.

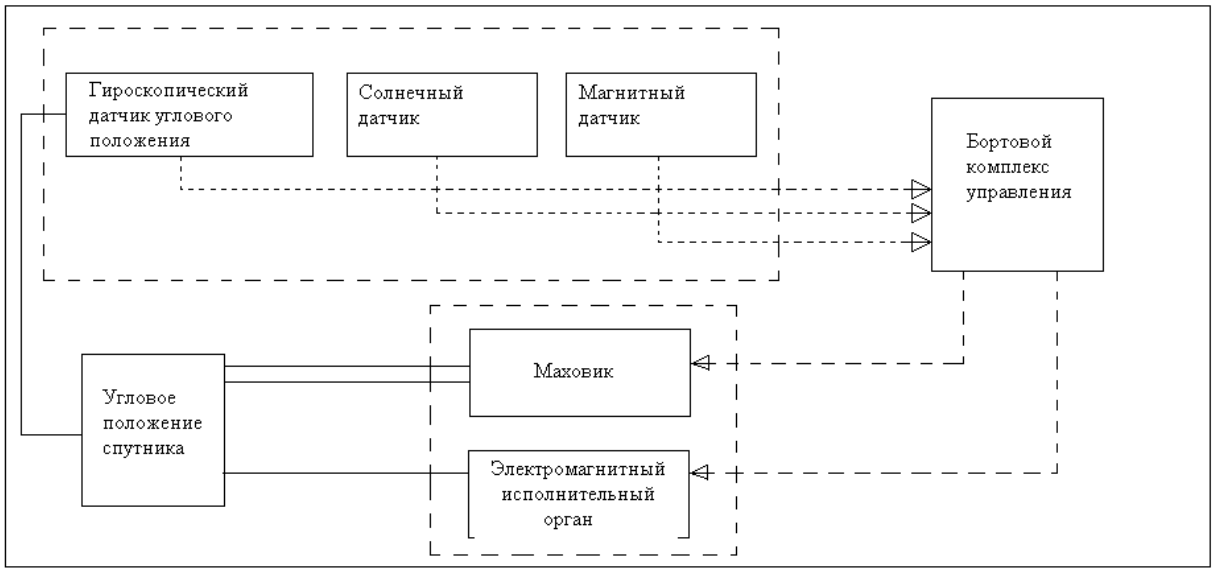

Рисунок 1.2.2 - Система ориентации и стабилизации

Для определения углового положения микроспутника в системе с оптическими датчиками также используются чувствительные магнитные элементы который показано на рисунке 1.2.2

Гироскопические датчики используют свойство быстровращающегося волчка сохранять неизменным в пространстве направление. Эти датчики позволяют определить ориентацию микроспутника без внешних воздействий или ориентиров. Гироскопические датчики используются для определения, как углового положения микроспутника, так и его угловой скорости. Электрические сигналы с датчиков поступают в систему управления, которая осуществляет:

- усиление, сопоставление и преобразование сигналов в управляющие сигналы для включения или выключения исполнительных органов;

- логические операции, необходимые для правильного функционирования системы ориентации.

Исполнительные органы по командам, поступающим с системы управления, вырабатывают управляющие моменты, которые воздействуют на угловое положение микроспутника. В системах ориентации используются как активные, так и пассивные исполнительные органы (рисунок 1.2.3). К пассивным исполнительным органам относятся гравитационная, аэродинамическая, магнитная, которые для своей работы не требуют затрат энергии, запасенной на борту микроспутники. Они отличаются высокой экономичностью, однако области их применения ограничены. К активным системам, требующим для своей работы определенной энергии или массы, запасаемой на борту микроспутника, относятся электромагнитные устройства, реактивные двигатели ориентации, двигатели - маховики. Преимуществом активных систем ориентации является их гибкость, возможность обеспечить разворот микроспутника в нужном направлении с требуемой угловой скоростью.

Рисунок 1.2.3 - Типы системы ориентации микроспутника

1.1. Классификация и краткая характеристика датчиков первичной информации

Система ориентации и стабилизации - включает устройства определения текущей ориентации КА (солнечный датчик, звёздные датчики и т. п.) и исполнительные органы (двигатели ориентации и силовые гироскопы).

Первичная информация системы управления и, соответственно, датчики этой информации определяются общими задачами бортовой системы управления (БСУ). Для космического аппарата (КА) одной из таких задач является определение углового пространственного положения.

Принципы определения углового положения космических аппаратов могут быть различными. Следовательно, спектр датчиков, в той или иной степени пригодных для определения параметров ориентации КА, весьма широк и включает:

– астродатчики (АД);

– гироскопические измерители вектора угловой скорости (ГИВУС)(ДУС)

– приборы ориентации на Землю (ПОЗ);

– приборы ориентации на Солнце (ПОС);

– магнитометры.

Астродатчики

Принципы функционирования и использования информации астродатчиков основаны на сопоставлении картины звездного неба, визируемой в направлении оси прибора, с картой соответствующего участка звездного неба. Основу датчика (рис. 1.1.1) составляют: оптическая часть (объектив, светозащитная бленда), фоточувствительная часть (фотоприемник) и электронная часть (электроника фотоприемника, электроника обработки данных, память, блок питания). Характеристики датчика существенно зависят от его чувствительности, т.е. от способности регистрировать излучение слабых звезд при малом времени экспозиции. Чувствительность датчика определяется светосилой оптической части (напрямую связанной с массогабаритными характеристиками), а также чувствительностью и шумовыми характеристиками фоточувствительной части (обычно это ПЗС-матрицы) и сервисной аналоговой электроники. Напомним, что ПЗС- матрица (ПЗС – прибор с зарядовой связью) представляет собой специализированную аналоговую интегральную микросхему, состоящую из светочувствительных фотодиодов на основе кремния. Астродатчик АД-1 разработки МОКБ «Марс» 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 (БЦВС).

Рисунок 1.1. Базовые элементы астродатчика

Основные характеристики астродатчика АД-1 приведены в табл. 1.1. В соответствии с идеологией использования звездных приборов в составе БСУ точность определения угловой ориентации аппарата за- висит от: – точности измерения направляющих углов линий визирования звезд в приборной системе координат астродатчика; – методов обработки измерительной информации астродатчика в БЦВС. Инструментальные погрешности астродатчика определяются двумя основными факторами:

– точностью реализации и стабильностью системы координат, жестко связанной с камерой (объектив с матрицей фоточувствительного прибора с переносом заряда – ФППЗ); – точностью определения координат энергетических центров изображений звезд на матрице ФППЗ. Точность реализации системы координат камеры зависит от того, с какой точностью известны фокусное расстояние, положение главной точки и обобщенная дисторсия по фоточувствительному полю матрицы ФППЗ. Напомним, что дисторсия – это погрешность изображения в оптических системах, при которой нарушается геометрическое подобие между объектом и его изображением. Дисторсия возникает в результате того, что линейное увеличение разных частей изображения различно. При сборке камеры и проведении специальных калибровочных работ эти параметры определяются с необходимой точностью. Стабильность системы координат камеры обеспечивается выполнением необходимых требований к конструкции блока с точки зрения влияния на него механических и температурных воздействий.

Таблица 1.1

Параметр	Размерность	Значение
Оптическое поле зрения	град	12×12
Диапазон эквивалентных звездных величин рабочих звезд, приведенных к источнику «А»	m_A	0,0 ...5,0
Частота выдачи измерительной информации при наличии в поле зрения рабочих звезд, не реже	сек	2
Массив измерительной информации (количество звезд), не более	шт	15
Напряжение питания	В	27±4
Энергопотребление, не более	Вт	15
Габаритные размеры	мм	∅ 235±425
Масса	кг	3,85

Определение координат энергетических центров изображений является самым основным источником ошибок, поскольку форма, размеры изображения, распределение энергетической яркости меняются во времени ввиду наличия шумов самой матрицы ФППЗ, шумов элетронного тракта, что и приводит к флуктуациям координат энергетических центров изображений от кадра к кадру. В табл. 1.2 приведены результаты стендовых испытаний, проведенных для реальных образцов астродатчиков. Указаны значения отношений сигнал/шум для источника, имеющего спектр излучения типа «А», выраженного в фотометрической системе V, визуальная звездная величина (mV) (спектральная кривая V практически совпа- дает с кривой чувствительности глаза), а также среднеквадратичное отклонение (СКО) определения направления на звезду. Разработаны стандартные фотометрические системы диапазонов, в основном определяемых подбором светофильтров. Наиболее популярна трехцветная система UBV: ультрафиолетовый (Ultraviolet), синий (Blue) и желтый (Visual). При этом желтый диапазон очень близок к фотовизуальному (BmPv), а синий – к фотографическому (BmP).

Из полученных данных следует, что астродатчик может регистрировать

Таблица 1

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

звезды до mV = 6,0 с предельной погрешностью 20,7 угл.сек. Конструкция астродатчика предусматривает решение следующих основных задач:

– модульность конструкции, позволяющей адаптировать базовую конструкцию для других условий применения;

– технологичность изготовления, сборки и юстировки для сни- жения стоимости изготовления;

– возможность регулировки взаимного положения ФППЗ и объектива на этапе изготовления АД при обеспечении геометрической стабильности взаимного положения ФППЗ, объектива и основания (астродатчика) в условиях эксплуатации;

– обеспечение стабильного взаимного геометрического положения функциональных узлов АД относительно базовых поверхностей при изготовлении и эксплуатации;

– обеспечение требуемых тепловых режимов узлов астродатчика, в первую очередь ФППЗ, объектива и электрорадиоизделий (ЭРИ). Основание астродатчика представляет собой монолитную конструкцию, на которой 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 основания 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 ФППЗ вдоль линии визирования; – эффективный отвод тепла от узлов астродатчика на его посадочное место. Масса основания АД составляет примерно 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.

Общий вид астродатчика АД-1 показан на рис. 1.2. Астродатчики типа АД-1 установлены на КА «Монитор-Э». По результатам первого этапа летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) все три комплекта АД-1 показали штатное функционирование и во взаимодействии с БЦВС обеспечили регулярное проведение астрокоррекции параметров ориентации КА и калибровки инструментальных погрешностей гироскопического измерителя вектора угловой скорости.

Рисунок 1.2 Пример астродатчика АД-1

Необходимостью обеспечения достаточно большого времени экспозиции (для астродатчика АД-1 разработки МОКБ «Марс» его величина составляет 750 мс) диктуется определенное ограничение на величину допустимой угловой скорости КА, не препятствующей работе астродатчика. Для АД-1 такой порог составляет 240 угл.сек/сек. В то же время характеристики точности астродатчика весьма высоки (составляют 36 угл.сек для АД-1). Астродатчики одной и той же конструкции могут быть использованы как для низкоорбитальных (с высотой орбиты до 1 тыс.км), так и для высокоорбитальных(с высотой орбиты около 35 тыс.км) КА. Небольшие различия связаны с тем, что в режиме орбитальной стабилизации для низкоорбитальных КА характерны большие значения угловой скорости, приводящие к «размазыванию» изображения звезд на фоточувствительной матрице при большом времени экспозиции. Для обеспечения автономной ориентации КА по информации астродатчиков АД-1 разработано специальное программное обеспечение, реализованное для повышения надежности в резервированной БЦВС. 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, предоставленных Государственным астрономическим институтом им. П.К. Штернберга . Каталог звезд состоит из кластеров, задаваемых положениями своих

фотоцентров относительно гелиоцентрической инерциальной системы координат. При расчете астроориентации положения кластеров приводятся к инерциальной системе координат, связанной с КА. Астроориентация рассчитывается с помощью адаптивного фильтра Калмана по информации, поступающей от астродатчиков и ГИВУС.

3.2. Гироскопический измеритель вектора угловой скорости (ДУС) Инерциальный метод определения ориентации КА основан на решении дифференциальных кинематических уравнений для параметров ориентации исходя из известного начального положения КА и измеряемого вектора его угловой скорости. Гироскопический измеритель вектора угловой скорости предназначен для определения и вы- дачи в бортовую систему управления космического аппарата информации о проекциях абсолютной угловой скорости аппарата. В качестве датчиков угловой скорости используются гироскопические измерители различного класса точности. Примером высокоточного датчика является ГИВУС типа КИНД34-020 (рис. 1.3) на поплавковых гироскопах разработки НИИ ПМ им. Кузнецова, 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 %.

Рисунок 1.3 Пример датчика КИНД34-020

Выпускаемый этой же организацией ГИВУС средней точности КИНД34-038 на динамически настраиваемых гироскопах (ДНГ) обладает на порядок худшими характеристиками по дрейфу (порядка 0,05 град/час). Характеристики ряда приборов, разработанных в НИИ ПМ им. Кузнецова , приведены в табл. 1.3.

К классу приборов низкой точности можно отнести поплавковый двухстепенный датчик КХ79060 (разработки и производства ПО «Корпус», г.

Саратов), который при массе 0,6 кг в диапазоне угловых скоростей до 36 град/сек обладает характеристиками дрейфа на уровне 0,1 град/час и нестабильностью масштабного коэффициента 0,5 %. В последнее время механические гироскопы сдают позиции датчикам, основанным на других принципах. Среди них – лазерные (МИЭА, НПО «Полюс»), волоконно-оптические (ООО «Оптолинк» , «Физоптика»), твердотельные волновые гироскопы (Раменское ПКБ, НПО «Медикон»). В качестве примера можно привести одноосный волоконно-оптический гироскопический датчик SRS 2000 (ООО «Оптолинк»), который при массе 1,7 кг и диапазоне измеряемой угловой скорости 10 град/сек обладает характеристиками дрейфа на уровне 0,005…0,01 град/час и нестабильностью масштабного коэффициента 0,03 % (рис. 1.4).

