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

Кафедра СУАТ

«ДОПУЩЕН К ЗАЩИТЕ»

Зав.кафедрой к.т.н., профессор Шынгырбаев М.К.
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)

(подпись) «08» 06 2016 г.

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

На тему: Разработка конструкции солнечного зонтика микроспутника

Специальность 5В074600 Космическая техника и технология

Выполнил(а) Куанов Маирбек Асылбекович (Ф.И.О.) Группа САУЛА-12-1

Научный руководитель Полякова И.М.
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)

Консультанты:

по экономической части:

к.э.н., доцент, Бекнурова А.Ч.
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)

(подпись) «07» 06 2016 г.

по безопасности жизнедеятельности:

Джсебаев М.К., профа., докт. техн. наук
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)

(подпись) «26» мая 2016 г.

по применению вычислительной техники:

(ученая степень, звание, Ф.И.О.)

(подпись) «____» 201___ г.

(ученая степень, звание, Ф.И.О.)

(подпись) «____» 201___ г.

Нормоконтролер: Шынгырбаев М.К., к.т.н., профессор ВАК
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)

(подпись) «08» 06 2016 г.

Рецензент: Д.Т.Н., профессор Байбатшаев М.Ш.
(ученая степень, звание, Ф.И.О.)

(подпись) «____» 201___ г.

Алматы 201__

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

Факультет Аэрокосмических и информационных технологии

Кафедра Системы управления аэрокосмической техникой

Специальность 5В074600 Космическая техника и технология

ЗАДАНИЕ
на выполнение дипломного проекта

Студенту Кусиев Мейрбек Асылбекович
(Ф.И.О.)

Тема проекта Разработка конструкции солнечного зонтика микроспутника

Утверждена приказом по университету № 148 от «19» 10 2015 г.

Срок сдачи законченного проекта «23» мая 2016 г.

Исходные данные к проекту (требуемые параметры результатов исследования (проектирования) и исходные данные объекта):
масса микроспутника - 25 кг.
орбита микроспутника - околоземная - 400 км.

Перечень вопросов, подлежащих разработке в дипломном проекте, или краткое содержание дипломного проекта:
Введение
Классификация и краткая характеристика солнечных зонтиков
Классификация и краткая характеристика микроспутников
Экономическая часть
Часть ОБЖ
Заключение
Список использованной литературы

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей):

1) Классификация космических аппаратов
2) Варианты систем ориентации и стабилизации
3) Сигнальные зоны грубого датчика направления на Солнце
4) Оптическая система датчика наличия Солнца
5) Временные диаграммы формирования управляющих сигналов
6) Сравнение различных датчиков для решения задач КА

Основная рекомендуемая литература:

1) Гущин В.И. Основы устройства космических аппаратов.
2) Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов.
3) Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли.
4) Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов.

Консультации по проекту с указанием относящихся к ним разделов проекта

Раздел	Консультант	Сроки	Подпись
Эконом. часть	Бекишова А.И.	06.04-06.06.16	
БЖД. часть	Дюсебаев М.К.	09.05-05.06.16	
Нормконтроль	Шинкарбаев М.К.	08.06.16	
Основная часть	Полякова И.М.	08.06.16	
Рецензент			

График
подготовки дипломного проекта

Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления научному руководителю	Примечание
Введение	14.03.2016	
Классификация и краткая характеристика солнечных двигателей	31.03.2016	
Классификация и краткая характеристика микроспутников	15.04.2016	
Разработка конструкции солнечного двигателя микроспутника	29.04.2016	
Технико-экономическое обоснование	06.05.2016	
Безопасность жизнедеятельности	06.05.2016	

Дата выдачи задания «03» ноября 2015 г.

Заведующий кафедрой _____ (Шишкарёв М.К.)
(подпись) (Ф.И.О.)

Научный руководитель
проекта _____ (Полякова И.М.)
(подпись) (Ф.И.О.)

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

Аңдатпа

Бұл дипломдық жоба микрожерсеріктің күн датчигінің конструкциясын жобалауға арналған. Орындалған күн сенсор конструкциясы төменгі орбиталды спутниктерге арналған барлық қажеттіліктерін қамтамасыз етеді.

Дипломдық жоба кіріспе, бес бөлім, қорытынды мен пайдаланылған әдебиеттер тізімін қамтиды.

Дипломдық жобада 14 кесте, 21 сурет, 15 әдебиеттер тізімі қолданылды. Дипломдық жобаның жалпы көлемі 61 бет.

Аннотация

Дипломный проект посвящен разработке конструкции солнечного датчика микроспутника. Разработанная конструкция обеспечивает все потребности солнечного датчика для низкоорбитальных космических аппаратов.

Дипломный проект содержит введение, пять разделов, заключение и список литературы.

В дипломном проекте использовано 14 таблиц, 21 рисунок, 15 список литературы. Общий объем дипломного проекта составляет 61 страниц.

Abstract

The diploma project is dedicated to the development of the solar sensor microsatellite design. The developed design provides all the needs of the solar sensor for low-orbit spacecraft.

Graduation project contains an introduction, five chapters, conclusion and bibliography.

The capstone project used 14 tables, 21 figures, 15 literature resource. The total amount of the graduation project is 61 pages.

Введение 7
1 Классификация и краткая характеристика микроспутников 8
1.1 История микроспутников 8
1.2 Классификация современных космических аппаратов 8
1.3 Нагрузки, действующие на микроспутник при выведении и движении по расчетной траектории 11
1.4 Некоторые статистические данные по массовой сводке микроспутника 14
1.5 Системы ориентации и стабилизации 15
2 Классификация и краткая характеристика солнечных датчиков 18
2.1 Солнечные приборы ориентации и стабилизации для КА 18
2.2 Астроориентир и оптические помехи для приборов ориентации и навигации КА 19
2.3 Датчики ориентации и стабилизации на Солнце грубого функционирования 20
2.4 Датчики ориентации и стабилизации на Солнце точного функционирования 22
3 Разработка оптимальной конструкции солнечного датчика для низкоорбитальных спутников 31
3.1 Принцип работы датчика 31
3.2 Модель измерений 31
3.3 Методика калибровки 32
3.4 Результаты экспериментов 34
3.5 Определение поля зрения датчика 35
3.6 Основные технические параметры цифрового солнечного датчика 37
4 Технико-экономическое обоснование дипломной работы 38
4.1 Цели и задачи проекта 38
4.2 Трудовые ресурсы, используемые в работе 38
4.3 Определение трудоемкости выполнения НИР 38
4.4 Расчет затрат на выполнение НИР 39
4.5 Затраты на разработку системы 40
4.6 Цена реализации 48
4.7 Вывод 49
5 Безопасность жизнедеятельности 50
5.1. Оценка вероятности выживания космических тросовых систем при столкновении с частицами космического мусора 50
5.2 Методика определения вероятности выживания КТС 51
5.3 Модели загрязнения околоземного космического пространства 53
5.4 Затраты на разработку системы 54
5.5. Выводы 58
Заключение 60
Список литературы 61

Введение

Как определить свое местоположения в трехмерном пространстве?! Все зависит от системы координат, ведь на Земле мы привыкли обозначать направления понятиями вверх-вниз, вперед-назад и влево-вправо, однако в условиях космоса эти определение теряет смысл ведь все направления уже равнозначны. Для КА ориентироваться приходится на таких небесных тел как: звезды, Солнце, Луну и Землю. Большинство КА имеет системы ориентации на Солнце, ведь Солнце не только является центральным телом нашей планетной системы и массу превосходящих по отдельности, но и суммарно всех взятых планет.

Система ориентации КА получает от чувствительных элементов-датчиков информацию о положении КА относительно осей ориентации и о характере его углового движения.

Чаще всего применяются электронно-оптические датчики, использующие в качестве опорных ориентиров небесные светила - 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. Инфракрасное излучение объекта, например Земли, удобнее всего регистрировать, поскольку дневная и ночная стороны в этом случае эквивалентны.

Применение конкретных задач для КА дает возможность еще раз убедиться в том, что солнечные датчики имеют большую значимость при создании системы ориентации и стабилизации, так как при различных алгоритмов заданные для КА солнечные датчики применяются почти во всех случаях. Именно для этого случая проект будет основан на создании наивыгодной конструкции солнечного датчика для низкоорбитальных КА.

1 Классификация и краткая характеристика микроспутников

1.1 История микроспутников

Запуск производства малых и микро-спутников в последнее десятилетие стало довольно распространенным явлением из-за огромных достижений в области микроэлектроники, информационных технологий, массового производства и наличия элементов космических систем, в связи с сокращением центрального финансирования на всем пространстве промышленности и быстрые темпы коммерциализации космической деятельности. По этим причинам возник наибольший интерес малых космических аппаратов весом менее 100 кг, которые принадлежат к классу микроспутников. Их вес классифицируется следующим образом: наноспутники (10,1 кг) и пикоспутники (менее 0,1-1,0 кг). Опыт микроспутников показывает, что, принимая во внимание не только вес, но и характеристики системы необходимо ввести подкласс декаспутников весом 10-50 кг. Декаспутники, в отличие от нано и пикоспутников, способны решать самостоятельно важную задачу фундаментальных и прикладных космических исследований. Когда космический аппарат имеет вес 50-100 кг, вы можете решать проблемы, которые требуют участия широкого спектра устройств.

Первый искусственный спутник Земли весом всего 80 кг по современным стандартам был микроспутником. Дальнейшее развитие космической деятельности привело к созданию больших космических. В первые годы освоения космоса из-за высокой стоимости экспериментов каждый КА стремились сделать как летающую лабораторию, которая, естественно, привело к увеличению полезной нагрузки. Стремление увеличить срок активной жизни и повысить надежность за счет элементов избыточности также привело к увеличению общей массы космического аппарата.

1.2 Классификация современных космических аппаратов

Интенсивное освоение космического пространства требует создания космических аппаратов (КА), обеспечивая новое решение конкретных проблем. В настоящее время существует большое разнообразие космических аппаратов, которые решают проблему освоения космоса, народного хозяйства, специального назначения и т.д. (рис. 1.1).

В первом приближении КА можно классифицировать на следующие основные группы.

По назначению:

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

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

в) военные;
г) специальные (спускаемые аппараты).

Ближнего и дальнего космоса:

а) околоземные КА (искусственные спутники Земли, обитаемые орбитальные станции, обсерватории);
б) аппараты для полета к Луне (облетные, десантные, искусственные спутники Луны);
в) межпланетные КА (пролетные, десантные, спутники планет).

По типу двигательных установок:

а) КА с двигательными установками (ДУ) большой тяги (ДУ на химическом топливе, ДУ на ядерном топливе);
б) КА с ДУ малой тяги (плазменные ДУ, электростатические ДУ).

В зависимости от областей использования подразделяются на:

а) Суборбитальные;
б) Околоземные орбитальные, движущиеся по геоцентрическим орбитам искусственных спутников Земли;
в) Межпланетные (экспедиционные);
г) Напланетные (луноходы, марсоходы и пр.).

Для того чтобы отличить спутники разделим их на пилотируемые космические корабли. Пилотируемые космические аппараты в частности, включают в себя все типы пилотируемых космических аппаратов (КА) и орбитальных космических станций (ОС). Несмотря на то, что современные орбитальные станции выполняют свою миссию в области околоземного пространства, их формально можно назвать космическими аппаратами как по традиции так и называются.

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

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

По массовым характеристикам КА принято классифицировать следующим образом:

• фемто – до 100 г;
• пико – до 1 кг;
• нано – 1–10 кг;
• микро – 10–100 кг;
• мини – 100–500 кг;

• малые – 500–1000 кг;
• большие – более 1000 кг.

Следовательно, любой КА с весом больше 10 кг, но меньше 100 кг должен называться микроспутником, а КА с весом от 500 кг до одной тонны будет называться малым космическим аппаратом.