Рисунок 1.4 Пример датчика SRS 2000

Гироскопические датчики не имеют особенностей, ограничивающих их применение на низко- или высокоорбитальных КА, и являются в этом смысле унифицированными. В бортовых системах управления КА, разрабатываемых МОКБ «Марс», используются два типа ГИВУС разработки НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова (табл.1.3). Для КА со сроком активного существования на орбите порядка пяти лет и умеренными требованиями к точностным характеристикам используется прибор КИНД34-038 с динамически настраиваемыми гироскопами, выполняющий следующие функции: – выдача по запросу БЦВС информации в виде 16-разрядных двоичных кодов, пропорциональных приращениям интегралов от проекций угловой скорости КА на оси чувствительности ГИВУС за интервал времени 0,1 сек между двумя последовательными опросами БЦВС;

Таблица 1.3

Параметр	ГИВУС КИНМ34-001	ГИВУС КИНМ34-002	ГИВУС КИНД34-032	ГИВУС КИНД34-040
Диапазон измеряемых угловых скоростей	± (1 + 10 %)	1-я модификация: ± (0,53 + 10%) 2-я модификация: ± (0,9 + 10 %)	±10	Узкий (УД) – ±4 Широкий (ШД) – ±8
Цена импульса выходной информации, дуг.сек/имп	0,18 ± 10 %	1-я модификация: 0,0792 ± 10 % 2-я модификация: 0,11880 ± 10 %	0,2 ± 0,04 угл.сек/бит	УД – 0,18 ШД – 0,36
Погрешность цены импульса, % – за весь срок эксплуатации – за 720 часов	± 0,1 при t = 15 – 25 °С ± 0,2 при t = 0 – 15 °С и 25 – 40 °С ± 0,03	± 0,05 (3s) ± 0,03	± 0,05	УД – ± 1,0 ШД – ±3,0
Случайная составляющая нулевого сигнала, независящая от перегрузки, дуг.сек/сек – от запуска к запуску – в запуске	± 0,15 ± 0,02 (за 24 часа)	± 0,30 ± 0,02	±0,7 ± 0,15	УД – ± 0,3 ШД – ±1,5

Таблица 1.3(продолжение)

Параметр	ГИВУС КИНМ34-001	ГИВУС КИНМ34-002	ГИВУС КИНД34-032	ГИВУС КИНД34-040
Стабильность углового положения измерительных осей за весь срок эксплуатации, угл.сек	± 90	± 45	± 30	±45
Количество угло-измерительных каналов	3	6	6	6
Тип ЧЭ	поплавковый гироскоп КИ79-132	поплавковый гироскоп КИНД99-003А	ДНГ КИНД05-078	ДНГ КИНД05-091
Ресурс, лет (час)	3,5 (3 в полете)	3,5 (3 в полете)	3,5 (3 в полете)	100000 час
Масса, кг	11,5	22,5	5,8	4,7
Температура установочной поверхности, °С	0 – 30	0 – 40	минус 10 – 40	минус 10 – 40
Энергопотребление, не более, Вт	50	при работе: 3-х ИК- 92 4-х ИК- 104	35	55
Использование	Спутники	Спутники	Спутники	«Экспресс-1000», «Экспресс-2000», Луч-5А, Луч-5Б

– взаимодействие с БЦВС по мультиплексному каналу обмена (МКО) по ГОСТ Р 52070-2003 – исполнение импульсных команд на включение (выключение) подсистем и режимов работы прибора; – выдача в БЦВС телеметрической информации; – выдача в БЦВС информации по результатам встроенного контроля. Эксплуатационные характеристики прибора, основные точностные характеристики . Прибор выполнен в виде моноблока, в герметичном исполнении. Габаритные размеры – не более 262*218*150 мм. Масса прибора – 4,7 0,3 кг. Каждый из трех ДНГ имеет две измерительных оси, суммарно по прибору – шесть осей, две по каждой оси приборной

системы координат. Прибор сохраняет свою работоспособность при отказе одного любого измерительного канала ДНГ. На первом этапе ЛКИ КА «Монитор-Э» в основном подтверждены заявленные разработчиком точностные характеристики прибора. Для КА со сроком активного существования на орбите до 10 лет, повышенными требованиями к точностным характеристикам и устойчивости к воздействию космического излучения используется ГИВУС на базе прибора КИНД34-020 с поплавковыми гироскопами.

Оси чувствительности (измерительные оси) четырех гироблоков ориентированы по образующим конуса вращения вокруг приборной оси ОХП с углом полураствора при вершине, равным 54 градуса 44 минуты 08секунд, и распределены по поверхности конуса таким образом, что их проекции на установочную плоскость прибора составляют с приборной осью ОУП углы, кратные 90 град. Прибор позволяет сохранять точностные характеристики определения параметров ориентации при отказе любого одного измеритель- ного канала. Выходная информация с каждого канала, соответствующая приращению интеграла от проекции вектора угловой скорости КА 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 МКО передается в БЦВС для дальнейшего использования в алгоритмах определения параметров ориентации. Точностные характеристики измерительного канала (ИК) приведены в табл. 3.6. По опубликованным данным, прибор типа КИНД34-020, установленный на КА «Ямал-100», имеет уход порядка 0,001 град/час (после учета систематических составляющих).

Приборы ориентации на Землю

Информацию об ориентации визирной оси прибора на Землю можно получить, используя зрительный контраст между Землей и окружающим ее пространством. На этом принципе построено большое количество датчиков ориентации на Землю. Среди них имеются и датчики, непосредственно определяющие 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. Пример – датчик MiDES-G, Servo Corporation of America (рис. 1.5), имеющий массу 1,5 кг, потребляемую мощность не более 4 Вт и точность 0,025

Рисунок 1.5 Датчик MIDES-G

Имеются также датчики, которые способны только зарегистрировать факт пересечения линией визирования горизонта. Получение информации об ориентации осей приборной системы координат в таком случае возможно лишь при использовании дополнительной информации, в роли источников которой обычно выступают инерциальные си- стемы ориентации. Пример – датчик Dual HCI, Servo Corporation of America (рис. 1.6), имеющий массу 0,8 кг, потребляемую мощность не более 2 Вт и точность 0,02…0,03. Следует заметить, что применение датчиков ориентации на Землю зависит от высоты КА. В первом случае можно говорить о конструктивных различиях между датчиками для низко- и высокоорбитальных КА, обусловленных различным угловым размером Земли при визировании с разной высоты. Во втором случае речь должна идти о необходимости адаптировать программное обеспечение для адекватной обработки сигнала датчика о пересечении горизонта. Приборы ориентации на Землю предназначены для определения координат геометрического центра Земли !, в приборной системе координат и используются в БСУ КА для приведения и удержания в направлении к центру Земли оси КА, номинально совпадающей с на- правлением визирной оси ПОЗ. Ввиду ограниченности поля зрения

Рисунок 1.6 Датчик Dual HCI

ПОЗ необходима специальная процедура поиска Земли, осуществляемая БСУ путем целенаправленных разворотов КА вокруг осей его связанной системы координат. В соответствии с базовой концепцией информационного обеспечения бортовых систем управления КА, принятой в МОКБ «Марс», приборы типа ПОЗ используются на начальном этапе полета КА (до включения астродатчиков и загрузки на борт баллистических данных) для обеспечения устойчивой радиосвязи между КА и наземным комплексом управления при наличии ограничений по диаграммам направленности бортовых антенн, а также в возможных нештатных ситуациях. Это предполагает умеренные требования к точности и ресурсу ПОЗ. В системе управления, разработанной МОКБ «Марс» для КА «КазСат», использованы приборы ориентации на Землю, созданные НПП «Геофизика-Космос» на основе базовых конструкций. С помощью одноосного механизма в этих приборах осуществляется одновременное сканирование инфракрасного (ИК) горизонта Земли по двум траекториям с угловой раздвижкой между ними на не- который фиксированный угол. С целью уменьшения погрешности по координате целесообразно оптимизировать соотношение расстояния между траекториями сканирования и видимым диаметром Земли. Для повышения точности ПОЗ в качестве рабочего спектра излучения желательно использовать полосу поглощения (излучения) СО2 в атмосфере Земли – 14*16 мкм. Инфракрасное излучение атмосферы Земли в этом диапазоне спектра существенно меньше по интегральной интенсивности, чем во всем ИК диапазоне излучения Земли, однако намного стабильнее из-за меньшей зависимости от метеорологических условий. ПОЗ выдает в БЦВС следующую информацию в виде слов данных: – выходные сигналы N1, N2, N3, N4, несущие информацию о положении Земли в системе угловых координат прибора; – признак наличия Земли в поле зрения; – обобщенный признак исправности прибора. Прием команд из БЦВС и передача информации из ПОЗ в БЦВС производится по МКО. Включение ПОЗ

производится подачей в блок питания напряжения 27 В. Блок питания формирует требуемые вторичные напряжения для составных частей ПОЗ, которые гальванически развязаны с первичным напряжением 27 В. Информацию о температуре внутри ПОЗ формирует температурный датчик. Данные, поступающие из ПОЗ в виде чисел N1…N4, обрабатываются в БЦВС по специальным алгоритмам, включающим: – алгоритм управления работой прибора; – алгоритм обработки и формирования выходной информации (углов ! и); – алгоритм селекции помех от Солнца и Луны; – алгоритмы определения неисправности прибора. Инструментальная точность ПОЗ составляет 3-6 угл.мин, частота выдачи измерений – 4,5 Гц. Диапазон измеряемых углов (линейная зона. Амплитуда сканирования выбирается исходя из необходимости уверенного перекрытия углового размера Земли, видимой с высокой или низкой орбиты.

Приблизительная масса ПОЗ составляет 2 кг, потребляемая мощность – 10 Вт.

Приборы ориентации на Солнце (Солнечный датчик)

Приборы ориентации на Солнце (ПОС) предназначены для использования в составе систем ориентации и автономной навигации космических аппаратов. ПОС 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. Солнечные датчики применялись и применяются практически на всех космических аппаратах, начиная с первых спутников. Конструкция и принципы их действия достаточно хорошо отработаны. В настоящее время в Российской Федерации ряд организаций производит ПОС, в том числе и МОКБ «Марс». Дальнейшее совершенствование этих приборов производится с целью повышения надежности и срока службы, уменьшения стоимости и массы датчиков. Приборы ориентации на Солнце (рис. 1.7) имеют аналогичный принцип действия приборам ориентации на Землю.

Рисунок 1.7 Солнечный датчик СДП-1 от разработчиков МОКБ «Марс»

Для определения и построения ориентации КА относительно Солнца используется информация от двух приборов ориентации на Солнце – ПОС (солнечный датчик положения – СДП-1) разработки МОКБ «Марс». 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 размер 95 . Поток солнечного излучения, поступающий на вход оптического устройства, ослабляется светофильтрами и, пройдя щелевую маску, падает на фотоприемник. Образующийся в фотоприемнике под воз- действием солнечного излучения аналоговый электрический сигнал преобразуется, усиливается и поступает в коммутационно-преобразующее устройство системы управления, сигнализируя о наличии Солнца в поле зрения 95.Две щелевые оптические камеры, установленные под углом 90 между нормалями к фоточувствительным плоскостям приемников с перекрытием 5 полей зрения по длине щелей, образуют совместно полную зону обзора размером и общую (центральную) зону обзора размером. Биссектриса угла между нормалями к фоточувствительным плоскостям приемников определяет линию визирования солнечного датчика OZп. Линия OXп, перпендикулярная плоскости нормалей фотоприемников и визирной оси OZп, и направление OYп, дополняющее оси OXп, OZп до правого ортогонального приборного трехгранника OXп Yп Zп, образуют плоскую координатную систему OXпYп. 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 КА вокруг оси OXп до момента

появления хотя бы одного сигнала с фотоприемника; – вращением КА вокруг оси ОУп до момента появления сигнала с двух фотоприемников

Фиксация во времени моментов переключения сигналов и знание значений угловой скорости вращения КА позволяют вычислить и запомнить угловые координаты центра Солнца в истинной или условной инерциальной системе координат. При этом погрешность определения координат центра Солнца зависит от точности, с которой фиксируются переключения и учитываются угловые скорости. Проведение специальных калибровочных работ с СДП-1 позволяет получить точностные характеристики в несколько угловых минут. Оптическая камера каждого канала ПОС (СДП-1) состоит из:

– нейтрального фильтра;

– щелевой маски;

– фотоприемника.

Нейтральный фильтр используется для ослабления потока излучения Солнца, поступающего на вход оптической камеры, с целью обеспечения допустимого уровня освещенности фотоприемника. Нейтральный фильтр выполняется методом вакуумного напыления металлической пленки на верхнюю часть кварцевого стекла марки К-208 и слой In2O3, имеющего электрический контакт с корпусом прибора для снятия электрического заряда. На нижнюю часть кварцевого стекла нанесена непрозрачная металлическая пленка, на которой методом фотолитографии сформирована щелевая маска. Щелевая маска 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…1/3000; • фокусное расстояние (расстояние от фотоприемной поверхности до щелевой маски) – F = 10,5 мм; • ширина щели – 200 мкм. Форма щели выбрана с учетом обеспечения постоянной ширины поля зрения и освещенности фотодиода. Усилительный тракт прибора содержит два идентичных канала, усиливающих сигналы 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 (логическая единица). Питание осуществляется постоянным напряжением 12,6 вольт. Основные характеристики СДП-1 приведены в табл. 1.7

Таблица 1.7

Параметр	Размерность	Значение
Поле зрения	град	185 × 5
Точность определения ориентации на Солнце	град	2,5
Потребляемая мощность	Вт	0,25
Габариты	мм	95 × 30 × 50
Масса	кг	0,15

Недостатком датчиков Солнца является невозможность функционирования в тени Земли.

3.5. Магнитометр

Магнитное поле Земли имеет достаточно высокую напряженность. На магнитных полюсах его силовые линии направлены отвесно и характеризуются напряженностью порядка 60 мкТл , 0,6 Гс. На магнитном экваторе они практически горизонтальны и имеют интенсивность порядка 30 мкТл , 0,3 Гс. Форма магнитного поля Земли и динамика ее изменения достаточно хорошо изучены, что позволяет делать прогноз на несколько лет вперед (например всемирная модель магнитного поля WMM 2005). Это дает основания для определения ориентации КА на основе измерения составляющих вектора напряженности магнитного поля в осях приборной системы координат. Таким образом, магнитометр – это прибор, предназначенный для измерения параметров магнитного поля Земли (электромагнитной индукции). В качестве примера может быть приведен датчик магнитного поля, выпускаемый фирмой Meda, США (рис. 1.8).

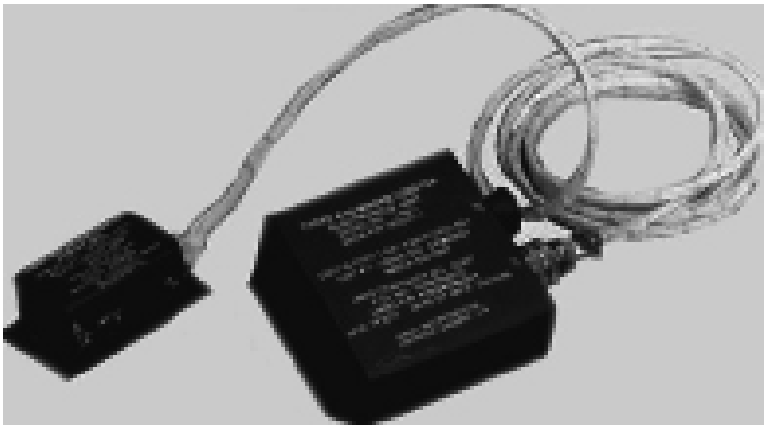

Рисунок 1.8 Пример датчика магнитного поля от фирмы Meda,США

При суммарном весе блока чувствительных элементов и блока электроники около 1,8 кг датчик обладает способностью измерять магнитное поле интенсивностью в диапазоне 0,1…1,0 Гс с точностью порядка 1 %. Это

дает возможность определять ориентацию вектора напряженности магнитного поля Земли в приборной системе координат с точностью порядка десятых долей градуса. Магнитометр разработки НИИЭМ (г. Истра) состоит из первичного датчика геомагнитного поля, располагаемого на внешней стороне корпуса КА, и трехканального электронного преобразователя, реализованного в исполнительных платах коммутационно-преобразующего устройства. Первичный датчик геомагнитного поля представляет собой датчик ферроиндукционного типа и содержит три феррозонда (ферроиндукционных преобразователя), размещенных параллельно осям ребер куба. Оси феррозондов ориентируются параллельно координатным осям КА. Каждый феррозонд состоит из сердечника и четырех обмоток: – обмотки возбуждения; – сигнальной обмотки; – компенсационной обмотки; – калибровочной обмотки.

Сердечник изготовлен из тонкой ленты аморфного пермаллоя (материал с очень узкой петлей гистерезиса). Обмотка возбуждения предназначена для принудительного перемагничивания сердечника током возбуждения. Сигнальная обмотка предназначена для получения сигналов, несущих информацию об измеряемом поле. Компенсационная обмотка предназначена для реализации компенсационного метода измерения. Калибровочная обмотка используется при проведении технологических тестов системы для копенсации индукции геомагнитного поля и задания калибровочных сигналов. В состав электронного преобразователя входят следующие функциональные узлы: – узел управления; – генератор импульсов тока возбуждения; – трехканальный преобразователь сигналов измерения; – трехканальный формирователь токов калибровки. Преобразователь включает три одинаковых взаимно ортогональных феррозонда, жестко закрепленных в корпусе. Три крышки вместе с корпусом образуют электрически замкнутый экран, защищающий феррозонды от наводок электромагнитного поля. Электрическое соединение феррозондов с внешними устройствами и их калибровка осуществляются через соединители. На корпусе преобразователя установлена шпилька металлизации, обеспечивающая электрический контакт с корпусом КА посредством проводного соединения кабельными наконечниками. Феррозонд состоит из магнитопровода, катушки и колодки с восемью контактами. Магнитопроводом является пермаллоевая лента, вложенная в катушку. На катушке намотаны четыре обмотки: сигнальная, компенсации, калибровки и возбуждения. Трехканальный формирователь токов калибровки используется в процессе проведения теста магнитометра. Он предназначен для компенсации внешнего поля и задания калибровочного поля.