По типу управления КА разделяют на автоматические и пилотируемые. По типу используемых двигательных установок КА различают следующим образом:

КА с двигательными установками большой тяги, КУ с двигательными установками на ядерном топливе, КУ на двигательных установках на химическом (жидком или твердом) топливе.

Различают КА по областям использования – ближнего и дальнего космоса.

КА для ближнего космоса: околоземные КА (спутники, обсерватории, обитаемые орбитальные станции). КА для дальнего космоса: межпланетные КА (спутники планет, десантные, пролетные).

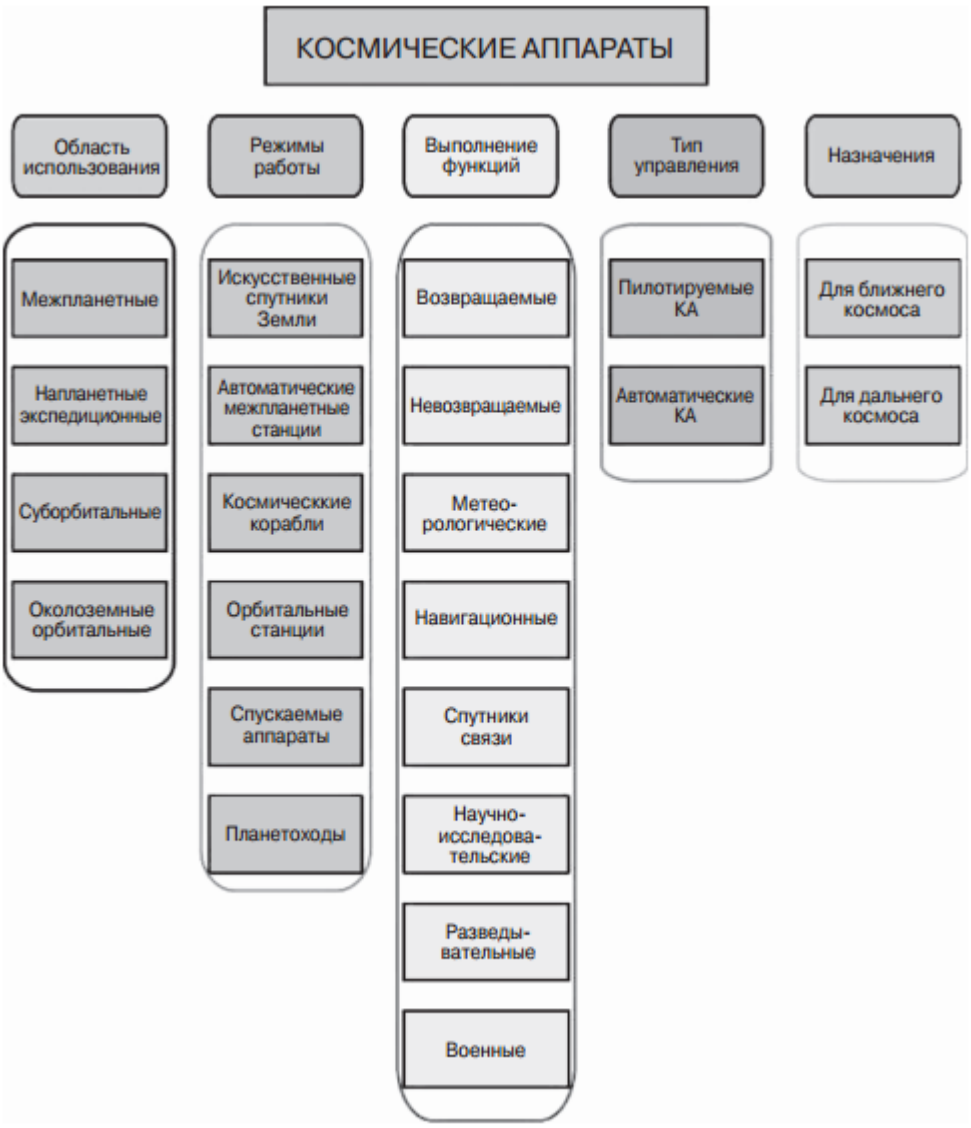


Рисунок 1.1 Классификация космических аппаратов

1.3 Нагрузки, действующие на микроспутник при выведении и движении по расчетной траектории

1.3.1 Характер нагрузок

Нагрузки, определяющие принципы построения силовой схемы агрегатов и их прочностные характеристики, подразделяются на ряд типов:

—наземной эксплуатации и предстартовой подготовки (транспортировка, такелажные операции, подъем в вертикальное положение, стоянка на старте при воздействии ветра);

—активного участка полета (тяга двигателей разгонных ступеней и инерционные силы, аэродинамические силы с учетом порывов ветра и струйных течений, вибрации с широким спектром частот 10...2500 Гц вследствие пульсации тяги и колебаний компонентов топлива в трубопроводах из-за колебаний корпуса при прохождении критического числа $м$ = 0,9...1,1);

—разделения ступеней, раскрытия элементов, стыковки объектов (срабатывание пиротехнических и прочих замков-толкателей, установка на замки раскрывающихся элементов, работа стыкующих элементов, демпферов);

—номинальной работы агрегатов (внутреннее давление в камерах двигателей, в баллонах, баках, в пневматических и пиросистемах, в приборных отсеках, рабочие нагрузки подвижных механизмов);

—входа в атмосферу (аэродинамические, инерционные нагрузки);

—парашютирования (нагрузки при раскрытии парашюта);

—посадки (нагрузки при контакте с поверхностью планеты).

1.3.2 Особенности учета типовых нагрузок для большинства конструкций КА

Система транспортировочных и такелажных точек выбирается таким образом, чтобы наземные напряжения не превышали полетных. В том случае, если системы крепления статически определимы, легко определяются их расчетные случаи. Поскольку такелажные и транспортные операции происходят в присутствии людей, вблизи дорогостоящего оборудования, коэффициент безопасности для этих видов нагружения f= 2,0. Транспортировочные перегрузки достигают значений n = 2...4.

На активном участке полета максимальное нагружение элементов КА имеет место в конце работы одной из ступеней, когда текущее значение тяги максимально, а масса минимальна (n_x = 3...12).

Особое значение имеет момент отсечки тяги первой ступени, когда ракета испытывает максимальное знакопеременное колебательное нагружение. При этом действующая нагрузка может в два и более раз превышать значение, определенное без учета динамики отсечки тяги. При анализе такого нагружения

ракета-носитель приводится к модели, состоящей из дискретных масс, соединенных пружинами.

Полетные вибрации имеют сложный спектр, характеризуемый экспериментальной монотонно возрастающей функцией "продольная перегрузка - частота" n_x - ν (табл. 1.1). Продолжительность действия вибраций τ приводится для типичного носителя со временем выведения около 750 с.

Таблица 1.1

Полетные вибрации

Продольная перегрузка, n_x	1….2	2….4	3	4….10	7….12
Частота вибраций, ν,Гц	5-10	10-50	50-100	100-500	500-1000
Продолжительность, τ,с	150	180	200	600	750

Эти характеристики однозначно определяют амплитуду колебаний, мм:

$$a = \frac{250 \cdot n}{\nu^2}, \qquad (1.1)$$

Очевидно, при больших частотах амплитуды малы (ν = 2500 Гц, n = = 12, a = 0,8 мкм) и опасности для прочности не представляют.

Для прочности крепления отдельных блоков большое значение имеют частоты, близкие к их собственным (20... 100 Гц). В этом случае к максимальным значениям статической перегрузки добавляются виброперегрузки ($n_в$ = 1...2). Коэффициент безопасности при этом берется минимальный f= 1,2...1,3.

Для аэродинамических обтекателей расчетными принимаются условия при максимальном напоре (около 0,15 МПа) и при угле атаки около 3...5°.

Разделение ступеней производится обычно с помощью пиротолкателей, пироболтов и детонирующих удлиненных зарядов, перерезающих неразъемные соединительные элементы.

Раскрытие складываемых агрегатов при выведении на орбиту для уменьшения габаритов аппарата (антенн, солнечных батарей, научно-исследовательских приборов) осуществляется с помощью пружин, торсионов или других приводов.

Вследствие разброса в моментах трения шарниров, в жесткости кабельных жгутов, соединяющих секции механизмов, раскрываемые устройства могут получать энергию, вызывающую повышенные угловые (и линейные) скорости движения (ω= 1... 1,5 рад/с).

Кинетическая энергия движущихся элементов $K = \frac{I \cdot \omega^2}{2}$ (I- момент инерции движущихся элементов, ω- их угловая скорость) должна компенсироваться энергией деформации опорных элементов.

Задаваясь формой деформации, из равенства энергий определяются напряжения элементов конструкции, причем часть кинетической энергии может быть воспринята тормозящими устройствами (прокладками, пружинами). Для этих случаев коэффициент безопасности вводится повышением расчетной угловой скорости: $\omega_{расч} = 1{,}2 \cdot \omega_{эксп}$.

Максимальные значения перегрузок могут достигать до нескольких сотен при переходе в другую атмосферу, а аппарат с большой частотой и амплитудой может вращаться вокруг центра масс. Эти затухающие колебания при достаточно стабильном направлении перегрузок вдоль вектора скорости центра тяжести аппарата приводят к сложному пространственному нагружению конструкции.

Для спускаемых аппаратов оказывается целесообразным использование элементов, демпфирующих колебания. Их масса оказывается меньше утяжеления всей силовой конструкции. Коэффициент безопасности при этом f= 1,5.

Нагрузки, возникающие при раскрытии парашюта, носят динамический характер. Коэффициент динамичности $f_д$ = 2,0. Коэффициент неравномерности распределения усилий по стропам парашюта $f_и$ =1,5.

Для расчета нагрузок при посадке существенную роль играют характеристики поверхности. Если не вводятся особо тяжелые условия посадки, можно принимать:

Наклон поверхности $10\ldots15^0$

Прочность:

—верхний предел (для пенобетона) 200...300 Н/ $см^2$

—нижний предел (для песка) 10...30Н/$см^2$

— коэффициент трения μ= 0,25...0,5

Принимается, что продольная ось аппарата в момент посадки может быть наклонена к вертикали на 10°. В соответствии с допустимыми перегрузками подбирается амортизация.

Коэффициент безопасности f= 1,2.

Влияние глубокого вакуума на конструкционные материалы

Среда с давлением $p < 10^{-6}$ Па считается глубоким вакуумом.

Условия космического полета характеризуются чрезвычайно низким давлением окружающей среды $p = 10^{-8}\ldots10^{2}$ Па.

В земных условиях можно достигнуть давления $p=10^{-4}$ Па только в хороших барокамерах; минимальное давление, которое удалось достигнуть в настоящее время, составляет около $p=10^{-7}$ Па.

При выходе в космос начинается газовыделение аппарата. В этом процессе участвует теплозащитная обмазка, пластмассы и даже конструкционные материалы. Газовыделение уменьшается со временем и зависит от температуры поверхности.

Глубокий вакуум вызывает испарение конструкционных материалов, их покрытий, унос пластмасс, испарение смазок в трущихся парах. Если толщина

уноса достигает значений около 10^{-4} мм, изменяются оптические свойства поверхности; при уносе 0,5... 1 мм ставятся под сомнение прочностные свойства конструкции, возможна проницаемость герметических отсеков.

1.4 Некоторые статистические данные по массовой сводке микроспутника

Конструкция корпуса. Конструкция состоит из корпуса, приборных рам, системы отделения от носителя, кронштейнов и механизмов раскрытия и крепления выносных элементов. Масса конструкции $m_{констр} = (0{,}12...0{,}25)/m_{мкр}$. Нижнее значение относительной массы конструкции относится к крупногабаритным, масса которых определяется нагрузками на участке выведения на орбиту $m_{консгр} = (0{,}12...0{,}15)m_{микр}$.