Каждый канал формирователя содержит цифроаналоговый преобразователь (ЦАП), сумматор и усилитель мощности. Технические характеристики магнитометра приведены в табл. 1.8. Технические характеристики преобразователя геомагнитного поля приведены в табл. 1.9.

Таблица 1.8

Параметр	Размер-ность	Значение
Диапазон измеряемой магнитной индукции	мкТл	±60
Погрешность, не более	мкТл	±0,2
Погрешность в нуле, не более	%	1
Погрешность по крутизне, не более	%	0,5
Чувствительность, не хуже	мкТл	0,05
Выходное напряжение каналов каждой оси	В	±3,0
Постоянная времени	с	0,05
Потребляемая мощность	Вт	0,3
Масса	г	600

Таблица 1.9

Параметр	Размерность	Значение
Рабочий диапазон температур	°С	от – 60 до + 60
Габаритные размеры	мм	94×90×79
Мощность рассеяния, не более	Вт	0,02
Масса	г	270±30

1.3. Разработка датчиков первичной информации бортовой системы управления КА

В данном дипломном проекте рассматриваются первичные датчики бортовых систем космического аппарата. Более подробно будут рассмотрены датчик солнца и датчик углового положения.

Характеристики и математическое описание датчика солнца

Датчик Солнца используется для определения вектора направления на Солнце в связанной с аппаратом системе координат. Рассмотрим датчик на основе ПЗС-матрицы. (Прибор с Зарядовой Связью) (рис.1.3.1).

Рисунок 1.3.1 Солнечный датчик

Принцип работы датчика

Принцип работы датчика схематично изображен на рис.1.3.2 Над ПЗС матрицей располагается тонкий непрозрачный экран с узкой щелью . ПЗС матрица представляет собой плоскую матрицу из одинаковых ПЗС-элементов. Таким образом, в зависимости от направления солнечный поток падает на различные пиксели ПЗС матрицы. По пикселям рассчитывается угол падения солнечного света. Расстояние между щелью и ПЗС-матрицей определяет поле зрения датчика. Для рассматриваемого датчика поле зрения представляет собой конус с углом при основании 45. Непрозрачный экран изнутри покрыт слоем, поглощающим свет, для предотвращения переотражения солнечных лучей от ПЗС-матрицы. Для ее защиты от радиации и для обеспечения необходимого уровня освещения на датчике установлен специальный ослабляющий фильтр.

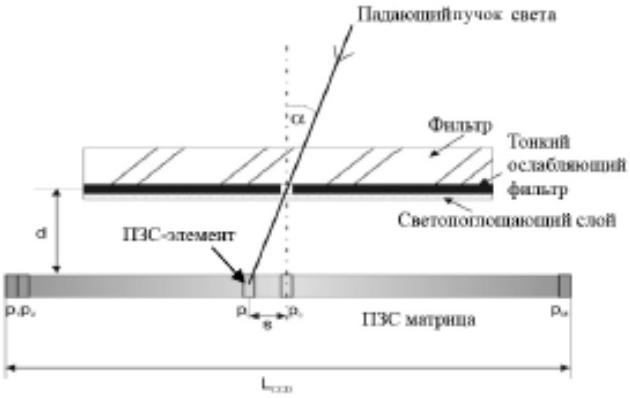

Рисунок 1.3.2 Принцип работы солнечного датчика

Модель измерений

Рассмотрим следующую модель измерений датчика Солнца. В случае, когда вектор направления на Солнце коллинеарен одной из осей собственной системы координат датчика, выходными значениями датчика являются $p_{i\alpha}$ и $p_{i\beta}$

$$p_{ia} = p_{0a} + k_a \tan(\alpha - \alpha_{off}) \qquad 1.3.1$$

$$p_{i\beta} = p_{0\beta} + k_\beta \tan(\alpha - \alpha_{off}) \qquad 1.3.2$$

Здесь pα , pβ – номера пикселя, находящегося в центре освещенного Солнцем пятна на ПЗС-матрице, p 0α , p 0β – номера пикселей, которые находятся в центре освещенного пятна при условии перпендикулярности соответствующей оси датчика направлению на Солнце (α =αoff , β = βoff), kα , kβ – коэффициенты усиления, αoff , βoff – углы поворота ПЗС- матрицы относительно корпуса датчика, α , β – углы направления на Солнце в плоскостях Oxz и Oyz соответственно (рис.1.3.2).

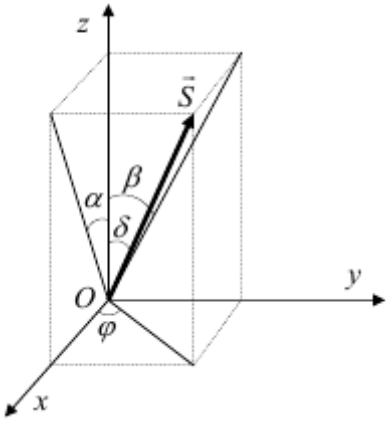

Рисунок 1.3.3 Собственная система координат

Однако в случае произвольного положения направление на Солнце не находится в какой-то из плоскостей Oxz и Oyz собственной системы координат. В этом случае α и β рассчитываются из рекуррентных формул:

$$p_{ia} = p_{0a} + \frac{k_a}{\cos\beta} \tan(\alpha - \alpha_{off}) \qquad 1.3.3$$

$$p_{ia} = p_{0\beta} + \frac{k_\beta}{\cos\alpha} \tan(\beta - \beta_{off}) \qquad 1.3.4$$

Для определения направления на Солнце при произвольном угле падения света необходимо произвести следующую итерационную процедуру. Сначала решаются уравнения (1.3.1) и (1.3.2), далее вычисленные α и β подставляются в формулы (1.3.3) и (1.3.4). Затем полученные по этим формулам α и β снова подставляются в формулы (1.3.3) и (1.3.4) до тех пор, пока разница между вычисляемыми значениями углов на соседних шагах не будет меньше некоторого задаваемого значения.

В качестве датчика выбрали датчики VG-910D, и компании EADS .

Передаточная функция солнечного датчика имеет вид:

$$W = \frac{k_{d_2}}{T^2p^2 + 2T_{d_2}\xi p + 1} \qquad 1.3.5$$

Подставляя коэффициенты данные в технических характеристиках данных датчиков получили следующие графики. Преобразуем данное уравнение для построения схемы переходной функции в VisSim.

$$W = \frac{k_{d_2}}{T^2p^2 + 2T_{d_2}\xi p + 1} \qquad 1.3.6$$

$$y(p)\left(T^2p^2 + 2T_{d_2}A\xi p + 1\right) = k_2u(p) \qquad 1.3.7$$

$$y(p)T^2p^2 = -2T_{d_2}A\xi p + 1 + k_2u(p) \qquad 1.3.8$$

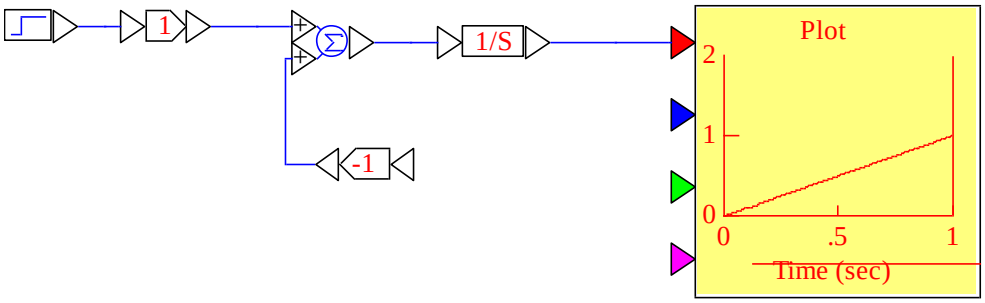

Рисунок 1.3.4 – Схема переходной функции солнечного датчика в Vissim

Рассмотрим работу солнечного датчика в системе ориентации и стабилизации.Объект управления, исполнительный орган и датчик являются блоками с постоянными коэффициентами, изменять параметры системы мы можем только с помощью регулятора. Для этого рассмотрим схемы П, ПИ, и ПИД регуляторы (рисунок 1.3.5-1.3.7соответственно) и полученные графики (рисунок 2.9-2.11).

1) Пропорциональный закон регулирования (П) - это процесс регулирования, при котором относительное изменение регулирующего воздействия (выходного сигнала регулятора) пропорционально относительному отклонению регулируемой величины.

При пропорциональном регулировании, ступенчатый сигнал на вводе приводит к ступенчатому изменению сигнала на выходе , а линейно изменяющийся сигнал на входе дает линейно изменяющийся сигнал на выходе. Иначе говоря, в пропорциональном регуляторе относительное изменение выходного сигнала (регулирующего воздействия) пропорционально относительному отклонению регулируемой величины (входного сигнала регулятора). Это позволяет устранить зону нечувствительности, характерную для двухпозиционного регулирования.

Передаточная функция П-регулятора:

$$y = K(u-x), \qquad 1.3.9$$

т.е. в обратную связь заводится отклонение от уставки.

2) ПИ-регулятор является одним из наиболее универсальных регуляторов. Фактически ПИ-регулятор – это П-регулятор с дополнительной интегральной составляющей. И-составляющая, дополняющая алгоритм, в первую очередь нужна для устранения статической ошибки, которая характерна для пропорционального регулятора. По сути, интегральная часть является накопительной, и таким образом позволяет осуществить то, что ПИ-регулятор учитывает в данный момент времени предыдущую историю изменения входной величины. Если добавить к алгоритму дифференциальную составляющую — он трансформируется в ПИД-закон регулирования.

Передаточная функция ПИ-регулятора:

$$y = (u-x)(Kp + /Ki) , \qquad 1.3.10$$

т.е. в обратную связь заводится также интеграл от отклонения, это позволяет избежать статической ошибки.

ПИ-регулятор**,** обладает следующими достоинствами:

- Обеспечивает нулевую статическую ошибку регулирования.

- Достаточно прост в настройке, т.к. настраиваются только два параметра, а именно коэффициент усиления Кр и постоянная времени интегрирования Ti. В таком регуляторе имеется возможность оптимизации величины отношения Кр/Ti—min, что обеспечивает управление с минимально возможной среднеквадратичной ошибкой регулирования.

- Малая чувствительность к шумам в канале измерения (в отличие от ПИД-регулятора).

3)Пропорционально-интегрально-дифференцирующий (ПИД) регулятор — устройство в управляющем контуре с обратной связью. Используется в системах автоматического управления для формирования управляющего сигнала с целью получения необходимых точности и качества

переходного процесса. ПИД-регулятор формирует управляющий сигнал, являющийся суммой трёх слагаемых, первое из которых пропорционально разности входного сигнала и сигнала обратной связи (сигнал рассогласования), второе — интеграл сигнала рассогласования, третье — производная сигнала рассогласования.

Передаточная функция ПИД-регулятора:

$$y = (u-x)\cdot(Kp + 1/KTi + p\cdot Kd), \qquad 1.3.11$$

т.е. в обратную связь заводится также производная отклонения, это позволяет улучшить динамические характеристики регулятора.

Для большинства объектов ПИД-регулирование обеспечивает лучшие показатели чем П и ПИ. Для объектов с малым транспортныи запаздыванием: to < ти/3 ПИД-регуляторы обеспечивают удовлетворительное качество регулирования: достаточное малое время выхода на режим и невысокую чувствительность к возмущениям

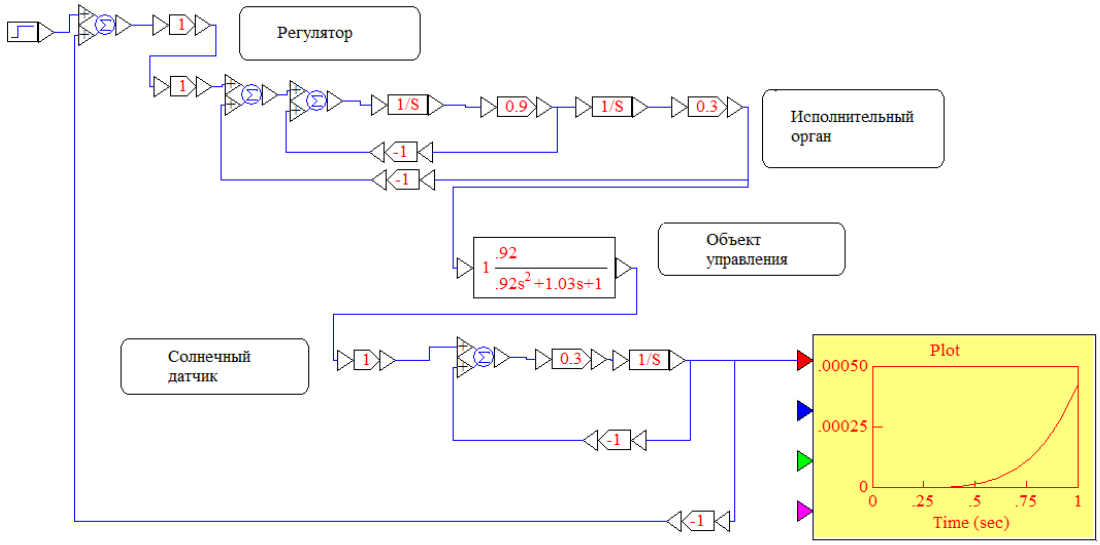

Рисунок 1.3.5 – Схема работы солнечного датчика в системе ориентации и стабилизации с П регулятором

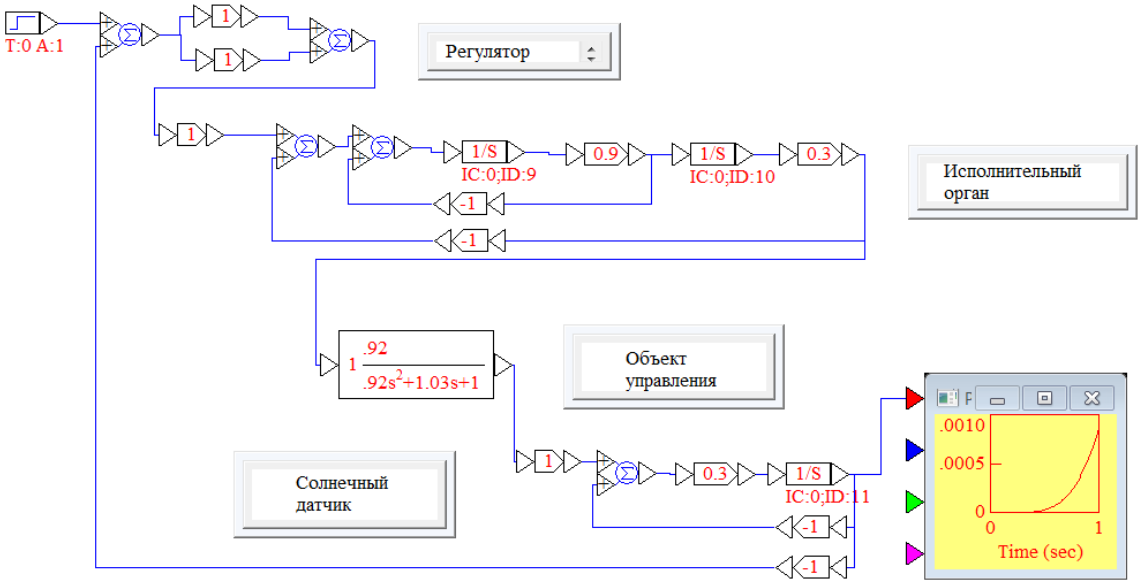

Рисунок 1.3.6 – Схема работы солнечного датчика в системе ориентациис ПИ регулятором