Система энергопитания (СЭП). В настоящее время в качестве типичных источников энергопитания применяются аккумуляторы, солнечные батареи с аккумуляторами, топливные элементы, радиоизотопные источники.

Масса СЭП зависит от типа источника тока. Относительная масса СЭП: $w_{КОНСТр} = (0{,}08...0{,}25)m_{мкр}$. Нижнее значение относится к с солнечными батареями и буферными химическими элементами (аккумуляторами). Верхнее значение относительной массы у = 7... 10 СЭП соответствует химическим элементам. Солнечные батареи в целом: конструкция у = 3...6 кг/м^2; фотоэлементы у = 3,5...4,5 кг/м^2.

Система терморегулирования (СТР). Масса системы терморегулирования зависит от величины тепловыделения аппаратуры и систем . Относительная масса СТР: $m_{стр} = (0{,}012...0{,}035)m_{мкр}$, причем нижнее значение относится к малогабаритным с небольшим уровнем тепловыделения и простейшими, как правило, пассивными системами терморегулирования. Верхнее значение относительной массы системы терморегулирования касается с большим тепловыделением и сложной системой терморегулирования с жидкостными контурами, радиаторами и т.п.

Система управления (СУ). Система управления зависит от назначения аппарата и программы его функционирования. Относительная масса системы управления $m_{су} = (0{,}050...0{,}100)m_{мкр}$. Нижнее значение-для простейших микроспутников. Верхнее значение-для многофункциональных микроспутников.

Система ориентации и стабилизации (СОС). Масса системы ориентации и стабилизации зависит от типа системы (активная или пассивная), а для активных СОС - от времени работы: $m_{сос} = (0{,}08...0{,}15)m_{мкр}$. Нижнее значение касается работы от нескольких дней до нескольких месяцев, а верхнее - со временем работы года.

Антенно-фидерные устройства (АФУ) и кабельные сети (БКС). Относительная масса антенн и фидерных устройств $m_{АФУ} = (0{,}008... ...0{,}025)m_{мкр}$. Относительная масса кабельной сети $m_{БКС} = (0{,}06... ...0{,}10)m_{мкр}$.

Бортовой радиокомплекс (БРК). Приведены некоторые массовые данные (в кг) относительно бортового радиокомплекса:

—аппаратуры радиолинии святи 3...5
—аппаратуры радиоконтроля орбиты 8... 15
—телеметрические системы (15 кг ≤ $m_{мкр}$ < 150 кг) 40...50

Электронная аппаратура (ЭА) различных систем:

$m_{ЭА} = (0,20...0,60)m_{мкр}$.

Некоторые другие массовые соотношения. Плотность размещения аппаратуры в приборном отсеке: р = 10...100 кг/м^3. Масса приборного отсека с аппаратурой (гермоконтейнер, приборная рама, воздуховоды и т.п.): р = 600... 1000 кг/м^3.

Относительная масса топливных баков (ТБ): $a_{ТБ}$ = 0,05...0,10.

Масса баллонов со сжатым газом, находящимся под давлением 5...15 МПа, - р= 1500...2000 кг/м^3.

Баллон с пропаном при давлении 0,3...0,6 МПа имеет плотность 1500 кг/м^3.

1.5 Системы ориентации и стабилизации

Угловой стабилизацией называется движение КА вокруг центра масс на тех участках траектории, где полет протекает со значительными ускорениями: при коррекции орбиты, переходе с одной орбиты на другую, переходе на траекторию спуска и т.д. В эти сравнительно кратковременные моменты, когда работает двигательная установка, для обеспечения нужного направления приращения скорости необходимо сохранять неизменным пространственное угловое положение КА.

Системы угловой стабилизации требуют и значительных затрат энергии, поскольку они работают при сравнительно больших возмущающих силах и моментах.

Угловая стабилизация КА не является самостоятельной задачей, а преследует вспомогательные цели при управлении движением центра масс КА.

Ориентацией КА называется управление угловым движением КА на участке свободного полета, т.е. ориентация КА - это придание его осям определенного положения относительно заданных направлений.

Для искусственных спутников Земли 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. Если искусственный спутник Земли совершает полет по круговой орбите, то ось крена совпадает с касательной к орбите.

Системы ориентации, таким образом, в отличие от угловой стабилизации действуют в условиях малых возмущающих сил и моментов.

Необходимость в ориентации КА возникает:

- при получении энергии за счет работы солнечных батарей;
- при навигационных измерениях;
- при проведении научных исследований;
- при проведении исследований в интересах народного хозяйства;

- при передаче информации на Землю с помощью остронаправленной антенны;
- перед включением тормозного или разгонного двигателя с целью изменения траектории полета КА.

Ориентация КА требует поддержания заданного положения либо постоянно, либо кратковременно.

В отличие от стабилизации ориентация не оказывает влияния на положение центра масс КА.

Системы ориентации и стабилизации нередко выполняются с учетом их тесного взаимодействия и используют одни и те же датчики.

По числу ориентированных осей КА 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 КА.

В то время как системы стабилизации используются как исключительно активные, системы ориентации - как активные, так и пассивные.

К пассивным системам ориентации относятся: гравитационная, инерционная, аэродинамическая и ряд других, т.е. таких, которые для своей работы не требуют затрат энергии, запасенной на борту КА. Они отличаются высокой экономичностью. Вместе с тем области их применения ограничены.

К системам, требующим для своей работы определенной энергии, запасаемой на борту КА, или массы, т.е. активным системам, относятся: реактивные двигатели ориентации, инерционные маховики, электромагнитные устройства и др.

Преимуществом активных систем является их гибкость, возможность обеспечить разворот КА в нужном направлении с требуемой угловой скоростью.

Для пилотируемых КК различают системы автоматические и неавтоматические в зависимости от степени участия космонавта в их функционировании.

В автоматических системах ориентации управление осуществляется по командам с Земли, либо от бортовых систем управления.

Система ориентации КА получает от чувствительных элементов-датчиков информацию о положении КА относительно осей ориентации и о характере его углового движения.

Чаще всего применяются электронно-оптические датчики, использующие в качестве опорных ориентиров небесные светила - 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. Инфракрасное излучение объекта, например Земли, удобнее всего регистрировать, поскольку дневная и ночная стороны в этом случае эквивалентны.

В качестве прибора, регистрирующего угловое положение КА, может быть использован ионный датчик.

Применяются также чувствительные магнитные элементы, позволяющие определить положение КА относительно магнитного поля Земли.

Гироскопические датчики используют свойство быстровращающегося волчка сохранять неизменным направление в пространстве.

Электрические сигналы с датчиков поступают в преобразующее устройство, которое осуществляет:

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

- логические операции, необходимые для правильного функционирования системы ориентации.

Варианты систем энергопитания микроспутника представлены на рис. 1.2

Поскольку на вращающийся КА будут действовать внешние возмущающие моменты (гравитационный, магнитный, аэродинамический) от управляющих рулевых двигателей, то возникает прецессия. Угловая скорость прецессии при этом:

$$\Omega_{\text{пр}} = \frac{M_{\text{возм}}}{H sin_{\alpha}}$$

где $M_{ВОЗМ}$ - внешний возмущающий момент; $H_{КИН}=J_z\ \omega_z$ - кинетический момент КА;

Рисунок 1.2 Варианты системы и стабилизации

Ориентация вращением обеспечивает точность положения не менее 1 °.

Возможность применения той или иной системы ориентации зависит от высоты орбиты функционирования КА, типа применяемой системы, значений возмущающих моментов и моментов стабилизации.

2 Классификация и краткая характеристика солнечных датчиков

2.1 Солнечные приборы ориентации и стабилизации для КА

Приборы ориентации по Солнцу (ПОС) отличаются большим разнообразием вариантов конструктивных и оптических схем, способов формирования выходной информации. Это связано с тем, что Солнце настолько мощный источник излучения, что вопрос о выделении полезного сигнала из помех практически не стоит, и поэтому при создании приборов отсутствуют ограничения, вытекающие из требований оптимизации пространственно-временной обработки по критерию минимизации влияния помех. Проектировщик солнечных приборов имеет гораздо большую свободу выбора вариантов, чем проектировщик звездных и земных приборов.

По функциональным возможностям и особенностям использования среди солнечных приборов можно выделить четыре группы:

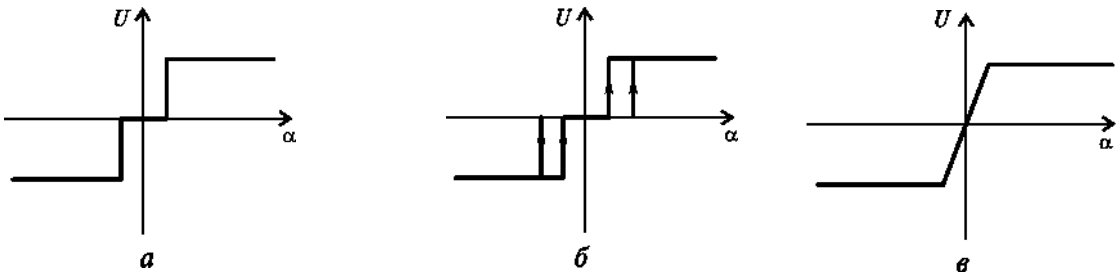
- датчики направления на Солнце грубые (ДНС-Г);
- датчики направления на Солнце точные (ДНС-Т);
- измерители угловых координат Солнца грубые;
- измерители угловых координат Солнца точные.

Обособленной группой являются датчики наличия Солнца, которые применяются для определения нахождения Солнца в их угловом поле. Эти датчики, как правило, устанавливаются соосно блендам звездных приборов и вырабатывают управляющий сигнал на закрытие шторки, установленной за блендой.

Датчики направления на Солнце грубые используются в основном для ориентации солнечных батарей на Солнце путем управления разворотом либо самих солнечных батарей, либо КА в целом (так называемый режим постоянной солнечной ориентации КА). Зависимость выходного сигнала прибора от угла разворота (характеристика управляющего сигнала) относительно направления на Солнце обычно имеет релейный или релейно-подобный характер с большой зоной нечувствительности — несколько градусов. Типичная характеристика управляющего сигнала ДНС-Г представлена на рис. 2.1, *а, б.* Главное достоинство таких приборов — конструктивная простота, высокая надежность, большой срок службы. Типичный вариант их применения — обеспечение постоянной ориентации на Солнце при межпланетных полетах.

Датчики направления на Солнце точные используются для ориентации КА относительно направления на Солнце при выполнении целевых задач. Эти приборы имеют небольшую угловую зону (несколько градусов), где обеспечивается высокая точность определения направления на Солнце (несколько угловых минут), и большую угловую зону поиска — до ±90°, в которой определяются лишь наличие Солнца и знак отклонения оси прибора от

направления на Солнце. Типичная характеристика управляющего сигнала ДНС-



Т представлена на рис. 2.1, *в*.

Рисунок 2.1 Варианты характеристик управляющих сигналов датчиков направления на Солнце ДНС-Г (а, б) и ДНС-Т (в)

Приборы-измерители угловых координат Солнца относительно приборной базы определяют соответствующие углы в большом угловом поле — вплоть до полусферы или даже полной сферы.

Грубые приборы этого типа (точность — единицы градусов) строились на основе дискретного набора чувствительных зон или кодовых масок. В точных приборах (точность до 1') используются широкопольные сканирующие или многоэлементные обзорные системы, в которых благодаря применению вычислительных средств и методов интерполяции удается получить точность 10^{-4} от размера поля обзора.

Из перечисленных типов приборов первые два ДНС-Г и ДНС-Т являются специализированными, предназначенными в основном для ориентации и только в отдельных частных случаях могут обеспечить решение других задач. К универсальным приборам в смысле определения, данного ранее, можно отнести лишь точные измерители угловых координат Солнца. Грубые измерители этого типа с точностью порядка 1° хотя в принципе и могут использоваться для астронавигации, однако их низкая точность обесценивает такую возможность.

С точки зрения конструктивных особенностей, которые мало затрагивают их эксплуатационные характеристики, солнечные приборы можно разделить на два типа — сканирующие (с оптико-механическим сканером) и статические (с многоэлементным приемником). По своим потребительским качествам, включая такие, как надежность, ресурс, эти два типа приборов сегодня примерно равноценны. В сканирующих приборах большой срок службы и высокая надежность достигается использованием тщательно отработанных в течение нескольких десятилетий простых конструктивных решений и технологий.

В статических приборах те же самые характеристики обеспечиваются более универсальными современными средствами — современной элементной базой, современными электронными технологиями. Прогресс в области технологий микроэлектромеханических систем позволяет надеяться на возможность качественных изменений и в создании микросканеров.

2.2 Астроориентир и оптические помехи для приборов ориентации и навигации КА

В целом оптические помехи астроприборов подразделяются на боковые, фоновые и точечные. Источники боковых помех располагаются вне углового поля астроприбора, но из-за светорассеяния в оптической системе их мешающее влияние проявляется в пределах углового поля. При приближении источника этих помех к угловому полю их влияние усиливается, поэтому принимаются те или иные меры, исключающие их недопустимое воздействие на прибор. Фоновые помехи находятся в угловом поле астроприбора. Как правило, им приписывают одинаковую яркость по всему угловому полю. Однако на практике они всегда обладают тем или иным градиентом по полю. Точечные помехи также могут располагаться в угловом поле прибора.

Следует иметь в виду, что одни и те же астрономические источники излучения могут быть как астроориентирами, так и оптическими помехами. Например, звезды в угловом поле звездного прибора могут быть либо астроориентирами, либо точечными помехами. Солнце для солнечных приборов астроориентир, а для звездных приборов — боковая помеха.

2.3 Датчики ориентации и стабилизации на Солнце грубого функционирования

Датчики направления на Солнце, позволяющие ориентировать одну из координатных осей КА или его солнечные батареи с точностью в несколько градусов, весьма распространены в практике космических полетов. В качестве примера такого датчика рассмотрим прибор, который в течение многих лет использовался на различных отечественных КА, а на некоторых используется и сегодня.

Прибор формирует сигналы угловой ориентации его оси визирования относительно направления на Солнце в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Соответствующие углы отклонения обозначаются 0 и у. Угловое поле прибора $(181+^{8})$x$(71^{+4}{}_{-3})°$. В угловом поле выделяется пять сигнальных зон (рис. 2.2): 1—4 — обзорные зоны, Е — центральная зона наличия, А — половина угла перекрытия зон, лежит в пределах от 0,5 до 5°. Угловой размер зоны Е — 48°. При нахождении Солнца в зонах 1—4, Е прибор выдает соответственно управляющие сигналы наличия Солнца НС1, НС2, НС3, НС4, НСЕ. Каждый сигнал выдается замыканием нормально разомкнутого электронного ключа. Допустимый ток коммутации — от 5 до 85 мА, допустимое напряжение — от 6 до 10 В. При пересечении Солнцем границы зон 1—4 имеет место гистерезис от 5 до 30'. Напряжение питания прибора 27-3 В, потребляемая мощность не более 4,2 Вт. Имеется дополнительный обогрев, потребляемая им мощность до 9 Вт, масса прибора не более 2 кг, ресурс 52 000 ч. В приборе содержится три полностью независимых датчика с перечисленными выше параметрами. Благодаря такому резервированию прибор имеет

очень высокую надежность. Каждый из трех датчиков имеет весьма насыщенную деталями, но функционально простую оптическую систему.

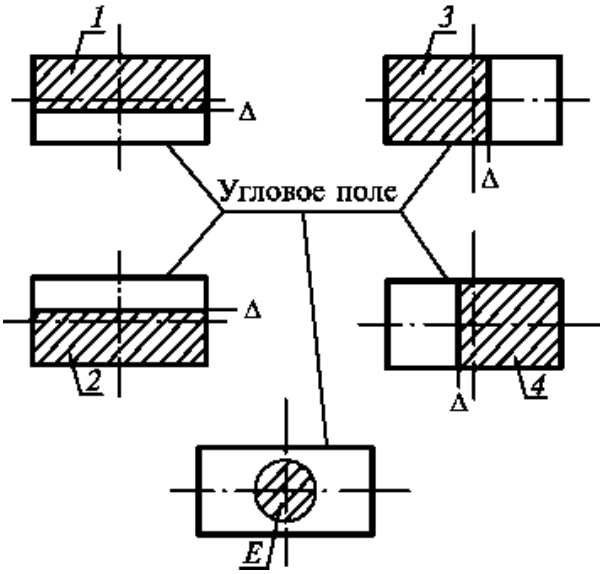


Рисунок 2.2. Сигнальные зоны грубого датчика направления на Солнце

Оптическая система каждого датчика содержит пять оптических каналов:

- оптический канал зоны Е с угловым полем, соответствующим сигнальной зоне Е;
- два оптических обзорных канала с угловым полем 90°30' х 37°30';
- два оптических центральных канала с угловым полем 6°30' х 52°; угловые поля центральных каналов образуют крестообразную область со сторонами, направленными вдоль осей поля зрения всего прибора и симметрично по отношению к ним.

Оптический канал зоны Е содержит объектив, диафрагму углового поля и приемник излучения — фотодиод. Эти оптические элементы совместно с электрической схемой полностью обеспечивают формирование управляющих сигналов для сигнальной зоны Е.

Два оптических обзорных канала и два оптических центральных канала обеспечивают формирование четырех сигнальных обзорных зон. Каждый из двух обзорных каналов имеет два угловых поля 90,5° х 37,5° (две половины поля сигнальной зоны). Эти два поля формируются одной цилиндрической диафрагмой и двумя чувствительными площадками двухплощадочного фото-диода.

Угловые поля каждого из двух центральных каналов формируются плоской диафрагмой и двумя чувствительными площадками фотодиода.

Кроме перечисленных элементов каждый оптический канал содержит светофильтр и расположенный под ним светодиод, который служит для имитации излучения Солнца при различных проверках.

Формирование управляющих сигналов происходит в электрической схеме каждого из трех датчиков, которая в свою очередь имеет аналоговую и

логическую части. Аналоговые части всех оптических каналов идентичны, каждая из них представляет собой усилитель тока, усиливающий ток фотодиода, и пороговое устройство (триггер Шмита) с регулируемым порогом и гистерезисом. Регулируя уровни порогов в разных каналах, выставляют границы зон, величину перекрытия зон и величину гистерезиса. В логической части электрической схемы на основе комбинаторной логики из четырех сигналов оптических обзорных каналов и четырех сигналов оптических центральных каналов формируются управляющие сигналы НС1, НС2, НС3, НС4. При этом сигналы центральных оптических каналов используются для более точного формирования границ сигнальных зон.

Как следует из приведенного описания прибора, выполняемые им функции достаточно просты, в нем отсутствуют механические подвижные элементы. Благодаря этому, а также тройному резервированию прибор обладает высокой надежностью. Однако, так как в нем содержится 15 оптических каналов, более 20 фотоприемных каналов, его изготовление требует весьма высокого технологического уровня производства. Благодаря многим своим положительным качествам, и прежде всего высокой надежности, этот прибор до настоящего времени находит применение на отечественных КА.

В настоящее время разработан современный вариант подобного прибора. В отличие от описанного прибора он формирует аналоговые управляющие сигналы по обеим осям с линейной зоной от -45 до +45° и имеет двойное резервирование. Его основные характеристики:

- размер углового поля (182±10)x(90±12)°;
- диапазон изменения управляющих сигналов в линейной зоне от -6 до +6 В;
- погрешности формирования управляющих сигналов: смещение начального отсчета не более 0,2 В, погрешность крутизны не более 3%;
- потребляемая мощность не более 3,5 Вт;
- масса не более 0,85 кг;
- ресурс 100 000 ч.

Оптическая система прибора построена на основе щелевой оптики и так же, как в предшествующем приборе, весьма проста. В электрической схеме для формирования линейных управляющих сигналов используются двухплощадочные фотодиоды и операционные усилители, определяющие разность сигналов с двух площадок. Нормировка по амплитуде выполняется микросхемой аналогового перемножителя. Этот прибор, как и описанный ранее, позволяет ориентировать КА относительно Солнца с точностью в несколько градусов.

2.4 Датчики ориентации и стабилизации на Солнце точного функционирования

Приборы этой группы получили распространение в 1970— 1980-е годы на различных КА благодаря тому, что в них сочетаются большое поле обзора при поиске Солнца и достаточно высокая точность в режиме измерения. Рассматриваемый ниже вариант такого прибора — пример весьма сложного оптикоэлектронного устройства, выполняющего большой набор функций и обладающего высокими характеристиками. Он демонстрирует достижения отечественного приборостроения тех лет.

Прибор имеет угловое поле диаметром (30+6)°, в котором выделены 6 сигнальных зон (рис. 2.3):

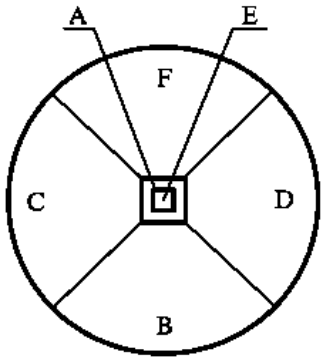


Рисунок 2.3 Сигнальные зоны точного датчика направления на Солнце

A — измерительная зона, ее размер (3,5±0,5)x(3,5±0,5)°; в этой зоне формируются управляющие сигналы, несущие информацию об углах отклонения направления на Солнце от оси визирования прибора в двух взаимно перпендикулярных плоскостях;

E — центральная часть зоны A, в которой управляющие сигналы меняются линейно; ее размер (23±3)x(23±3)';

B, C, D, F — обзорные зоны; их конфигурация представлена на рисунке, а размер таков, чтобы обеспечивалось перекрытие между собой и с зоной A не менее 5'.

Угловое поле может разворачиваться с помощью двухстепенного карданного подвеса механизма уставок относительно приборной базы в азимутальном направлении (угол а) на углы от 0 до 180° и по углу возвышения (угол в) на углы от -78 до +78°. Таким образом, обеспечивается обзор полной полусферы.

Прибор состоит из двух блоков — оптико-механического (масса не более 10,9 кг) и электронного (масса не более 5,1 кг). Основные параметры прибора:

—предельная погрешность определения направления на Солнце при нулевом управляющем сигнале не более 4';

—предельная погрешность крутизны управляющих сигналов в зоне E не более 10%;

—напряжение питания 27-7 В;

—потребляемая мощность не более 22 Вт в режиме измерения и автосопровождения; не более 35 Вт в режиме ввода уставок; мощность обогрева не более 12 Вт;

—ресурс прибора не менее 3500 ч.

Прибор работает в следующих режимах: ввод уставок, поиск, измерение, автосопровождение. В режиме ввода уставок в прибор подаются импульсы уставок с частотой до 25 Гц по каждому направлению по отдельной цепи. При этом ось визирования прибора разворачивается шагами на требуемые углы. Шаг уставок 30". Контроль отработки углов разворота производится по ответным импульсам, поступающим из прибора при отработке каждого шага. В режиме поиска из системы управления на шаговые двигатели прибора также поступают импульсы уставок, угловое поле перемещается по некоторой траектории и при попадании Солнца в одну из обзорных зон формируется сигнал наличия Солнца. В режиме измерения Солнце находится в угловом поле прибора, происходит формирование управляющих сигналов и сигналов наличия. В режиме автосопровождения прибор отслеживает изменение положения Солнца при эволюции КА так, чтобы оно всегда находилось в зоне Е.