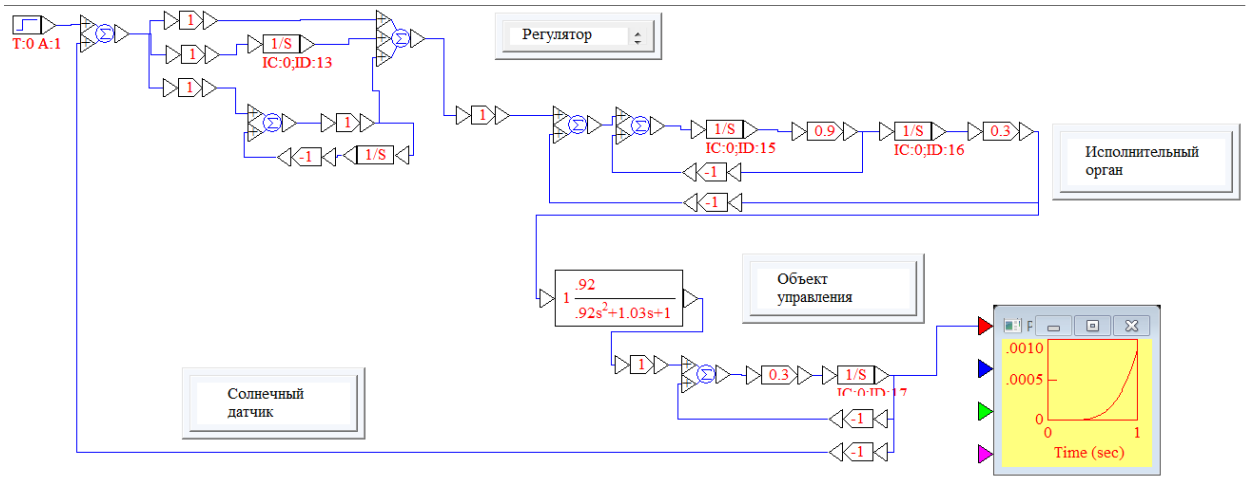

Рисунок 1.3.7 – Схема работы солнечного датчика в системе ориентации с ПИД регулятором

Работа системы ориентации считается удовлетворительно выполненной, когда спутник в достаточно короткие сроки и с небольшим перерегулированием выходит на заданную орбиту. Обеспечить выполнение небольшой колебательности как видно из графиков можно при использовании ПИД-регулятора, а быстродействие обеспечивает П-регулятор.

Характеристики и математическое описание датчика угловой скорости

Датчик угловой скорости относится к гироскопическим системам ориентации позволяющим получить необходимую информацию для автоматического управления ЛА автономными методами, без каких-либо , не зависящих от внешних помех источников информации (локация, радионавигация, астроориентация и др.). Бесплатформенные системы ориентации, чувствительными элементами которых являются гироскопические датчики первичной информации, измеряющие углы или угловые скорости поворота ЛА и линейные ускорения (акселерометры и физические маятники). Эти датчики устанавливаются непосредственно на борту ЛА и работают совместно с цифровой или аналоговой вычислительной машиной, непрерывно производя расчет углов курса, крена и тангажа или иных параметров, определяющих ориентацию ЛА относительно базовой системы координат. В бесплатформенных системах ориентации и навигации гироскопы и акселерометры устанавливаются непосредственно на корпусе КА либо монтируются в специальные блоки чувствительных элементов. Сигналы этих датчиков поступают на вход ЭВМ, которая решает задачу ориентации аналитически, как бы, заменяя собой карданов подвес и координатный преобразователь гироплатформы.

Наибольшее распространение в бесплатформенных системах ориентации и навигации получают прецизионные датчики угловых скоростей (ДУС) и гироскопы на электростатическом подвесе, определяющие углы поворота ЛА вокруг центра его масс; также используются угловые и линейные акселерометры, установленные определенным образом на корпусе ЛА. В отличие от систем ориентации с гироплатформами в бесплатформенных системах гироскопические датчики и акселерометры работают в более тяжелых условиях эксплуатации вследствие изменения расположения приборов по отношению к направлению гравитационного поля Земли, больших скоростей и ускорений, возникающих при вращении, колебаниях и вибрации корпуса ЛА. Точность же измерения угловых скоростей, ускорений или угловых перемещений КА должна быть того же уровня, который достигнут в системах платформенного типа.

Датчики угловых скоростей – это один из основных и наиболее совершенных чувствительных элементов систем управления, стабилизации и навигации.

К характеристикам ДУС предъявляются очень жесткие требования. Так,

верхний диапазон скоростей, измеряемых современными ДУС, соответствует

десяткам и сотням градусам в секунду. Верхний диапазон входных

воздействий, в котором ДУС обязан обеспечивать измерения угловой

скорости, достигает 100 Гц.

Прецизионные ДУС бесплатформенных инерциальных систем должны иметь разрешающую способность до тысячных долей градусов в час и линейность до 10-3%, причем эти ДУС должны формировать выходной сигнал в цифровом виде. В широком диапазоне варьируются требования к массовым и габаритным параметрам приборов; из-за миниатюризации ДУС в последнее время значительно уменьшились величины собственного кинетического момента их гироскопов.

Датчик угловой скорости (ДУС) служит для измерения угловой скорости КА от 0,001 до 10 c^{-1} в инерциальном пространстве. Для этой цели можно применять как двухстепенные, так и трехстепенные гироскопы. Гиротахометр (рисунок) представляет собой обычно гироскоп с двумя степенями свободы и жесткой отрицательной обратной связью, которая создает противодействующий момент, пропорциональный угловому отклонению рамки от исходного положения для получения приемлемых переходных процессов применяются специальные демпферы; если гироскоп помещается в поплавок, то демпфирование осуществляется жидкостью.

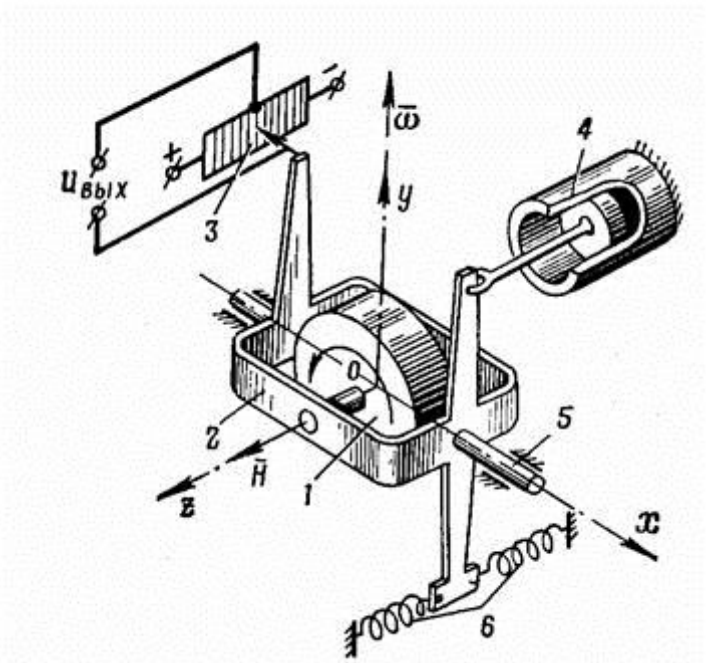

Рисунок 1.3.8 Схема гиротахометра

Где 1 – ротор; 2 – рамка; 3 – датчик сигнала; 4 – демпфер; 5 – цапфа выходной оси; 6 – пружины; H – кинетический момент гироскопа

Величина момента сухого трения M0, определяет порог чувствительности гироскопа по отношению к измеряемой скорости. В поплавковых гироскопах момент M0 пренебрежимо мал. Поэтому в установившемся режиме угол поворота рамки относительно ее оси .

$$B_{уст} = \frac{H_{\omega}}{K_{пр}} \qquad 1.3.12$$

Кпр – приведенная жесткость пружины.

Найдем для ЧЭ связь выходного параметра – угла поворота гироскопа со входным – угловой скоростью ωy1 . Запишем выражение для гироскопического момента:

$$M_z = H\omega_{y_1}\sin(\overline{\overline{H}, \overline{w_{y_1}}}) = H\omega_{y_1}\cos\beta \qquad 1.3.13$$

$$M_n = Fl_1 = cxl_1 = cl_1\sin\beta l_1 = cl_{1\,\beta}^2 \qquad 1.3.14$$

где с – коэффициент жесткости пружины;

l_1 – плечо (расстояние от оси вращения ОХ до линии действия силы

деформации пружины);

β – угол поворота ЧЭ.

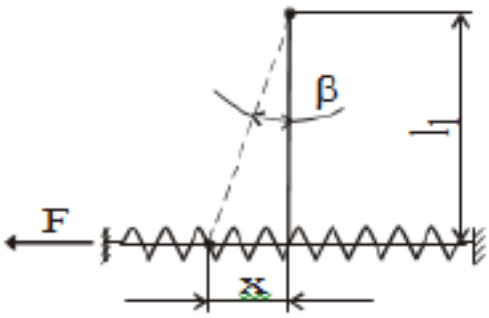

Рисунок 1.3.9 – К определению противодействующего момента пружины

Таким образом в положение равновесия Mr=Mп

После подстановки получаем статическое значение угла отклонения βст

гироскопа от исходного положения относительно оси OX:

$$\beta_{ст}=\frac{H}{cl_1^2}\omega_{y_1}\cos\beta_{ст} \qquad 1.3.15$$

При малом значении βст можно принять cosβст =1 .Тогда

$$\beta_{ст}=\frac{H}{cl_1^2}\omega_{y_1} \qquad 1.3.16$$

Или

$$\beta_{ст}=\frac{H}{K_y}\frac{d\psi}{dt} \qquad 1.3.17$$

Где

$$K_y=cl_1^2 \qquad 1.3.15$$

K_y - коэффициент упругости пружины;

$$\frac{d\psi}{dt}=\omega_{y1} \qquad 1.3.18$$

ω_{y1}-угловая скорость ЛА при его повороте.

Для гашения собственных колебаний гироузла предусмотрен демпфер 1 с удельной силой демпфирования b. Для регистрации замеряемой угловой скорости в приборе предусмотрен потенциометрический преобразователь (ПЭ). При повороте гироскопа вокруг оси OX щетка потенциометра, укрепленная на гироузле, скользит по обмотке потенциометра. Выходное напряжение снимается со щетки и со средней точки потенциометра и поступает в систему управления. Так как напряжение пропорционально углу поворота гироузла βст , то можно записать.

$$U_{вых} = U_c \frac{\beta_{ст}}{2\beta_0} \qquad 1.3.19$$

где $2\beta_0$-угол намотки потенциометра;

Uc -напряжение источника питания.

Мы можем получить отношение угла поворота гироузла относительно выходной оси к измеряемой угловой скорости:

$$h_{чэ} = \frac{\beta_{ст}}{\omega_{y1}} \qquad 1.3.20$$

где hчэ-чувствительность первого звена прибора (ЧЭ).

Получим чувствительность второго звена прибора:

$$h_{чэ} = \frac{U_{вых}}{\beta_{ст}} = \frac{U_c}{2\beta_0} \qquad 1.3.21$$

Чувствительность всего прибора при последовательном соединении его звеньев равна произведению чувствительности отдельных его звеньев:

$$h_{ДУС} = \frac{U_{вых}}{\omega_{y1}} = \frac{1}{\omega_{y1}} \frac{U_c}{2\beta_0} \beta_{ст} = \frac{U_c}{2\beta_0} \frac{H}{к_y} = h_{чэ} h_{ПЭ} \qquad 1.3.22$$

Как видно из последнего выражения увеличение чувствительности прибора может осуществляться за счет увеличения кинетического момента H и напряжения источника прибора Uc и уменьшения коэффициента упругости ky . Идти по пути уменьшения коэффициента упругости ky нежелательно. Это может увеличить динамические погрешности прибора и сократить частотный диапазон изменения угловой скорости ω_{y_1} Теперь получим передаточную функцию датчика угловой скорости. Отклоним гироузел на угол βx и найдем проекции угловых скоростей на оси X,Y и Z гироузла. При движении гироузла к установившемуся значению он движется с угловой скоростью $\dot{\beta}$ и угловым ускорением $\ddot{\beta}$. При этом на гироузел действуют следующие моменты относительно оси OX:

1.Инерционный момент Ми равный:

$$M_u = I_x(\ddot{\beta} - \dot{\omega}_{x1}) \qquad 1.3.23$$

Где ω_{x_1}- переносное ускорение самолета относительно оси OX1; Ix- момент инерции гироузла (рамки) прибора относительно оси OX/

2. Момент Мд, развиваемый демпфером. При малых углах β момент от демпфера равен:

$$M_д = bl_2^2\beta = \dot{K}_д\dot{\beta} \qquad 1.3.24$$

где b –удельная сила демпфирования;

l2–расстояние от оси вращения OX до линии действия силы

демпфирования;

$l_2\dot{\beta}$ - линейная скорость движения поршня относительно цилиндра

$l_2^2\dot{\beta}$ -K коэффициент демпфирования.

3. Внешний суммарный момент Мв. Данный момент включает в себя момент сухого трения, несбалансированность гироузла относительно оси OX и другие вредные моменты, вызывающие погрешность прибора.

4.Суммарный гироскопический момент Мг :

$$M_z = H\omega_y = H\omega_{y1}\cos\beta - H\omega_{z1}\sin\beta \qquad 1.3.25$$

Где ω_{y_1} -угловая скорость по оси OZ1 (перекрестная угловая скорость).

5.Инерционный момент центробежных сил:

$$M_{цс} = (I_z - I_y)\omega_y\omega_z = (I_z - I_y)(\omega_{y1}\cos\beta - \omega_{z1}\sin\beta)(\omega_{z1}\cos\beta - \omega_{z1}\sin\beta)$$

1.3.26

где Iy и Iz – моменты инерции гироскопа относительно осей OY и OZ Согласно принципу Даламбера сумма моментов, действующих на гироскоп, равна нулю. Уравнение динамики прибора получим, если в левой части оставим моменты, характеризующие собственное движение гироскопа, а в правую часть запишем моменты, характеризующие вынужденное движение:

$$I_x\ddot{\beta} + K_д\dot{\beta} + K_y\beta = H\omega_{y1}\cos\beta - H\omega_{z1}\sin\beta + I\dot{\omega}_{x1} - \dot{M}_B - (I_z - I_y)$$
$$(\omega_{y1}\cos\beta - \omega_{y1}\cos\beta)(\omega_{z1}\cos\beta - \omega_{y1}\cos\beta)$$

1.3.27

Если гироузел прибора выполнить симметрично относительно осей Y и Z, т.е. так, чтобы моменты инерции Iy=Iz, то уравнение выше упроститься, как:

$$I_x\ddot{\beta} + K_д\dot{\beta} + K_y\beta = H\omega_{y1}\cos\beta - H\omega_{z1}\sin\beta + I\omega_{x1} - \dot{M}_B$$

1.3.28

Уравнение выше является основным уравнением динамики датчика угловых скоростей. Применяя к уравнению преобразование Лапласа при нулевых начальных условиях, получим

$$(p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2)\beta(p) = к\omega_0^2\omega_\xi(p) \qquad 1.3.29$$

Передаточная функция ДУС записывается в виде

$$W(p) = \frac{\beta(p)}{\omega_\xi(p)} = \frac{k}{T^2p^2 + 2\xi Tp = 1} \qquad 1.3.30$$

Где,

$$T=\frac{1}{\omega_0} \qquad 1.3.31$$

Теперь рассмотрим работу датчика угловой стабилизации в всистеме ориентации и стабилизации

Здесь передаточная функция объекта управления с учетом упругих колебаний,равна

$$W_{об}=\frac{57.3}{I_{xx}p^2} + \sum_{i=1}^{n}\frac{B_{mxi}F_{Rxi}57.3}{p^2+\varepsilon_i p+\omega_i^2} \qquad 1.3.32$$

-передаточная функция объекта управления с учетом упругих колебаний,

Где n-количество учитываемых тонов упругих колебаний;
Ixx -момент инерции КА, кг·м2;

Bmxi - 1 / (кг*м)
Frxi, 1/м

εi – 1/с

ω_i^2 ,1/с^2

Умножение на 57.3 означает, что я перехожу из системы рад/с на гр/с.