Прибор выдает во внешние цепи большой набор сигналов, поступающих в систему управления КА, в систему обработки информации, в телеметрическую систему. Основные сигналы, используемые в системе управления, следующие:

—управляющие сигналы в виде постоянного напряжения U'_a, U^, изменяющегося в пределах от -(3,5±0,5) до +(3,5±0,5) В в зависимости от угла рассогласования; изменение в пределах зоны Е линейное, в остальной части углового поля имеет место насыщение характеристики;

—управляющие сигналы U'_a cos в, U'_a (-sin в) — то же, что в предыдущем пункте, но в проекции на оси приборной системы координат;

—сигналы режима поиска $и_п$ sin в, $и_п$ cos в, где $и_п$ = (5,6±0,3) В;

—сигналы наличия Солнца: в угловом поле («Наличие СП»), в обзорных зонах («Наличие СО»), в зоне А («Наличие СА»), в зоне Е («Наличие СЕ»).

Эти сигналы выдаются замыканием контактов реле.

Из других сигналов отметим информационные сигналы U_α, U_β, выдаваемые каждый по двум цепям в виде импульсов с время-импульсной модуляцией. По одной цепи задержка импульса относительно опорного с увеличением рассогласования увеличивается, по другой — уменьшается. В результате временной интервал между импульсами в первой и второй цепях пропорционален углу рассогласования. Такая пара импульсов формируется для рассогласований по углу как α, так и β.

Оптическая система прибора (рис. 2.4) размещается внутри обтекателя — концентрической линзы *1,* выполняющей функции герметизирующего элемента. Ее внешний радиус 100 мм. Уникальность этой линзы — ее размеры больше полусферы. Изготавливается она по специальной технологии.

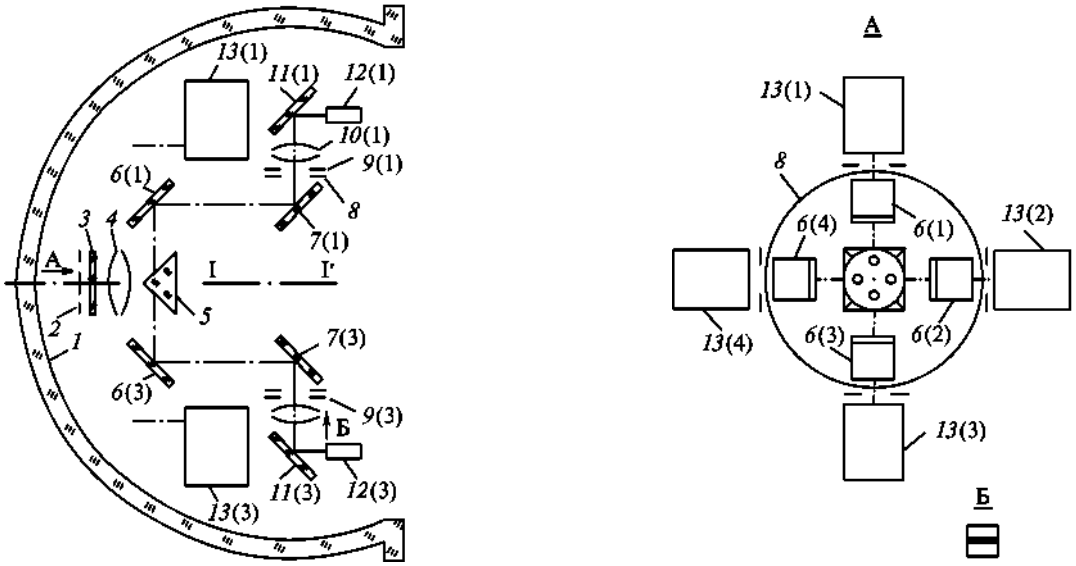


Рисунок 2.4 Оптическая система точного датчика направления на Солнце:
1 — обтекатель (концентрическая линза); *2* — апертурная диафрагма с четырьмя отверстиями; *3* — светофильтр; *4* — объектив; *5* — зеркальная пирамида (призма); 6, *7* — зеркала; *8* — цилиндрический модулятор; *9* — полевая диафрагма; *10* — конденсор; *11* — зеркало; *12* — приемник излучения; 13 — датчик наличия

Оптическая система состоит из пяти каналов. Излучение от Солнца в основном канале последовательно проходит апертурную диафрагму *2* с четырьмя отверстиями, после которой излучение разделяется на четыре пучка лучей, светофильтр *3* и объектив *4.* Каждый пучок отражается от соответствующей грани зеркальной пирамида: (призмы) 5, плоских зеркал *6, 7* и фокусируется на поверхности цилиндрического модулятора *8,* за которым непосредственно располагается квадратная полевая диафрагма *9.* Далее излучение каждого пучка проходит конденсор *10,* плоское зеркало *11* и попадает на фотодиод *12.* Конденсор *10* формирует изображение отверстия в диафрагме *3* (входной зрачок) на чувствительной площадке фотодиода *12* в виде выходного зрачка. Ось вращения цилиндрического модулятора I—I', проходит через ось цилиндра и ось симметрии оптической системы *(рис.* 2.4). На поверхности модулятора нанесены через 60° шесть прозрачных щелей, параллельных оси вращения модулятора (вид Б, рис. 2.4).

Если центр Солнца расположен на визирной линии основного канала, то электрические импульсы, идущие с противоположных фотодиодов *(12* (1), *12* (3) и *12* (2), *12* (4)), совпадают по времени. Если же центр Солнца смещен относительно визирной линии канала, то появление указанных импульсов с соответствующих пар фотодиодов смещено по времени. В этих временных

смещениях и заложена информация об угловых координатах Солнца в угловом поле основного канала.

Помимо основного канала в оптическую систему прибора входят четыре датчика наличия Солнца *13* (1), *13* (2), *13* (3), *13* (4) обзорных зон. Оптическая система каждого такого датчика (рис. 2.5) состоит из плоского ломающего зеркала 1, входного зрачка 2, объектива 3, полевой диафрагмы *4,* светофильтра *5* и фоторезистора *6.* Так как входной зрачок *2* расположен перед передним фокусом объектива *3,* то входной зрачок посредством этого объектива оптически сопряжен с чувствительной площадкой фоторезистора *6.* Полевая диафрагма *4* расположена в фокальной плоскости объектива *3.* Перед каждым из восьми приемников излучения установлен источник излучения (на рисунках не показаны). С помощью этих источников осуществляется проверка прибора на функционирование.

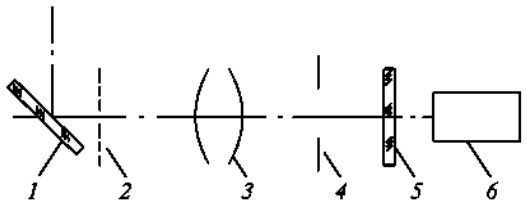


Рисунок 2.5. Оптическая система датчика наличия Солнца:
1 — зеркало; *2* — входной зрачок; *3* — объектив; *4* — полевая диафрагма; *5* — светофильтр; *6* — приемник излучения

Конфигурация и расположение угловых полей оптической системы показана на рис. 2.5. Квадрат в центре — это поле основного канала, четыре усеченных сектора — угловые поля датчиков наличия Солнца. Все пять угловых полей имеют небольшое перекрытие.

Оптическая система прибора, расположенная под обтекателем, установлена в двухстепенном подвесе, который также размещен под обтекателем. С каждой осью подвеса сопряжен электропривод и датчик меток угла поворота.

Функциональная схема прибора представлена на рис. 2.6. Оптическая система с модулятором и приводом модулятора закреплена в двухстепенном карданном подвесе, который позволяет разворачивать ось визирования на требуемые углы с помощью шаговых двигателей (ШД). На оси модулятора закреплен магнитный датчик меток, который используется для стабилизации скорости вращения модулятора и синхронизации работы фотоэлектрического тракта. На осях карданного подвеса размещены вращающие трансформаторы, служащие для формирования управляющих сигналов с функциональной зависимостью от углов уставок. В оптико-механический блок, кроме перечисленных узлов, входят также блок предварительных усилителей и координатор, который формирует аналоговые управляющие сигналы.

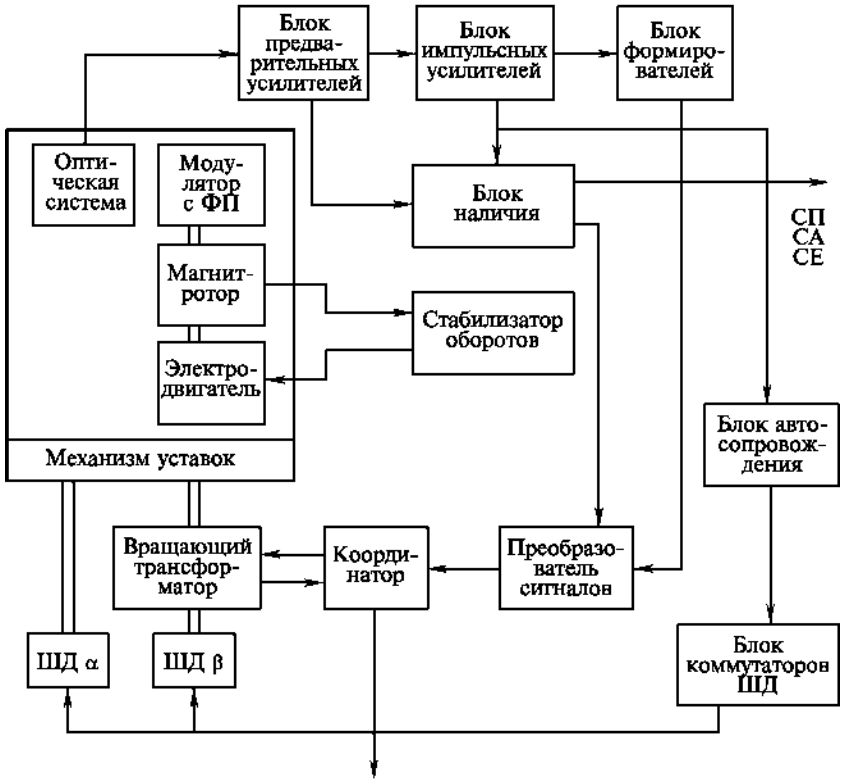


Рисунок 2.6 Функциональная схема точного датчика направления на Солнце

Большая часть электронных узлов размещена в электронном блоке. Блок импульсных усилителей из аналоговых видеосигналов фотоприемников формирует короткие импульсы (примерно 5 мкс) в момент пересечения нарастающим фронтом порогового уровня, соответствующего половине амплитуды видеосигнала. На рис. 2.7 изображены сигналы только двух фотоприемников $и_{ФП1}$, $и_{ФП3}$, из которых формируется управляющий сигнал U'_a. Эти короткие импульсы поступают на выход прибора в качестве информационных сигналов U_a, Up, а также в блок формирователей, где из них формируется сигнал Ц с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ).

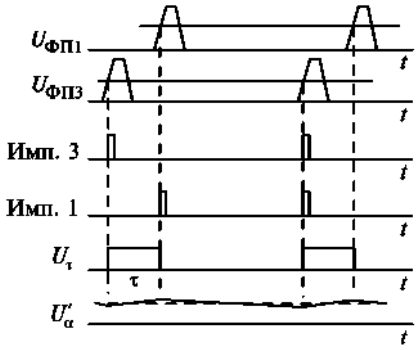


Рисунок 2.7 Временные диаграммы формирования управляющих сигналов

В преобразователе из ШИМ-сигнала выделяется постоянная составляющая и преобразуется в переменное напряжение с частотой 1 кГц и амплитудой, пропорциональной этой постоянной составляющей. Это переменное напряжение поступает в координатор, где окончательно формируются управляющие сигналы U'_a, Цв, U'_a cos в, UX-sin в). В преобразователе к ШИМ-сигна- лам по схеме суммирования подмешиваются сигналы наличия обзорных зон с тем, чтобы характеристика аналоговых управляющих сигналов охватывала все угловые поля, а не только зону А (за пределами зоны А эта характеристика имеет насыщение).