Моделирование датчика угловой скорости в системе ориентации и стабилизации

Согласно схеме и передаточным функциям я собрала имитационную модель системы ориентации с ДУС.

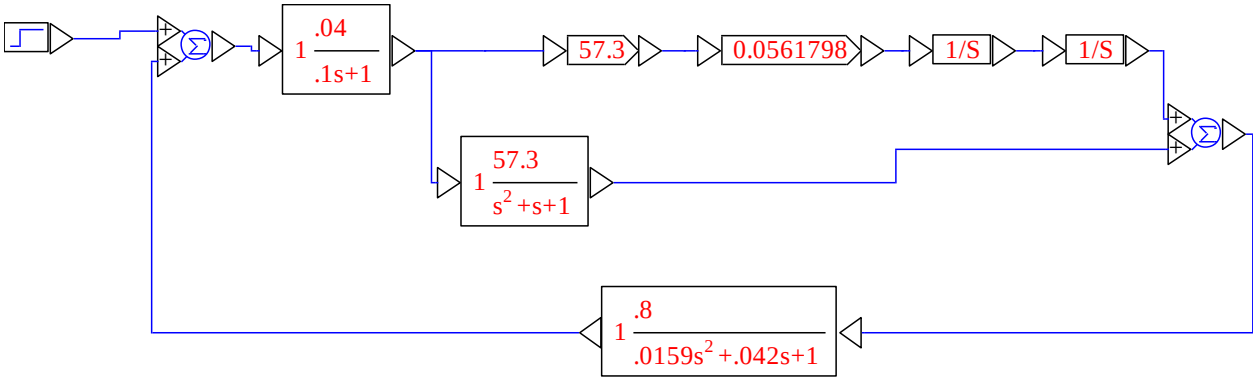

Рисунок 1.3.9. Схема работы датчика угловой скорости в системе ориентации

На рисунке 1.3.9. мы видим как ведет себя система при подаче единичного ступенчатого воздействия.

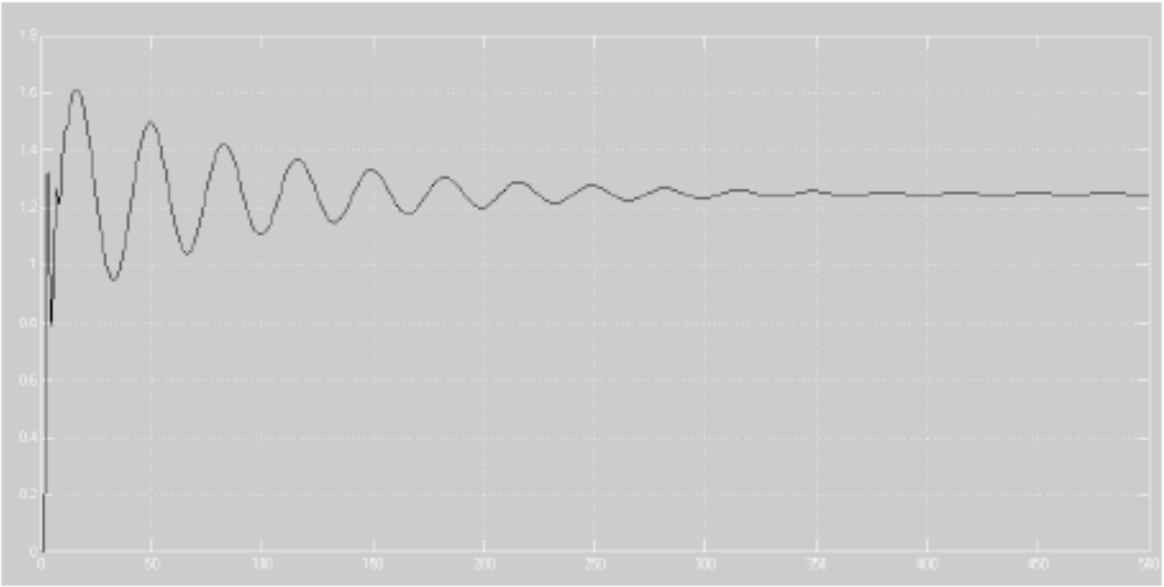

Рисунок 1.3.10 График переходного процесса

На рисунке 1.3.10 показан график переходного процесса, мы видим,что система не приходит к заданному значению,следовательно нужно использовать регулятор мы знаем что обеспечение выполнения стабилизации системы можно при использовании ПИД-регулятора, следовательно подставив ПИД регулятор и его значения, мы приведем систему в равновесие.

Поставив коэффициенты ПИД регулятора,мы получим:

K=0.8, Ki=1, Kd=0.87.

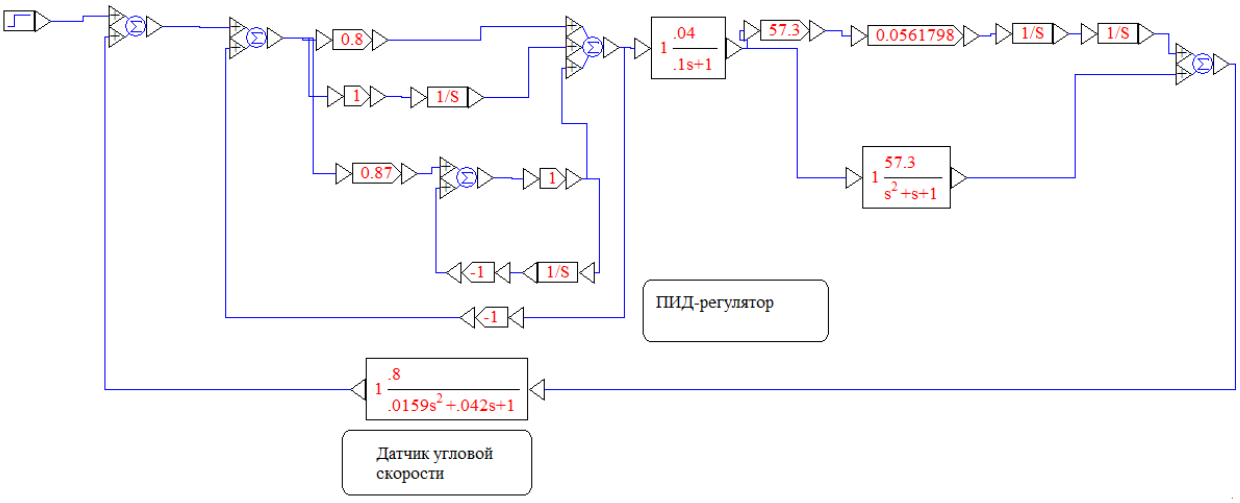

Рисунок 1.3.10. Схема работы датчика угловой стабилизации в системе стабилизации с ПИД-регулятором

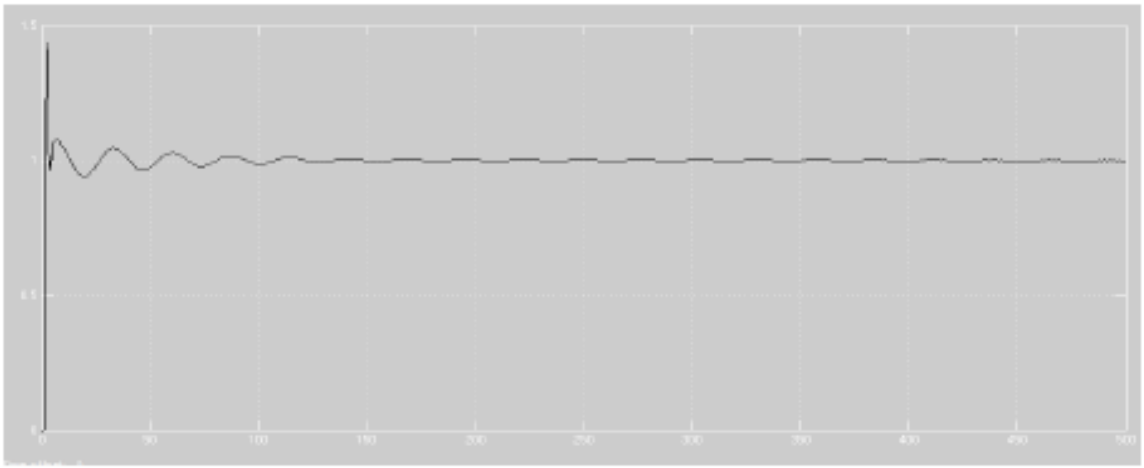

Рисунок 1.3.11 График переходного процесса с подключенным ПИД-регулятором

Как видим переходной процесс изменился в лучшую сторону, то естьвремя уменьшилось с 350 секунд до 180, что почти в 2 раза улучшило результат. Для наглядности я ниже представлю графики с изменёнными параметрами ПИД регулятора, чтобы увидеть как объект реагирует на них.

K=0.01,

Ki=1,

Kd=0.5.

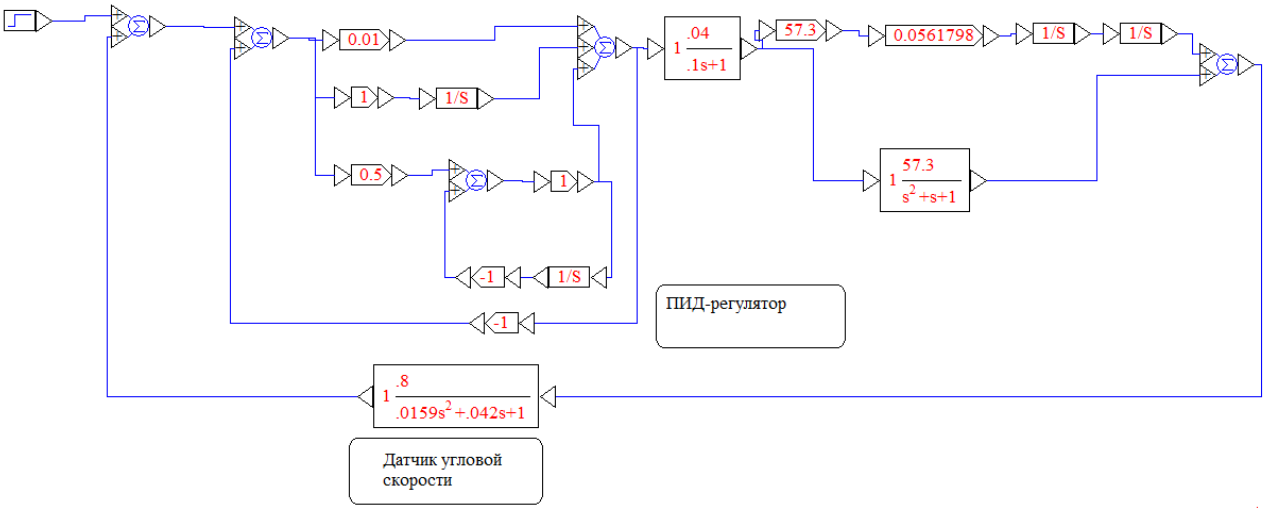

Рисунок 1.3.12. Схема работы датчика угловой стабилизации в системе стабилизации с ПИД-регулятором

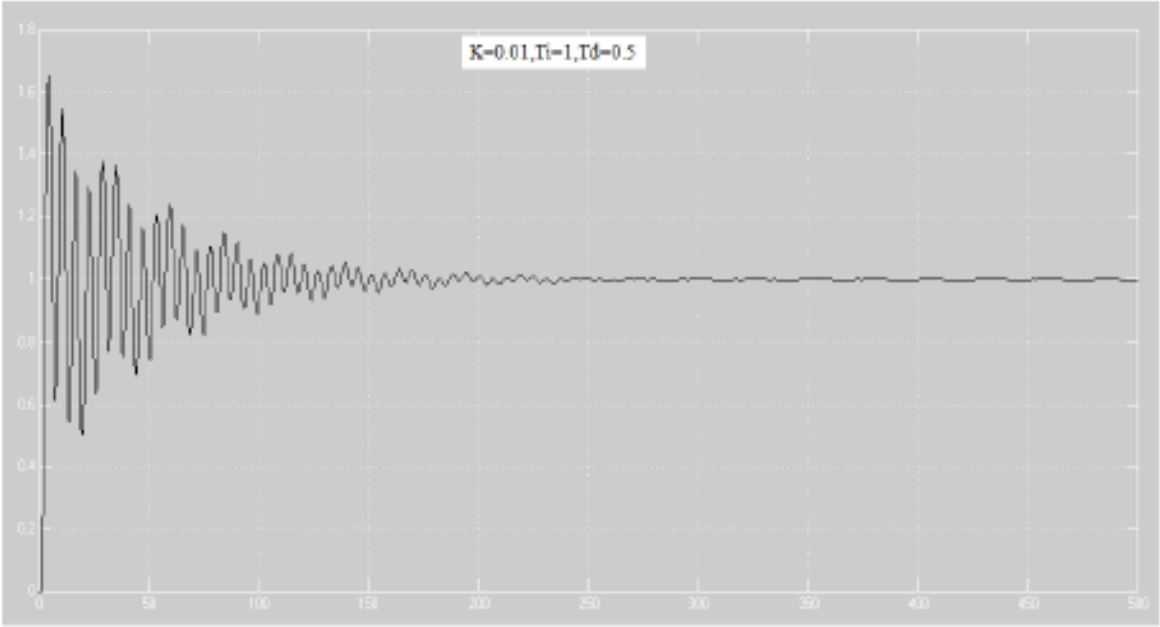

Рисунок 1.3.13. График переходного процесса с подключенным ПИД-регулятором

При значениях регулятора

K=4,

Ki=1,

Kd=0.87.

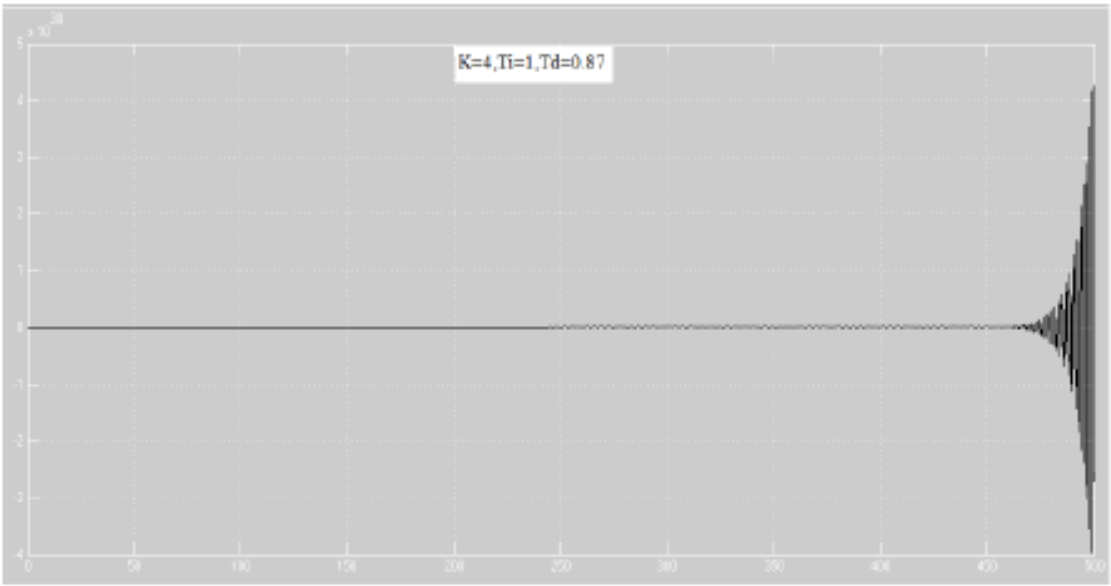

Рисунок 1.3.14. График переходного процесса с подключенным ПИД-регулятором

В итоге подстановка ПИД-регулятора,сократило время переходного процесса почти в 2 раза. Для наиболее ответственных контуров регулирования можно рекомендовать использование **ПИД-регулятора,**обеспечивающего наиболее высокое быстродействие в системе.

2.1. Расчет материальных затрат

2.1.1 Цели и задачи проекта

В данном дипломном проекте рассматривается разработка первичных датчиков бортовой системы космического аппарата, а именно солнечного и магнитного датчиков. Система стабилизации и ориентации КА предназначена для демпфирования угловых скоростей в момент отделения спутника от ракетоносителя и управления угловой ориентацией спутника по заданным алгоритмам. Датчики в бортовой системе ориентации и стабилизации играют важную роль, так как текущее угловое положение спутника определяется на основе данных, поступающих от чувствительных элементов, представляющих собой различные датчики.

Задачами экономической части дипломного проекта являются определить расходы на оплату труда разработчиков, расходы на техническое обеспечение, разработки и затраты на потребляемую электроэнергию, а также цену на программное обеспечение с учетом НДС.

Для подсчета себестоимости продукции и экономической эффективности данного программного продукта, нужно знать следующие составляющие:

- затрат на техническое и программное обеспечение проекта;
- расчет затрат на материальные ресурсы;
- расчет затрат на энергоресурсы;
- амортизационные отчисления;
- расчет фонда заработной платы;
- прочие расходы.

2.1.2 Затраты на разработку системы

Формула расчета для затрат на разработку системы:

$$СТ=ЗП+ОТ+А+НР+Э \qquad 2.1$$

где, ЗП – годовые затраты на оплату труда специалистов при выполнении ими своих функций в рамках автоматизируемого процесса после внедрения технологий, тенге

ОТ – отчисления по социальному налогу, тенге;

А – амортизационные отчисления, тенге;

НР – накладные расходы, тенге;

Э – расходы на обеспечение электрической энергией, тенге.

Годовые затраты по заработной плате специалистов.

Таблица 2.1 – Заработная плата работников проекта

Наименование	Заработная плата, тенге
Научный руководитель	200 000
Основной разработчик	100 000
Итого	300 000

Годовые затраты по заработной плате специалистов:

$$ЗП = ЗПосн*(1+ Кд) \quad (2.2)$$

где ЗПосн – основная зарплата
Кд – коэффициент дополнительной заработной платы

В процессе разработки системы управления работа участников была разная. Поэтому необходимо рассчитать средний дневной заработок, а затем общий объем заработной платы. Средний дневной заработок каждого работника рассчитывается по формуле:

$$D = \frac{ЗП}{Д} \text{ ,тг/день} \quad (2.3)$$

где ЗП - размер заработной платы за месяц, тенге;
Д – количество рабочих дней в месяце (21 день – пятидневная рабочая неделя).

1. Научный руководитель: день тенге $D = \frac{200000}{21}$=9524тг/день

2. Основной разработчик: день тенге $D = \frac{100000}{21} = 4762тг/день$

Заработная плата за один час рассчитывается по формуле:

$$H = \frac{ЗП}{Д*Ч} \quad (2.4)$$

где ЗП –размер заработной платы за месяц, тенге;
Д– количество рабочих дней в месяце;
Ч– продолжительность рабочего дня, час.

1. Руководитель:H = $\frac{200000}{21*8}$ =1190тенге/час

2. Разработчик: H = $\frac{100000}{21*8}$=595тенге/час

Длительность цикла в днях по каждому виду работ, определяется по

формуле:

$$t_n = \frac{T}{q_n * Ч * К} \quad (2.5)$$

где Т– трудоемкость этапа, дней;

q_n – количество исполнителей по этапу;

Ч - продолжительность рабочего дня;

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

Полученную величину q_n округляю в большую сторону до целых дней:

$t_1 = \frac{8}{1*8*1,1}$=0,91 день Разработка и постановка задачи

$t_1 = \frac{10}{1*8*1,1}$=1,14 день Алгоритм работы

$t_1 = \frac{10}{1*8*1,1}$=1,1 день Алгоритм работы

$t_1 = \frac{11}{1*8*1,1}$ =1,25 день Разработка структуры

$t_1 = \frac{27,46}{1*8*1,1}$=3,12 день Теоретическая часть

$t_1 = \frac{15}{1*8*1,1}$=1,7 день Разработка мат. модели

$t_1 = \frac{38,984}{1*8*1,1}$=4,43день Разработка программной части

$t_1 = \frac{10}{1*8*1,1}$=1,479 день Проверка готовности модели

$t_1 = \frac{18,778}{1*8*1,1}$=2,13 день Проверка,сдача отчета

$t_1 = \frac{18,778}{1*8*1,1}$=2,13 день Проверка,сдача отчета

Сводные результаты расчета затрат на основную заработную плату работников, задействованных в разработке имитационной модели представлены в таблице 2.2.

Таблица 2.2. – Сводные результаты расчета затрат на основную заработную плату

Наименование работ	Исполнитель	Трудоемкость /час	Трудоемкость/ % от общей трудоемкости	Трудоемкость/дней	Оплата за час работы, тенге	Сумма заработной платы, тенге
Разработка и постановка задачи	Разработчик	8	4,77	1	595	4760
Алгоритм работы	Разработчик	10	5,95	1	595	5950
	Научный руководитель	10	5,95	1	1190	11900
Разработка структуры	Разработчик	11	6,548	1	595	6545
Теоретическая часть	Разработчик	27,46	16,345	3	595	16338,7
Разработка мат. модели	Разработчик	15	8,929	2	595	8925
Разработка програмной части	Разработчик	38,984	23,2	4	595	23195,48
Проверка готовности модели	Разработчик	10	5,95	2	595	5950
Проверка,сдача отчета	Разработчик	18,778	11,177	3	595	11172,91
	Научный руководитель	18,778	11,177	3	1190	22345,82
Итог		168	100	21	7140	117082,9

Социальный налог составляет 11% (ст. 358 п. 1 НК РК) от дохода работника, и рассчитывается по формуле

ОТ=(ЗП-ПО)*11 %

где ПО – пенсионные отчисления, которые составляют 10% от ЗП и социальным налогом не облагаются

ОТ=(117082,9-11708,29)* 11 %=11591,201тенге

Амортизационные отчисления А производятся по установленным нормам амортизации, выражаются в процентах у балансовой стоимости оборудования и рассчитываются по формуле:

$$A = \frac{C_{сбор} * H_а * N}{12 * n * 100} \quad (2.6)$$

где На – норма амортизации (25%);

Собор – первоначальная стоимость оборудования;

N – количество дней на выполнение работ;

n – количество дней в рабочем месяце.

2.2. Расчет стоимости бортовой системы управления КА.

Оборудование, используемое в работе, представлено в таблице 2.3.

Таблица 2.3. – Перечень оборудования, используемого для создания программного продукта

Наименование	Характеристики	Количество единиц	Цена за еденицу,тенге
НОУТБУК ACER ASPIRE 4755G	Acer Aspire 4755G -2334G50Mngs - 14" - Core i3 2330M - 4 GB RAM - 500 GB HDD - Belgium AZERTY	1	100 000

Продолжение таблицы 2.3

Компьютерная мышь	Мышь Logitech Corded M125 (910-001839)	1	3000
Лицензионная программа VisSim	Программное для симуляции движения линейных, нелинейных, непрерывных, дискретных, гибридных моделей систем.	1	500 000
Итог			603000

Цены на оборудование приведены без учета НДС.

Таким образом,

$$A = \frac{603\,000*0,25*21}{365}$$=8673,288тенге

Затраты по сатье «Накладные расходы» (НР), связанные с необходимостью содержания аппарата управления, вспомогательных хозяйств и опытных производств, а также с расходами на общехозяйственные нужды, относятся на конкретное ПО по нормативу (Нрн) в процентом отношений у заработной плате исполнителей. Норматив устанавливается в целом по организации:

$$НР=З_{осн} * Н_{рн}/100 \quad (2.7)$$

где Нрн – норматив накладных расходов в целом по организации в (%), в

проекте примем от ФОТ 50%.

НР= 113654,5*50/100=56827,25тенге

Затраты на электроэнергию определяем по следующей формуле:

$$Э=W*T*S \quad (2.8)$$

где W – потребляемая мощность станции (0,5 кВт);

Т – количество часов работы оборудования на период;

S - стоимость киловатт-часа электроэнергии (21 тг/кВт).

То есть,

Э=0,5*168*21=1764тенге

Таким образом, годовые эксплуатационные расходы в условиях функционирования технологий:

С=117082,9+11591,201+8673,288+56827,25+1764=195948,639тенге

Результаты выполненных расчетов сводятся в таблицу.

Таблица 2.4. – Затраты на разработку

Затраты на разработку	Условное обозначение	Значение в тг	Процент
Фонд оплаты труда	ЗП	117082,9	74,353
Социальный налог	ОТ	11591,201	3,0595
Затраты на амортизацию	А	8673,288	2,289
Накладные расходы	НР	56827,25	14,084
Затраты на электроэнергию	Э	1764	0,466
Итого		195948,639	100

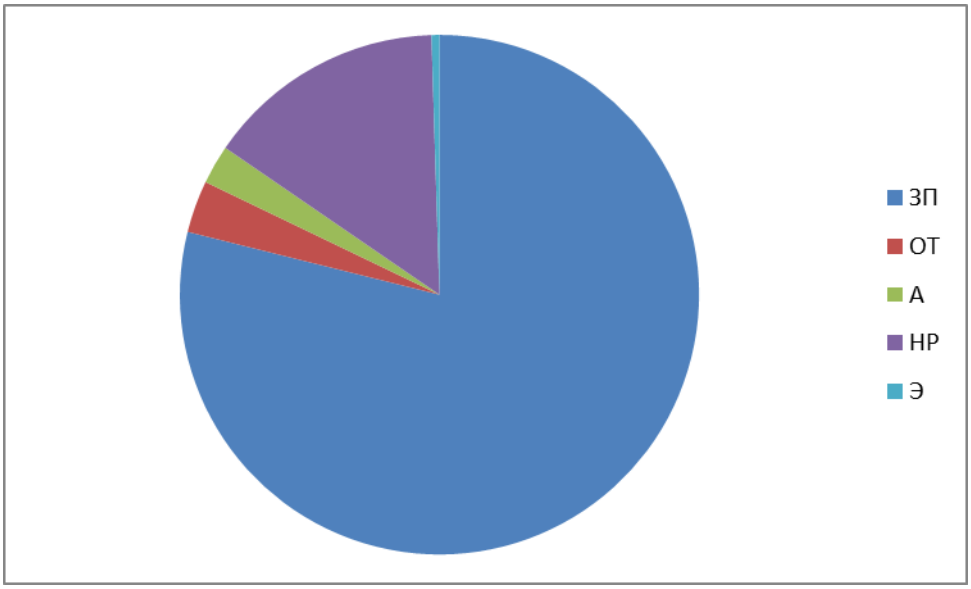

Рисунок 2.1. – Структура затрат по разработке системы

Цена программного продукта

Цена программного продукта определяется по формуле :

$$Ц = Спр + П + НДС \quad (2.9)$$

Где Спр – себестоимость программного продукта ,тенге ;

П – прибыль продукта от себестоимости (20-40%), тенге;

НДС –налог на добавленную стоимость (12%),тенге .

П = 195948,639*0,25 = 48987,16 тенге .

НДС = 195948,639*0,12 = 23513,84 тенге.

Ц =48987,16 +23513,84 +195948,639 = 268449,639 тенге.

Цена программного продукта будет составлять 268449,639 тенге.

Вывод:

Цель экономического обоснование при разработке программного продукта достигнута: рассчитаны затраты на оплату труда руководителя и программиста; затраты по техническим обеспечениям, включающие в себя амортизационные отчисления от стоимости основных фондов, используемых разработчиками при подготовке программного обеспечения, прочие затраты и стоимость машинного времени; затраты на потребляемую электроэнергию.

Цена конечного продукта составляет 268449,639 тенге. Большую часть итогового расхода составляют затраты на покупку оборудования и необходимого программного обеспечения. Большая доля эксплуатационных расходов приходится на фонд оплаты труда (74%), почти вдвое меньше требуют накладные расходы (14%). Дальше идет

затраты на потребляемую электроэнергии (0,466%). Социальный налог и годовые материалы охватывает совсем небольшую часть, суммарно не превышая 6%.Здесь используется программное обеспечение VisSim, которое является многофункциональным и простым.

Полученные расчеты, позволяют анализировать программный продукт, который в дальнейшем будет использоваться в различных целях для обработки изображения . Интерфейс данного программного продукта прост и по этому доступен в понимании работы программы .

Особую важность математическое и компьютерное моделирование приобретают при исследовании таких сложных технических систем, для которых проведение натурного моделирования является трудоемкой и дорогостоящей процедурой.

Преимуществом данного программно-математического обеспечениея является то, что его можно использовать на космических аппаратах разного назначения (разведка, навигация и т.д.) и вида (пилотируемые, беспилотные и т.д.).В проекте были рассмотрены солнечный датчик и магнитометр, благодаря которым осуществляется ориентация и стабилизация космического аппарата.

3. Безопасность жизнедеятельности.

3.1. Охрана труда и техника безопасности на рабочем месте

Защита космичекого аппарата от столкновения с фрагментами мелкого космического мусора

Космический мусор — это все искусственные объекты и их фрагменты в космосе, которые уже неисправны, не функционируют и никогда более не смогут служить никаким полезным целям, но являющиеся опасным фактором воздействия на функционирующие космические аппараты, особенно пилотируемые.

Вероятность встречи космического аппарата с частицей мелкого космического мусора(МКМ)

Вероятность встречи космического аппарата (КА) с частицами МКМ зависит от размера КА и плотности распределения частиц МКМ. На рисунке 3.1 показано распределение КМ по высотам орбит, для трех размеров : крупный наблюдаемый КМ — более 10 см; средне размерный КМ — от 1 см до 10 см; мелкий КМ — менее 1 см .

Вероятность столкновения КА с частицей МКМ носит случайный характер и может быть определена с использованием закона Пуассона,

$$P_1 = e^{-N_1} \quad , \qquad (3.1)$$

где N1 – число встреч с частицами МКМ, за время существования КА

Величина N1 в первом приближении может быть определена из выражения

$$N1 = V\rho \ , \qquad (3.2)$$

Где V - объем КА, ρ– пространственная плотность частиц. Пространственная плотность частиц это табличное значение по (ГОСТ Р 25645.167-2005).