Блок наличия из импульсов сигналов Солнца, поступающих из блока импульсных усилителей, и из сигналов обзорных зон формирует сигналы наличия Солнца — «Наличие СЕ», «Наличие СА», «Наличие СО», «Наличие СП». Эти сигналы поступают на выход прибора.

Блок коммутаторов ШД коммутирует обмотки ТТТД в необходимой последовательности по сигналам импульсов уставок. Последние могут поступать либо извне (в режимах ввода уставок и поиска), либо из блока автосопровождения (в режиме автосопровождения). В блоке коммутаторов формируются также ответные импульсы после отработки каждого шага уставок. Включение и отключение режима автосопровождения производится по внешним командам. Блок автосопровождения вырабатывает импульсы уставок, если угол рассогласования превышает пороговое значение (примерно 9').

Прибор работает следующим образом. В режиме ввода уставок напряжение питания подается на блок коммутаторов ШД, извне поступают импульсы уставок, и ось визирования начинает разворачиваться. Угол разворота контролируется по поступающим из прибора импульсам отработки уставок. По достижении требуемого угла поступление в прибор импульсов уставок прекращается. В режиме поиска включаются все электронные блоки прибора. В прибор поступают импульсы уставок, и ось визирования перемещается по некоторой траектории. При этом выдаются сигналы $и_п$ sin в, $и_п$ cos р. При попадании Солнца в угловое поле формируется сигнал «Наличие СП». В режиме измерения Солнце находится в угловом поле. При этом формируются управляющие сигналы U'_a, Up, U'_a cos р, U'_a (-sin р), а также сигналы U_a, Up. В зависимости от того, в какой из зон находится Солнце, формируются сигналы «Наличие СП», «Наличие СО», «Наличие СА», «Наличие СЕ». Если КА относительно направления на Солнце перемещается, то управляющие сигналы и сигналы наличия соответствующим образом изменяются. В режиме автосопровождения при эволюциях КА ось визирования автоматически следит за Солнцем с погрешностью около 10'.

Описанный прибор в течение многих лет эксплуатировался на отечественных КА. Были разработаны другие варианты приборов подобного класса, отличающиеся размерами сигнальных зон, логикой взаимодействия с системой управления, точностными и габаритно-массовыми характеристиками, также нашедшие применение на многих КА.

Если оснащать микроспутник комплектацией системы ориентации и стабилизации, целесообразно будет выбрать несколько компонентов для эффективной работы алгоритмов и обеспечением точностным характеристиком результатов. Алгоритмы по мере использования разделены по различным целям и задачам.

Таблица 2.1 – Сравнение различных датчиков для решении задач КА

Алгоритмы / Компоненты стабилизации и ориентации	Гиродины	Датчики угловых скоростей	Звездные датчики	Магнитометр	Солнечные датчики	Управляющие двигатели-маховики	Электромагнитные устройства
Режим демпфирования угловой скорости. Точность ориентации не хуже(Т.О.) - Точность Стабилизации (Т.С.) не хуже $0,5^0$/	-	-	-	+	-	-	+
Безопасный Режим. Грубое поддержание направления на Солнце панелей солнечных батарей (Т.О.) не хуже $\pm 20^0$ (Т.С.) не хуже 1^0/с	-	-	-	+	+	-	+
Режим грубой одноосной ориентации на теневой	-	+	-	+	-	-	+

стороне. (Т.О.) не хуже $\pm 20^0$ (Т.С.) не хуже 1^0/с							
Режим грубой одноосной ориентации. (Т.О.) не хуже $\pm 20^0$ (Т.С.) не хуже 1^0/	-	-	-	+	+	-	+
Режим закрутки относительно произвольной оси. (Т.О.) не хуже $\pm 20^0$ (Т.С.) не хуже более 3^0/с относ-но оси закрутки	-	-	-	+	+	-	+
Режим закрутки относительно произвольной оси на теневой стороне. (Т.О.) не хуже $\pm 20^0$ (Т.С.) не хуже более 3^0/с относ-но Оси закрутки	-	+	-	+	-	-	+
Режим грубой трёхосной ориентации. (Т.О.) не хуже $\pm 1^0$.. $\pm 0.1^0$ (Т.С.) не хуже 0.05^0/с	+	-	-	+	+	+	-

Как видно на таблице солнечные датчики не теряет актуальности при применении для микроспутника различных задач. Правильным вариантом ориентации для КА будет имеет несколько СД и еще пару компонентов для более точностей.

3 Разработка оптимальной конструкции солнечного датчика для низкоорбитальных спутников

3.1. Принцип работы датчика

Принцип работы датчика схематично изображен на рис. 3.1. Над ПЗС матрицей располагается тонкий непрозрачный экран с узкой щелью [2]. 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 45^0. 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.

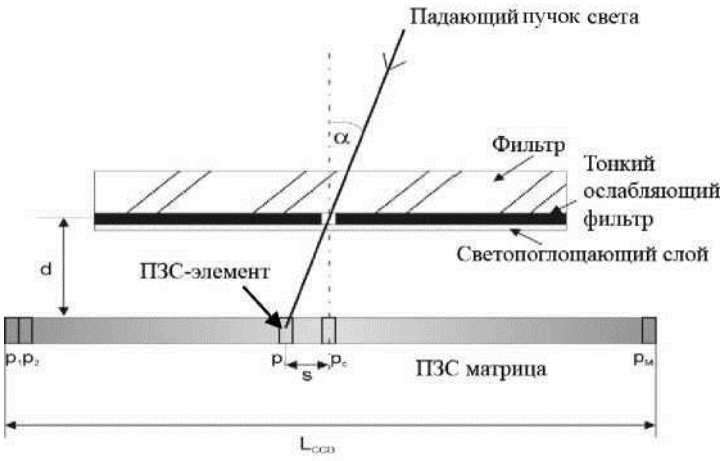


Рисунок 3.1 Принцип работы солнечного датчика

3.2 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 $p_{i\beta}$:

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

Здесь $p_{i\alpha}$, $p_{i\beta}$ - номера пикселя, находящегося в центре освещенного Солнцем пятна на ПЗС-матрице, $p_{0\alpha}$, $p_{0\beta}$ - номера пикселей, которые находятся в центре освященного пятна при условии перпендикулярности соответствующей оси датчика направлению на Солнце ($\alpha = a_{off}, \beta = \beta_{off}$), k_α, k_β — коэффициенты усиления, α_{off}, β_{off} —углы поворота ПЗС-матрицы относительно корпуса датчика, α, β - углы направления на Солнце в плоскостях Oxz и Oyz соответственно (рис.3.2).

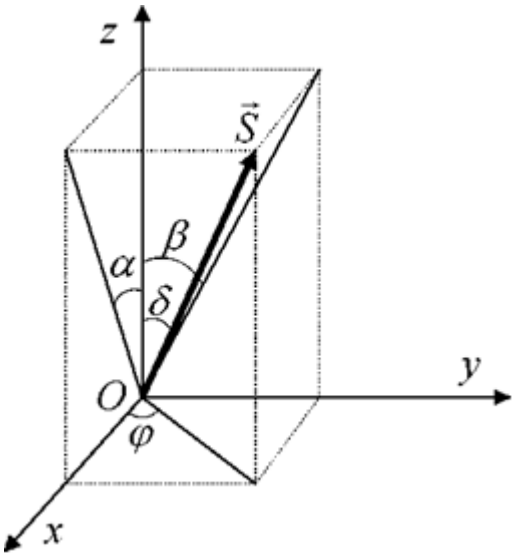


Рисунок 3.2 Собственная система координат

Однако в случае произвольного положения направление на Солнце не находится в какой-то одной из плоскостей Oxz и Oyz собственной системы координат.

В этом случае α и β рассчитываются из рекуррентных формул:

$$p_{i\alpha} = p_{0\alpha} + \frac{k_\alpha}{cos\beta} tan(\alpha - \alpha_{off}), \quad (3.3)$$

$$p_{i\beta} = p_{0\beta} + \frac{k_\beta}{cos\alpha} tan(\beta - \beta_{off}), \quad (3.4)$$

Для определения направления на Солнце при произвольном угле падения света необходимо произвести следующую итерационную процедуру. Сначала решаются уравнения (3.1) и (3.2), далее вычисленные α и β подставляются в формулы (3.3) и (3.4). Затем полученные по этим формулам α и β снова подставляются в формулы (3.3) и (3.4) до тех пор, пока разница между вычисляемыми значениями углов на соседних шагах не будет меньше некоторого задаваемого значения.

3.3 Методика калибровки

Как следует из модели измерения датчика Солнца (3.3) и (3.4) для каждого

датчика необходимо найти 6 калибровочных характеристик, а именно $p_{0\alpha}$, $p_{0\beta}$, κ_α, κ_β, a_{off}, β_{off}. Получим из этих формул значения для углов α_i и β_i при известных $p_{i\alpha}$ и $p_{i\beta}$.

$$\alpha_i = \arctan(\frac{p_{i\alpha} \quad p_{0\alpha}}{1.} cos(\beta_i)) + \alpha_{off}$$

$$\beta_i = \arctan(\frac{p_{i\beta} \quad p_{0\beta}}{1.} cos(\alpha_i)) + \beta_{off}$$

Зная углы δ и φ, можно получить задаваемые значения для углов α и β по следующим формулам, которые легко получить из рис. 3.2:

$$\alpha = \arctan(\cos(\varphi)\tan(\delta)) \quad (3.5)$$

$$\beta = \arctan(\sin(\varphi)\tan(\delta) \quad (3.6)$$

Запишем функционал для набора значений углов поворота плоскости φ_i при заданном наклоне δ

$$\Phi = \rangle\ (\alpha_i - \alpha_i)^2 + \rangle\ (\beta_i - \beta_i)^2$$

где a_i и β - углы, полученные по формулам (3.1) - (3.4) с помощью выходных значений датчика $p_{i\alpha}$ и $p_{i\beta}$ разница φ -φ_{i-1} = 9^0 с точностью $\beta\varphi \approx 0.02^o$. Полученный функционал зависит от восьми параметров. Запишем вектор параметров

$$x = [\alpha_{off}\ \beta_{off}\ p_{0\alpha}\ p_{0\beta}\ k_\alpha\ k_\beta\ \varphi_{off}\ \delta_{off}]^T$$

тогда Φ = Φ(x).

Найдем минимум функционала Φ. Заметим, что, так как углы δ, φ, β и α связаны между собой соотношениями (3.5) и (3.6), то с помощью имеющейся установки найти все четыре значения a_{off}, β_{off}, φ_{off}, δ_{off} одновременно не удается.

Однако известно, что a_{off}, β_{off}, имеют значения, не превышающие 0.5°, а значения φ_{off}, δ_{off} известны достаточно плохо и могут составлять несколько градусов.

Поэтому найдем сначала с помощью метода наименьших квадратов грубые φ_{off}, δ_{off} задав в качестве первого приближения остальной части вектора x значения калибровочных коэффициентов, предоставляемых производителем датчика. Для этого необходимо решить нелинейную систему уравнений следующего вида:

$$\frac{\partial \Phi}{\partial \varphi_{off}} = 0, \frac{\partial \Phi}{\partial \delta_{off}} = 0$$

Это система решается итерационным методом Ньютона по формуле

$$x_{i+1} = x_i - F(x_i) f(x_i), \tag{3.7}$$

где $x = \left| \varphi_{off} \;\; \delta_{off} \right|^{\cdot}$, $f = \left| \frac{\partial \Phi}{\partial \varphi_{off}} \;\; \frac{\partial \Phi}{\partial \delta_{off}} \right|$, $F = \left| \frac{\partial f}{\partial x} \right|$ — якобиан системы.