Объем космического аппарата ,V=5$м^3$, Пространственная плотность частиц , ρ=2,5кг/$м^3$

$$N_1=5*2,5=12,5$$

$$P_1 = e^{-12,5}=0,045$$

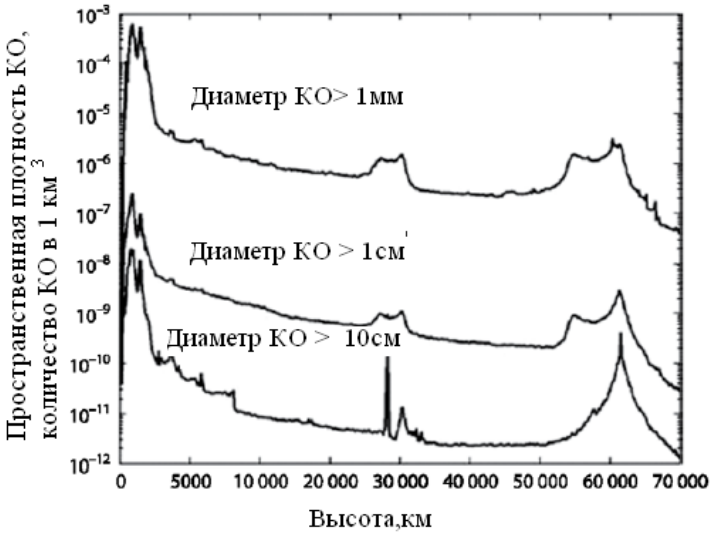

Рисунок 3.1 Распределение пространственной плотности КМ по высотам орбит

Вероятность не пробоя оболочки КА частицей МКМ, тоже носит случайный характер и определяется также из закона Пуассона

$$P_2 = e^{-N_2} \ , \qquad (3.3)$$

где N2 – число встреч с частицами МКМ, не приводящих к повреждению КА за время его существования.

Тогда вероятность не повреждению КА частицей МКМ равна

$$P=e^{-(N_1+N_2)} \ , \qquad (3.4)$$

Для МКС предусмотрены два интервала вероятностей встречи с крупным фрагментом КМ, определяющие выполнение маневра. Если

вероятность встречи равна 1/10000…1/1000000, то станция осуществляет маневр уклонения, если это не скажется на выполнении текущей программы (прием транспортного корабля и др.). При вероятности от 1 до 1/10000 выполнение маневра уклонения обязательно .

3.2. Техника безопасности при работе с электрическими приборами

Поведение материалов при встрече с фрагментами космического мусора

Для изготовления защитных экранов могут быть использованы различные конструкционные материалы, как однородные, так и композиционные. Конструкция экрана может быть однослойной и многослойной.Листовой металл. Как правило, используются алюминиевые сплавы. При ударе частицы КМ о преграду генерируются высокие давления и температуры, при которых могут расплавиться или даже испариться материал преграды (в точке контакта) и частицы, что приведет к образованию кратера или отверстия в месте контакта, объем которого значительно больше, чем объем частицы. Если размер частицы на 10…15% больше толщины стенки, то при скорости соударения более 7 км / с возможен пробой тонкой стенки и образование трещин в округ кратера. Частица при ударе фрагментирует и эти фрагменты, проникая во внутренний объем КА могут нанести серьезные повреждения оборудованию и коммуникациям. Хрупкие материалы (ФЭП, стекло, керамика и др.) При ударе частицы о хрупкую преграду (иллюминаторы, солнечные батареи, керамические плитки теплозащиты и др.) также образуется кратер или отверстие, размер которых значительно больше, чем в случае пластичного материала. Это происходит в результате низкой прочности на разрыв этих материалов. Армированные пластмассы Если преграда, выполненная из пластмассы, армированной волокном подвергается воздействию частицы МКМ, то также образуются кратеры или отверстия.. В отличие от металлической преграды, форма кратера или отверстия более нерегулярно из-за распада волокон и матричного материала. Поскольку материал преграды, как правило, многослойный то происходит расслаивание слоев, в результате этого зона повреждения имеет значительные размеры. Металлическая пена . Установлено, что наряду с теплоизоляционными и звукопоглощающими свойствами пеноалюминий показывает при деформации сильно нелинейное поведение, характерное для пористых структур. Это свойство может быть использовано для восприятия удара. Электрическая и термическая проводимости пеноалюминия значительно меньше, чем у сплошного металла, а прочностные характеристики лежат в области свойств обычных металлических материалов. Как и вспененные пластмассы, металлические пены обладают отличными энергоабсорбирующими свойствами, но на более высоком уровне прочности. Материал хорошо обрабатывается пилением, сверлением, фрезерованием, обточкой. В качестве способов соединения могут быть использованы склеивание, пайка или

специальная сварка. Металлическая сетка. Как показал эксперимент , частица, проходя через сетку, частично разрушается, теряя при этом скорость, мелкие фрагменты, образовавшиеся в результате разрушения частицы, образуют облако. Частицы, составляющие облако обладают меньшей энергией и их воздействие на преграду распределено по большой поверхности, что значительно снижает эффект их воздействия на преграду. Тканые материалы . Текстильные материалы Кевлар, Армос, Терлон и др. применяются для изготовления текстильной брони. Для получения защитных тканых материалов используют параармидные или полиэтиленовые волокна. Полученные на их основе материалы обладают высокими механическими характеристиками: плотность – 0,97…1,7 г/см3 , модуль упругости – 80…330 ГПа, предел прочности – 1,5…6 ГПа, удлинение при разрыве – 1,5…6% и прочность на сжатие – 1,4…2,6 ГПа. Трехслойные панели. Трехслойные панели состоят из двух листов, как правило, алюминиевого сплава толщиной 0,5…1,2 мм, между которыми размещаются соты из алюминиевой фольги, соединенные с помощью клея. Трехслойные материалы широко применяются в конструкциях КА.

Конструкция защитных экранов

Мелкий КМ, находящийся в ОКП можно подразделить на различные фракции по размеру и происхождению. В таблице 3.1, приведена классификация космического мусора по размеру, в соответствии с моделью MASTER 2009 (2001)/ .

Таблица 3.1 Классификация КМ по его размеру космического мусора

Наименование	Происхождение	Диапазон размеров частиц
Выведение на орбиту и технологические операции на орбите (раскрытие антенн, солнечных батарей и др.)	Последние ступени ракет носителей, разгонные блоки, отбрасываемые элементы конструкций, при раскрытии солнечных батарей и антенн, иглы Уэстфорда, запущенные США в начале шестидесятых годов и, др.	0,5 мм ... 4 мм (Уэстфорд Иглы) и 10 см ... 10 м
Фрагменты	Фрагменты, образовавшиеся в результате взрывов и столкновений	0,1 мм ... 10 м
Капли жидкости	Капли жидкостей, вытекающие из поврежденных емкостей и радиаторов	2 мм ... 4 см
Частицы шлака	Крупные частицы, выделяющиеся во время окончания работы двигателей твердого топлива	0,1 мм ... 3 см
Частицы пыли	Мелкие частицы, выделяющиеся во время работы твердотопливных ракетных двигателей	1 мкм ... 80 мкм
Чешуйки краски	Образуются в результате деградации поверхности КА	2 мкм ... 0,2 мм
Экстракция	Выбросы материала, образующиеся в результате ударов микрометеоритов и частиц космического мусора о корпус КА	1 мкм ... 5 мм

Отработка конструкции защитных экранов в условиях космического полета не возможна, ввиду большой стоимости запуска, поэтому разработка защитных экранов ведется на основе лабораторных экспериментов и математического моделирования. Результаты, полученные при экспериментах на отдельных образцах, устанавливаемых на КА, не позволяют оценить достоинства и недостатки защитных экранов. Ниже рассмотрены различные варианты, предлагаемых конструктивных решений защитных экранов. Эффективность защиты КА от воздействия частиц МКМ зависит: от расположения экрана относительно защищаемой конструкции, от толщины экрана, материала из которого изготовлен экран и от угла падения частицы.

На рисунке 3.2 показана схема моделирования, исследовалось влияние материала и толщины экрана, расстояния между экраном и защищаемой конструкцией и угла встречи частиц с экраном на защитные качества экрана.

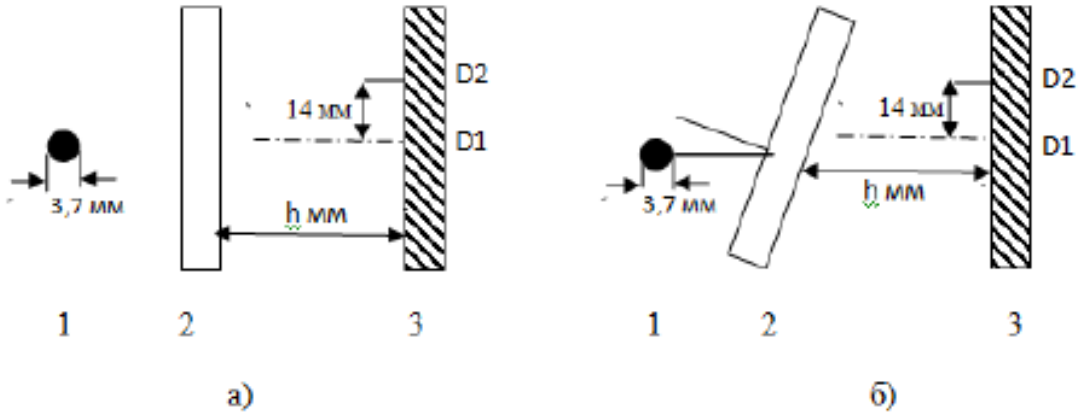

Рисунок 3.2 Схема моделирования толщины экрана а) прямой экран, б) наклонный экран; 1 – частица; 2 – защитный экран; 3 – конструкция (Al), толщина 3 мм, D1,D2 – датчики регистрации параметров нагружения.Форма частицы сфера диаметром 3,6 и 5 мм, скорость соударения 6 км/с и 10 км/с.

В результате моделирования были получены следующие результаты. В таблице 3.2 приведено влияние материала экрана на условия пробития частицей МКМ. Приняты следующие обозначения: P1 — максимальное давление в датчике D1; P2 — максимальное давление в датчике D2; P1(Al) —максимальное давление в датчике № 1 при использовании экрана из Al толщиной 3,7 мм и величине h = 37 мм. Результаты расчетов свидетельствуют о большей эффективности экранов из легких материалов. Полученные результаты горят о том, что материалы из группы органо и углепластиков целесообразно использовать для создания экранной защиты КА и ОС.

Таблица 3.2 Влияние материала экрана на эффективность защиты

Материал экрана	Al	Fe	W	Органопластик
P1/p2(Al)	1	2,56	4,22	0,72
P2/p1	0,44	0,17	0,11	0,46

В таблице 3.3 показано влияние толщины экрана δ на пробитие, при условиях эксперимента, приведенных выше. Характерно, что уменьшение толщины экрана в 2 раза приводит к увеличению нагрузки на защищаемую конструкцию в 3 раза, а установка экрана толщиной 6 мм способствует снижению нагрузок всего на 5–7%. Снижение толщины экрана способствует уменьшению расходимости запреградного потока и меньшей делокализации энергии ударяющей частицы. Из расчетов следует, что толщина экрана должна быть не менее характерного размера частицы из того же материала.

Таблица 3.3 Влияние толщины стенки экрана на эффективность защиты

δ мм	1,85	3,7	6
P1/p2(Al)	3,11	1	0,93
P2/p1	0,07	0,44	0,48

В таблице 3.4 показано влияние расстояния между экраном и защищаемой конструкцией. Увеличение зазора в 6 раз приводит к снижению пикового давления на защищаемую конструкцию в 30 раз. Поверхность, защищаемой конструкции нагружается более равномерно, что следует из сопоставления нагрузок, возникающих в 1ом и 2 ом датчиках. Таким образом, величина зазора между экраном и защищаемой конструкцией должна быть не менее 15–20 характерных размеров ударяющей частицы.

Таблица 3.4 Влияние зазора между экраном и стенкой на эффективность защиты

h мм	10	20	40	60
P1/p2(Al)	4,8	1,6	0,61	0,18
P2/p1	0,034	0,21	0,73	0,91

В таблице 3.5 приведено влияние угла встречи с экраном. При использовании наклонных экранов нагрузки на стенку могут существенно возрасти, за счет более интенсивного откола от задней поверхности экрана.

Таблица 3.5 Влияние угла падения частицы на эффективность защиты

Толщина наклонного экрана, мм	1,85	3,7
Максимальное давление в датчиках 1 (2)	84 (40)	77 (50)

Экраны могут быть однослойные и многослойные.

Однослойные экраны

Однослойный экран представляет собой металлический лист, который не способен защитить основную конструкцию КА при соударении с частицей МКМ размером более толщины материала экран, при этом в случае не пробоя на противоположной стороне происходит откол материала стенки экрана. Эти осколки обладают достаточно большой скоростью и способны нанести серьезные повреждения несущим конструкциям и механизмам КА. Для предотвращения разлета осколков на обратную поверхность экрана наклеивается слой ткани (кевлар) или пенопласта. На рисунке 3.3 приведен вариант экрана для защиты топливных баков, разработанный на основе экспериментальных исследований.В качестве частиц МКМ использовались алюминиевые шарики диаметром 1,5… 2,5 мм при скоростях соударения 2,03… 3,95 км/с. Стенка экрана имеет толщину 1,7 мм, толщина стенки бака – 1,9 мм, расстояние между ними – 38 мм.

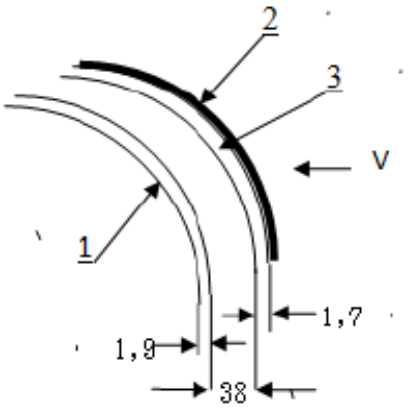

Рисунок 3.3 Вариант экрана для защиты топливных баков: 1 – стенка бака; 2 – ЭВТИ; 3 – стенка экрана.

Экран, выполненный из трехслойной панели также можно считать однослойным.На рисунке 3.4 приведена конструктивная схема трехслойной панели (А) и форма деформации сот, после удара (Б). Если при ударе частицы МКМ происходит пробой переднего листа, то происходит деформация (выпучивание и) стенок сот. В случае пробития заднего листа происходит разрушение панели (отрыв сот и т.п.). При попадании частицы на ребро сот происходит интенсивное разрушение сотовой конструкции.

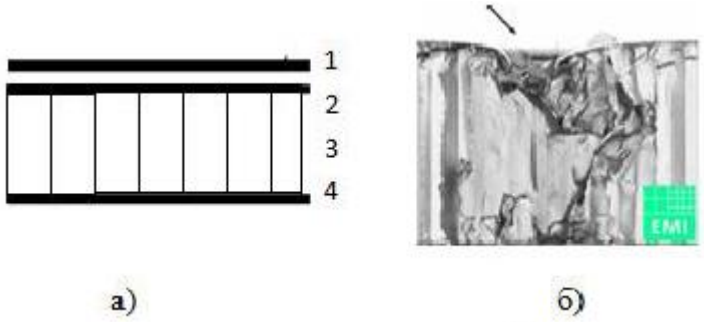

Рисунок 3.4 Экран из трехслойной панели: а) - конструктивная схема панели; б) – разрушенная панель (диаметр частицы 1,75 мм, скорость 7,2 км/с, угол падения 450); 1 – ЭВТИ; 2 – передняя стенка; 3 – соты; 4 – задняя стенка.

Однослойные экраны, не смотря на их простоту и низкую стоимость, не нашли широкого применения в качестве защитных экранов КА. Применяются многослойные экраны способные выдержать соударение с крупными частицами.