Приближения заканчиваются, когда $|x_{i+1} - x_i| < \varepsilon$, где ε - некоторая заданная величина.

После того как получены значения грубые φ_{off}, δ_{off}, аналогично по формуле (3.7) решается система уравнений

$$\frac{\partial \Phi}{\partial x_i} = 0, i = 1 \ldots 6.$$

Таким образом получаем с помощью метода наименьших квадратов значение всего вектора калибровочных чисел.

3.4 Результаты экспериментов

Эксперименты проводятся следующим образом. На поворотный стол устанавливается датчик Солнца так, чтобы собственная ось датчика Ox была направлена на 0^o шкалы поворота плоскости. Датчик Солнца плотно прикрепляется к плоскости поворотного стола с помощью матерчатой двусторонней липкой ленты, чтобы плоскость стола и плоскость корпуса датчика были практически параллельны. Плоскость стола наклоняется. Далее включается имитатор Солнца, с помощью блока питания устанавливается рабочая мощность 150 Вт для ксеноновой лампы. На солнечный датчик подается питание 5В, кабель передачи данных подключается к компьютеру, на котором установлена программа, считывающая поступающую с датчика информацию (это значения $p_{i\alpha}$ и $p_{i\beta}$). После запуска программы с шагом в 9^o производится поворот плоскости поворотного стола. Такой шаг обусловлен особенностью движущего рычага поворотного механизма, один полный оборот рычага равен 9^o поворота плоскости. Так как программа считывает данные с частотой 1Гц, то после каждого поворота плоскости производится остановка на несколько секунд для того, чтобы во время обработки полученных данных соотнести выходные значения датчика и задаваемые значения поворота плоскости. Таким образом, производится один полный оборот плоскости.

Далее полученный набор данных с датчика считывается обрабатывающей программой и определяются значения, соответствующие задаваемому повороту. На рис. 3.3 изображен пример выходных значений с датчика, звездочками изображены значения, соответствующие заданному повороту. Таким образом определяются 41 набор (от 0^o до 360° с шагом 9^o) соответствующих друг другу значений φ_i, $p_{i\alpha}$ и $p_{i\beta}$, которые далее используются в методе наименьших квадратов, описанном в разделе 5 настоящей работы.

В результате работы метода наименьших квадратов имеем набор калибро-

вочных характеристик датчика. На рис. 3.4 изображен пример соответствия задаваемых значений α*, β^* и получаемых по формулам (3.3) и (3.4) значений α, β после работы метода наименьших квадратов. На рис. 3.5 изображены графики отклонений задаваемых значений α^*, β^* от получаемых. Разброс получаемых и задаваемых значений обуславливает среднеквадратичную ошибку, которая вызвана неидеальностью эксперимента и неточностью модели измерения.

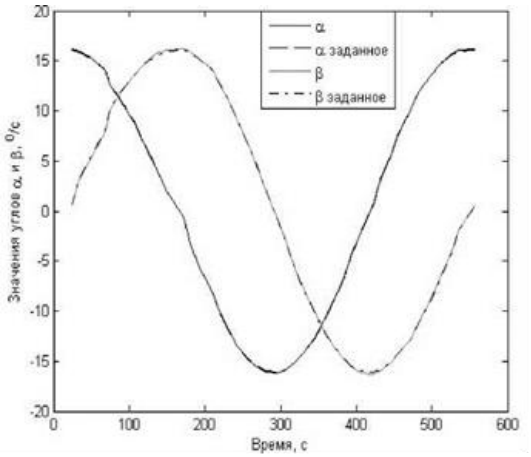


Рисунок 3.3 Выходные значения датчика

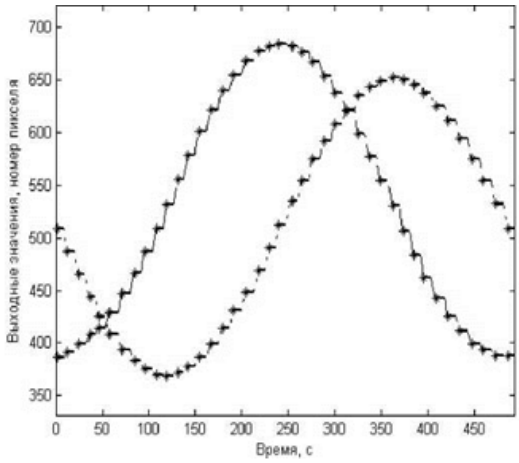


Рисунок 3.4 Результат работы МНК

В табл. 3.1 приведены значения полученных калибровочных характеристик, а также значения φ_{off}, δ_{off} для каждого эксперимента. Для сравнения в табл. 3.2 приведены значения калибровочных характеристик, предоставленные производителем датчиков.

Таблица 3.1 Полученные калибровочные характеристики

Датчик	αoff,	β_{off}	$P_{0\alpha}$	$P_{0\beta}$	k_a	k_p	δ_{off}, ^{0}	φoff,	σ, °
0209	0,40	0,04	515,30	499,40	-448,30	-447,70	-2,89	2,32	0,11
0309	0,66	0,23	530,42	509,24	-476,38	-459,10	-0,87	0,14	0,2
0409	0,08	-0,02	496,83	503,56	-478,43	-460,21	-1,45	1,31	0,19
0609	0,70	-0,24	504,22	494,17	-473,54	-476,48	-1,12	-0,72	0,2
0709	0,02	0,60	512,17	492,73	-444,21	-439,44	-1,00	-2,78	0,21
0809	-0,28	-0,16	535,82	511,67	-446,68	-422,67	-0,79	0,62	0,25

Таблица 3.2 Калибровочные характеристики по данным производителя

Датчик	αoff,	β_{off}	$P_{0\alpha}$	$P_{0\beta}$	k_a	k_p
0209	0,40	0,04	513,1	500,5	-448,5	-447
0309	-0,66	0,22	528,7	506,5	-473,2	-461,9
0409	0,08	-0,02	485,1	503,4	-468,1	-470,9
0609	0,70	-0,24	503,7	488	-462,7	-473,1
0709	0,02	0,60	511	491,3	-441,9	-441,3
0809	-0,28	-0,16	534	511,2	-444	-424,3

3.5 Определение поля зрения датчика

Важной характеристикой исследуемого датчика Солнца является его поле зрения - область отклонения вектора направления на Солнце от перпендикуляра к ПЗС-матрице. Производитель утверждает, что поле зрения этого датчика представляющий через светофильтр и узкое отверстие датчика, будет падать на пиксели ПЗС матрицы, примерно соответствующие вписанной окружности в квадрат матрицы. Однако датчик способен определять направление на Солнце еще и в случае падения солнечного луча на области вне вписанной окружности.

Поле зрения может зависеть от величины экспозиции датчика - времени, за которое датчик накапливает энергию на ПЗС-элементах. При прохождении солнечного луча через светофильтр часть его энергии теряется. Если у падающего луча энергия ниже определенного порога, то датчик идентифицирует такое освещение как паразитное (например, альбедо Земли или переотражение света от какой-нибудь части аппарата). Однако при больших углах падения солнечный луч проходит большее расстояние по светофильтру, а значит, теряет больше энергии, и есть вероятность того, что такой луч будет идентифицирован как паразитный. Чтобы избежать этого, нужно увеличить время экспозиции датчика - ослабленный луч будет дольше светить на ПЗС-элементы, которые выработают необходимое количество энергии, превышающее порог. Но при увеличении времени экспозиции есть опасность того, что датчик начнет определять направление на паразитное излучение.

На поворотный стол помещается солнечный датчик, включается имитатор солнечного излучения, на компьютере запускается программа, считывающая данные с датчика. Задается некоторый угол наклона поворотного стола, задается время экспозиции датчика. Затем плоскость поворотного стола медленно поворачивается на один оборот. Такие эксперименты проводятся при различных углах наклона датчика и различных временах экспозиции. Далее полученные данные обрабатываются, строятся графики поля зрения.

На рис.3.5-3.6 изображены примеры результатов экспериментов для датчиков Солнца. Знаком * обозначены точки, получаемые при времени экспозиции 30мс, знаком о - при 90мс, 0 - при 165мс. Как видно из графиков, датчик 0209 имеет при времени экспозиции 30мс поле зрения конус в 45^{o}, а в краях матрицы - до 55° при времени экспозиции 90мс. Но для датчика 0609 при экспозиции 30мс поле зрения представляет собой конус 35°, и только для 90мс поле зрения представляет собой конус в 45°. Это можно объяснить наличием в датчике 0609 более плотного светофильтра.

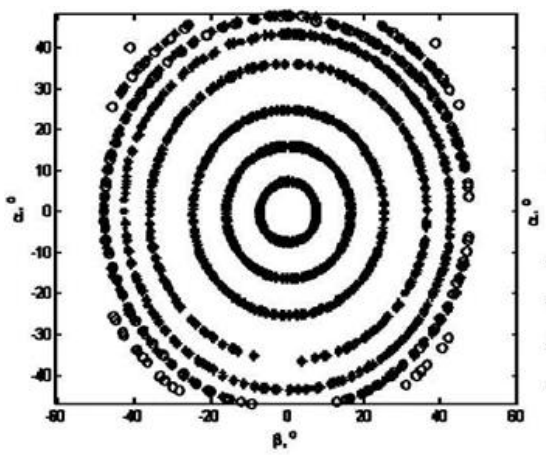


Рисунок 3.5 Поле зрения датчика 0209

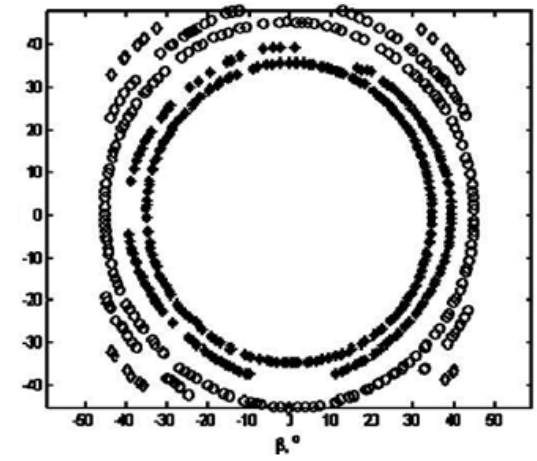


Рисунок 3.6 Поле зрения датчика 0709

3.6 Основные технические параметры цифрового солнечного датчика

Прибор SX-SUNR-01 предназначен для использования в контуре системы определения ориентации для определения орта направления на Солнце в виде проекций единичного вектора на оси связанной с датчиком системы координат. В основе работы лежит преобразование засветки светочувствительных элементов солнечным светом в вектор направления на Солнце. В силу того, что поле зрения прибора ограничено, на спутнике следует использовать несколько таких датчиков – желательно так, чтобы их поля зрения перекрывались.