Многослойные экраны

Двухслойный экран. Эффективность защитного тонкостенного экрана может быть значительно улучшена за счет использования, двух тонкостенных экранов, разнесенных на некоторое расстояние. На рис 3.5 приведена конструктивная схема двухслойного экрана, состоящего из двух металлических листов. Если частица пробивает первый тонкий экран, высокие давление и тепло, возникающие при соударении, приводят к фрагментации, плавлению или даже испарению частицы. В результате образуется облако космического мусора, состоящее из мелких фрагментов разрушившейся частицы и отколовшихся от стенки осколков. Частицы, составляющие облако распределяются по большой площади поверхности второго экрана, а, следовательно, обладают меньшей пробивной энергией. Частицы облака либо не способны пробить вторую стенку экрана, либо в случае пробоя еще больше фрагментизируются и теряют скорость. Защитные свойства подобных экранов крайне низкие, он способен защитить корпус КА при встрече с частицей небольшой массы и малой скорости соударения.

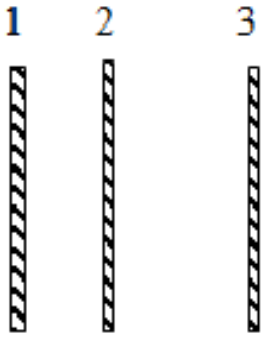

Рисунок 3.5 Двухслойный металлический экран: 1 – передняя металлическая стенка экрана; 2 - задняя металлическая стенка экрана; 3 – стенка корпуса КА

Пятислойная панель. На рис. 3.6, приведена конструктивная схема экрана состоящего из трех металлических листов разделенных слоями сот. Конструкция более эффективна, чем трехслойная панель, но имеет аналогичные недостатки и не защищает от частиц МКМ средней величины (4...6 мм).

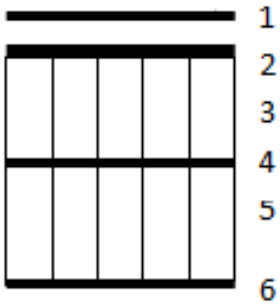

Рисунок 3.6 Пятислойная панель: 1 – ЭВТИ; 2 – передний лист; 3 - соты; 4 – средний лист; 5 – соты; 6 – задняя стенка

Наиболее эффективным средством защиты от частиц КМ различных размеров могут служить защитные экраны, выполненные в виде сэндвич панелей – панелей, состоящих из слоев различных материалов. На рисунке 3.7 приведены конструктивные схемы экранов.Экран из сотопанелей способен защитить КА при встрече с крупной частицей. На первой и второй сетках происходит дробление частицы на более мелкие фрагменты, которые обладают меньшей массой и энергией, по сравнению с исходной частицей, что значительно снижает пробивную мощность частицы. Но панель такой конструкции обладает значительной массой. Для установки экранов требуются дополнительные конструкции, которые имеют массы и объемы. Экран из пенопанелей работает аналогично экрану из сотопанелей, но обладает более высоким энергопоглащением, а, следовательно, и более эффективно защищает КА..

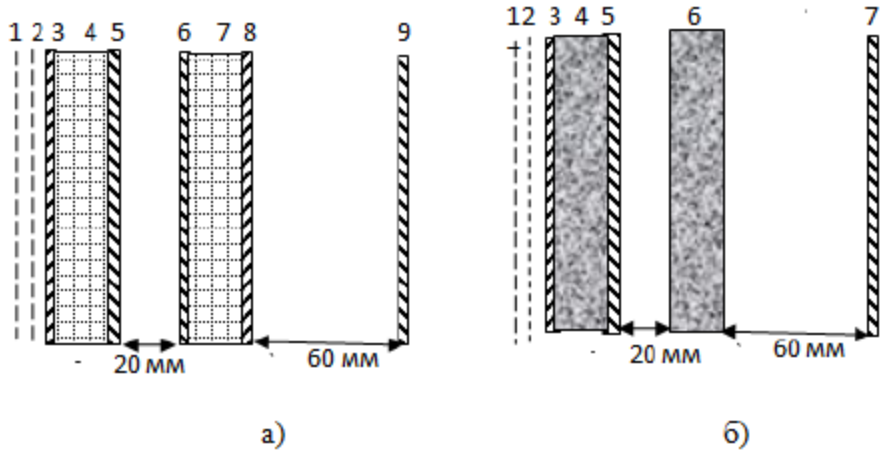

Рисунок 3.7 Конструктивная схема экранов: а) сэндвич - панели с двумя экранами из сотопанелей и сетки: 1,2 – сетка из толстой проволоки; 3,5,6,8 – алюминиевые стенки (толщиной 1,5…3 мм); 4,7 – соты алюминиевые; 9 несущая конструкция КА; б) сэндвич - панели с двумя экранами из пены и сетки 1,2 – сетка из толстой проволоки; 3,5 – алюминиевые стенки (толщиной 1,5…3 мм); 6 – заполнитель из алюминиевой пены; 7 несущая конструкция КА

Более перспективными представляются защитные экраны, выполненные с использованием алюминиевой пены и промежуточной металлической стенки. На рисунок 3.8 представлена конструктивная схема защитной панели с использованием двух пеноэкранов и металлического экрана между пенопанелями.

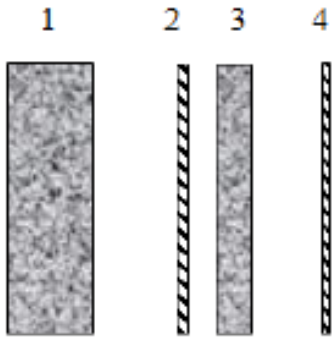

Рисунок 3.8 Конструктивная схема экрана с панелями из алюминиевой пены: 1 – первый экран; 2 – металлическая стенка; 3 – второй экран из пены; 4 – конструкция КА

Работа экрана из пены аналогична работе экрана из двух сотопанелей. Поскольку, пена обладает высоким энергопоглощением, то необходимости в дроблении частицы нет. В случае пробоя первого пеноэкрана частица, потерявшая большую часть своей энергии, встречает металлический экран, который задерживает ее. В случае пробоя стенки раздробленная частица и осколки стенки задерживаются вторым пеноэкраном. Для защиты европейского модуля МКС «Колумбус», переходных отсеков между

BODE 2 и BODE3 и транспортного корабля ATV применяются защитные панели с использованием ткани Кевлар . Материал, из которого изготовлены панели, позволяет придавать экрану любую форму, что упрощает крепление защиты на КА. На рисунке 3.9 приведена конструктивная схема сэндвич панели с использованием ткани Кевлар.

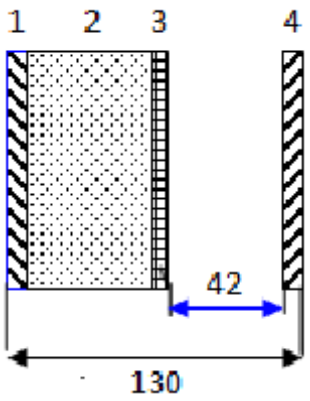

Рисунок 3.9 Конструктивная схема защитного щита «Коламбоса»: 1 – алюминиевый лист толщиной – 2,5 мм; 2 – наполнитель — Кевлар+Nextel+эпоксидная смола; 3 – теплоизоляция, приклеенная к стенке; 4 – задняя стенка толщиной 4,5 мм

Поведение композитной сэндвич панели под воздействием частицы МКМ в значительной степени зависит от химического состава материала, размера жил, и его кондиционирование (однонаправленный планировка вверх, ткани). Распределение различных компонентов структуры также важно. Возможны три вида повреждения: пробой, образование облака осколков и загрязнение. Возможны два вида композитных сэндвич панелей , состоящих из комбинации сотовых панелей, ткани Кевлар и панелей из углеродного волокна. На рисунке 3.10, приведены схемы сэндвич панелей с использованием композитных материалов.

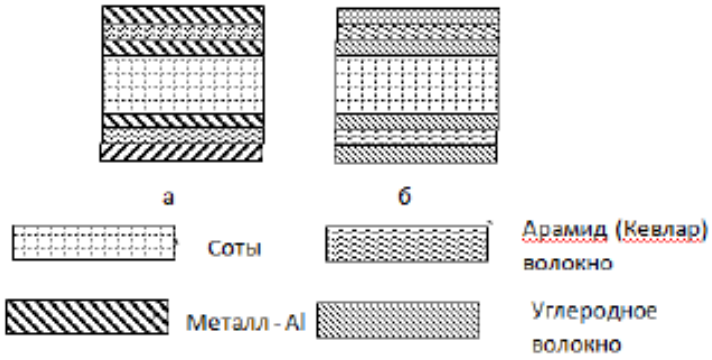

Рисунок 3.10 Сравнение различных конструкций защитных экранов

Композитная сэндвич панель защитного экрана состоит из двух слоев композиционного материала с заполнителем между ними, он

устанавливается на некотором расстоянии от защищаемой конструкции. Экран изготавливается при помощи намотки из углеродного волокна НМА 2236. Структура может также сочетаться с экранирующими слоями препрегов ткани пропитанные клеем Scotweld . Применение углеродных волокон повышает прочностные характеристики экрана. Применяемая панель изготавливается из углеродных (намотка 450, толщина 0,2 мм) и армидный (намотка 450, толщина 0,2 мм) волокон соответственно с закладными восьмиугольными элементами (118048 элементов). Панель испытывалась на ударные нагрузки ударником с высокой скоростью, при заданных скоростях имело место пробитие панели, но скорость частицы после пробития была близка к нулю. По результатам анализа, рассмотренных вариантов конструкции защитных экранов предлагается следующая конструкция экрана.

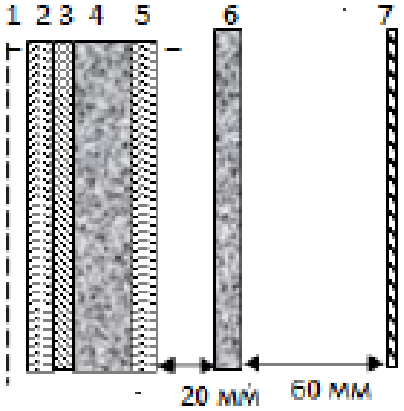

Рисунок 3.11 Предлагаемый вариант конструкции экрана

Экран состоит из: 1 – сетка (диаметр проволоки 1,4…2,0 мм), предназначенная для дробления крупных частиц (менее 100 мм); 2 – слой ткани Кевлар задерживающей мелкие фрагменты, образующиеся при разрушении частицы; 3 – слой из углеродного материала, задерживающий крупные фрагменты; 4 – наполнитель из пеноалюминия, выполняющий основную защитную функцию; 5 – слой ткани Кевлар, задерживающий проникшие осколки ; 6 – страхующая панель из пеноалюминия; 7 – защищаемая конструкция. Приближенные параметры экрана и его составляющих, приведены в таблице 3.6

Таблица 3.6 Примерные характеристики экрана и его составляющих

Материал	Марка материала	Толщина, мм	Поверхностная плотность, кг/м^2
Сетка	313-1,4-20Х13 ГОСТ 3306-88	1,4	4,5
Бронеткань	Армос, артикул 5363/11-91	2,5	0,214
Углепластик	КМУ-9, КМУ-9т		0,15
Пеноалюминий		12	0,3
Бронеткань	Армос, артикул 5363/11-91	2,5	0,214
Пеноалюминий		12	0,3
Общая характеристика экрана		35…40	5,678

Ведутся работы по разработке материалов, позволяющих значительно снизить массу защитных экранов, используя физико-химические свойства материалов. В работе приводится информация о работах по разработке материала способного затягивать любые небольшие повреждения, возникающие при столкновении с частицами МКМ. Однако, подобная защита не в состоянии, при отсутствии защитных экранов, обеспечить защиту КА. В перспективе, применение этих материалов позволит сократить массу защитных экранов на 3%.Снижение массы защитного экрана достигается за счет использования изолированных активных элементов, закрепленных на тканевой основе. При внедрении частицы МКМ (метеорида) происходит химическое превращение активных элементов экрана, приводящее к большому выходу газофазных продуктов и повышению давления на стенки образующегося кратера, что приводит к улучшению фрагментации и увеличению поперечного импульса фрагментов разрушения. Перспективными активными материалами являются композиционные материалы с фторопластовой матрицей и металлическим наполнителем. Экспериментальные данные позволяют оценивать снижение массы защитных экранов КА примерно на 30…40%.

Выводы

В результате анализа рассмотренных конструктивных схем различных защитных экранов можно сделать следующие выводы.

Для изготовления защитных экранов КА, защищающих от воздействия высокоскоростных частиц наиболее эффективны экраны их легких материалов (органо и углепластиков), а толщина экрана должна быть больше чем размер частицы. Экран устанавливается на расстоянии не менее , 20…30 размеров частицы от защищаемой конструкции .

Однослойный экран не способен защитить конструкцию от частицы, летящей со скоростью более 6…7 км/с.

Для защиты от высокоскоростных частиц (скорости соударения более 7 км/с), размером более 5 мм необходимо применять многослойные экраны из сэндвич панелей. Для изготовления панелей необходимо применять материалы, обладающие высокой энергопоглащающей способностью (металлическая мена).

В случае пробития экрана, для защиты от облака, состоящего из фрагментов разрушившейся частицы и осколков разрушенного экрана необходимо устанавливать второй более легкий экран, обеспечивающий защиту.

Заключение

В данном дипломном проекте были рассмотрены датчики первичной информации бортовых систем космического аппарата.Более подробно были рассмотрены датчики угловой скорости и солнечный датчик и их работа в системе ориентации и стабилизации космического аппарата.

В первой главе была проведена классификация бортовых систем космического аппарата,подробно была рассмотрена каждая система.И более широко мы рассмотели систему ориентации и стабилизации космического аппарата.

Во втором подразделе был проведен анализ классификации первичных датчиков бортовой системы КА.

В третьем подразделе были рассмотрены имитационные модели датчиков угловой скорости и солнечного датчика, а именно их работа в системе ориентации и стабилизации космического аппарата.

Во второй главе был произведен расчет затрат на разработку датчиков первичной информации бортовых систем космического аппарата. Цена программного продукта с учетом НДС составила 268449,639 тенге.

В третьей главе мы рассмотрели виды и способы защита космичекого аппарата от столкновения с фрагментами мелкого космического мусора. И провели подробный анализ.

Результаты дипломного проекта показывают, что решение задач были успешно и поставленные цели достигнуты.

Список литературы

1. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета: Учеб. пособие. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. – 448 с.

2. Зеленцов В.В. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли: учебное пособие / В.В.Зеленцов, В.П.Казаковцев.- М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э.Баумана. – 2012. – 174 с.
3. Основы теории полета космических аппаратов /под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. – 608 с.
4. Тарасов Е.В. Космонавтика (Механика полета и баллистическое проектирование КЛА). –М.: Машиностроение, 1977. – 216 с.
5. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов: учебник для вузов. – М.: Дрофа, 2004. – 544 с.
6. Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.: ил.
7. Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие/ БровкинА.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др. Под ред. А.С. Сырова – М. Изд-во МАИ ПРИНТ, 2010. – 304 с.: ил.
8. Проектирование исполнительных органов систем управления движением космических летательных аппаратов: учебное пособие / В.В.Зеленцов и др.; Под ред. Б.Б.Петрикевича. – М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э.Баумана, 2012. – 115 с.
9. Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1986. – 184 с.: ил.
10. Лазарев Ю. Моделирование процессов и систем в MATLAB. Учебный курс. – СПб.: Питер; Киев: Издательская группа BHV, 2005.- 512 с.
11. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1990. – 480 с.: ил.
12. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. – М.: Наука, 1965. – 540 с.
13. Балк М.Б. Элементы динамики космического полета. – М.: Наука, 1965. – 340 с.
14. Гущин В.Н., Панкратов Б.М., Родионов А.Д. Основы устройства и конструирования космических аппаратов: Учеб. пособие для вузов. – М.: Машиностроение, 1992. – 256 с.
15. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета. – М.: Наука, 1979. – 496 с.
16. Штернфельд А.А. Введение в космонавтику. – М.: Наука, 1974. – 240 с.