Таблица 3.3 Параметры солнечного датчика микроспутника

Параметр	**SX-SUNR-01**
Угол обзора	± 60°
Случайное отклонение (шум)	не более ±0.1°
Напряжение питания	5В ± 0,3В
Потребляемая мощность	0,05 Вт
Масса	100 г
Габариты	49.3 x 40 x 17.5 мм
Цифровой интерфейс	RS-485
Количество датчиков в одном интерфейсе	До 6
Диапазон рабочих температур	-40...+60°C
Передаваемая телеметрия	Орт направления на Солнце, температура

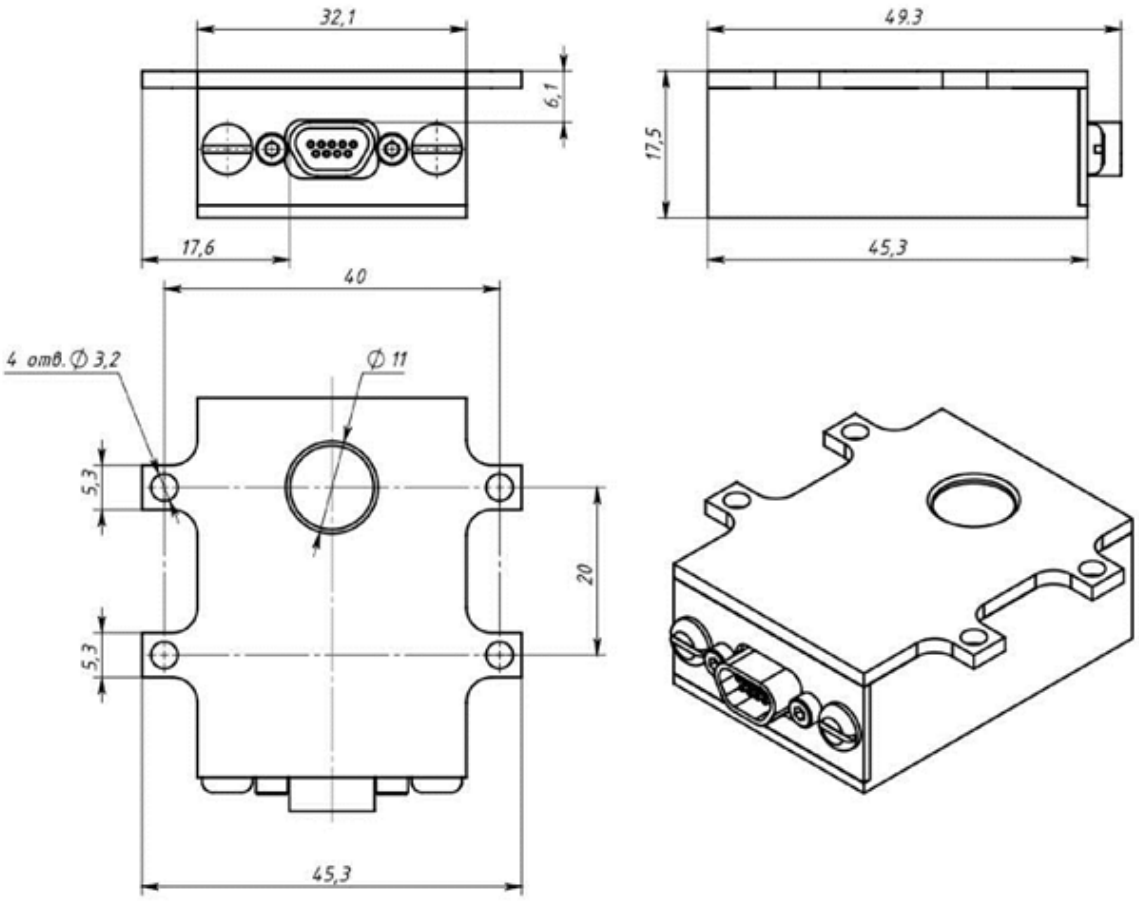


Рисунок 3.7 Габариты солнечного датчика и различные виды

4. Технико-экономическое обоснование дипломной работы

4.1 Цели и задачи проекта

Цель технико-экономического обоснования заключается в том, чтобы доказать на примере, что разработка конструкции солнечного датчика микроспутника является целесообразным проектом с экономической точки зрения. Другими словами, действующая разработка позволит разработать конструкцию спутника, что в дальнейшем мог определять отклонение оси датчика аппарата от центра Солнца.

Технико-экономическое обоснование исследований в моей работе содержит следующее:

- трудоемкость выполнения научно-исследовательской работы (НИР);
- расчет затрат на выполнение НИР;
- определение возможной (договорной) цены НИР;
- оценку научно-технической результативности и эффективности НИР.

4.2 Трудовые ресурсы, используемые в работе

В дипломной работе задействованы:

1. Разработчик;

2. Руководитель проекта.

Количество сотрудников, задействованных в разработке имитационной модели, представлено в таблице 4.1.

Таблица 4.1. – Данные о работниках, задействованных в проекте и их заработная плата

Наименование	Количество	Заработная плата, тенге
Разработчик	1	75000
Руководитель проекта	1	125000
Итого	2	200000

4.3 Определение трудоемкости выполнения НИР

Для определения трудоемкости выполнения НИР прежде всего составим перечень всех основных этапов работ, которые должны быть выполнены.

Особое внимание было уделено логическому упорядочению последовательности отдельных видов работ и выявлению возможностей их параллельного выполнения, что позволяет существенно сократить общую длительность проведения НИР.

Таблица 4.2 – Распределение работ по этапам и видам и оценка их трудоемкости

Этап разработки	Вид работы на данном этапе	Трудоемкость выполнения НИР, чел.*ч.
1. Подготовительный	1. Постановка задачи	48
	2. Определить основные характеристики СД	30
2. Постановочный	1. Выбор эталонной модели и элементной базы	20
	2. Анализ чувствительных элементов СД	24
	3. Разработка принципов и алгоритмов работы СД	28
	4. Выборка эффективной реализации СД	28
3. Корректирующий	Подготовка предварительных выводов	16
4. Заключение	1. Подведение итогов	8
	2. Оформление результатов	16

Итого трудоемкость выполнения дипломной работы		218

Количество часов активной работы относительно исследования составляет 218 часов. Рабочее время, которое выделялось на исследования, в сутки равно 8 часам. Отсюда следует, что срок на выполнение данного проекта равняется 28 суткам.

4.4 Расчет затрат на выполнение НИР

Для развития космической техники и технологий, необходимы подобного рода исследования, так как в нашей стране не производятся такие датчики. Можно конечно заказать датчик у производителя другой страны, но будут неизвестны большинство его параметров, элементная база датчика, алгоритм вычисления угла падения солнечного света, а также такие датчики имеют вполне дорогую стоимость. Следовательно для достижения поставленных целей, необходимо подсчитать затраты на тестирование материала, стоимость итоговой конструкции, закупку соответствующего оборудования, а так же окупаемость затрат.

Таблица 4.3 – Затраты на техническое оснащение

Наименование материального ресурса	Единица измерения	Количество израсходованного материала	Цена за единицу, тг	Итого, тг
Пинцет МН 300-60	Шт.	1	100	100
Паяльник электрический 40 Вт	Шт.	1	1900	1900
Провод МГШВ-0,3ТУ505.437-82	$Мм^2$	1	70	70
Резистор	Шт.	10	60	600
Конденсатор	Шт.	1	60	60
Флюс	Шт.	1	350	350
Припой	Шт.	1	300	300
Фотоэлемент	Шт.	2	700	1400
Корпус	Шт.	1	4000	4000
Ноутбук	Шт.	1	150000	150000
Принтер	Шт.	1	25000	25000
Программное обеспечение Autocad	Шт.	1	15000	15000
Итого				198780

Примечание – Цены на оборудование приведены без учета НДС

4.5 Затраты на разработку системы

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

Вся стоимость разработки проекта определяется по формуле 4.1

$$Сб = ФОТ + Сн + А + Э + Н \quad (4.1)$$

где Сб – себестоимость;

ФОТ – фонд оплаты труда;

Сн – отчисления на социальные нужды;

А – амортизационные отчисления;

Э – затраты на электроэнергию;

Н – накладные расходы.

4.5.1 Расчет фонда оплаты труда

Фонд оплаты труда (ФОТ) – это суммарные издержки предприятия на оплату труда всех работников за определенный период, формирующихся из основной и дополнительной заработных плат и определяется по формуле 4.2

$$ФОТ = З_{осн} + З_{доп} \quad (4.2)$$

где Зосн - основная заработная плата;

Здоп – дополнительная заработная плата.

На этапах разработки программного проекта выявлено, что участники разработки задействованы неравноценно. Для этого первым делом необходимо рассчитать средний дневной заработок, и только потом общий размер заработной платы. Средний дневной заработок каждого работника должен рассчитываться по формуле 4.3

$$D = \frac{ЗПм}{Др} \quad (4.3)$$

где ЗПм – ежемесячный размер заработной платы, тенге;

Др – количество рабочих дней в месяце ((март (21 раб. дней) + апрель (23 раб. день) + май (21 раб. дней)/3 = 21,7 округлим ≈ 22 дней.)

1. Разработчик: D = 75000 / 22 ≈ 3410 тенге/день

2. Руководитель: D = 125000 / 22 ≈ 5682 тенге/день

Заработная плата за один час рассчитывается по формуле:

$$H = \frac{ЗПм}{Др * Чр} \quad (4.4)$$

где ЗПм – ежемесячный размер заработной платы, тенге;

Др – количество рабочих дней в месяце ((март (21 раб. дней) + апрель (23 раб. день) + май (21 раб. дней)/3 = 21,7 округлим ≈ 22 дней.);

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

1. Разработчик: $H = \frac{75000}{22*8} = 426{,}13$ тенге/час

2. Руководитель: $H = \frac{125000}{22*8} = 710{,}22$ тенге/час

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

$$t_0 = \frac{T}{q * z * K} \quad (4.5)$$

где Т – трудоемкость этапа, норма-час;

qn – количество исполнителей по этапу;

z – продолжительность рабочего дня, z=8 часов;

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

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

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

$t_2 = \frac{30}{1*8*1.1} = 4$ - руководитель; Определение основных характеристик СД;

$t_3 = \frac{20}{1*8*1.1} = 3$ - разработчик; выбор модели и базы;

$t_4 = \frac{24}{1*8*1.1} = 3$ - разработчик; сбор исходных данных;

$t_5 = \frac{28}{1*8*1.1} = 4$ - разработчик; разработка принципов и алгоритмов работы;

$t_6 = \frac{28}{1*8*1.1} = 3$ - разработчик; выборка эффективной реализации;

$t_7 = \frac{16}{1*8*1.1} = 2$ - разработчик; подготовка презентации проекта;

$t_8 = \frac{8}{1*8*1.1} = 1$ - руководитель; проверка и сдача отчета;

$t_9 = \frac{16}{1*8*1.1} = 2$ - разработчик, проверка и сдача отчета;

Сводные результаты расчета затрат на основную заработную плату работников, которые задействованы в разработке проекта представлены в таблице 4.4.

Таблица 4.4 – Расчет затрат на основную заработную плату

№ п/п	Наименование работ	Исполнитель	40 –ч. раб. неделя	Трудоемкость		ЗП за час работы, тенге	ЗП за день работы, тенге	Сумма ЗП, тенге
				норма-час	дни			
1	Разработка плана работы, постановка задач	Руководитель	8	48	6	710,22	5682	34092
2	Изучение и анализ литературы	Руководитель	8	30	4	710,22	5682	22728
3		Разработчик	8	20	3	426,13	3410	10230
4	Сбор исходных данных	Разработчик	8	24	3	426,13	3410	10230
5	Разработка принципов и алгоритмов работы	Разработчик	8	28	4	426,13	3410	13640
6	Выборка эффективной реализации	Разработчик	8	28	3	426,13	3410	10230
7	Подготовка презентации проекта	Разработчик	8	16	2	426,13	3410	6820
8	Проверка и сдача отчета	Руководитель	8	8	1	710,22	5682	5682
9		Разработчик	8	16	2	426,13	3410	6820
ИТОГО				218	28	x	x	271750

218 / 8 ≈28 дней

Расчет основной заработной платы разработчиков проекта приведен в таблице 4.5

Таблица 4.5 – Затраты на оплату труда

Категория работника	Средняя часовая ставка, тг.	Средняя дневная ставка, тг.	Должностной оклад, тг	Период, дни	Трудоемкость, норма - час	Сумма, тг
Руководитель	710,22	5682	125 000	11	86	62502
Разработчик	426,13	3410	75 000	17	132	57970
ИТОГО затраты на оплату труда				28	218	120472

Дополнительная заработная плата может составлять 10% от основной заработной платы и должно рассчитываться по формуле 4.6

$$З_{доп} = З_{осн} * 0.1 \quad (4.6)$$

$$З_{доп} = 120472 * 0,1 = 12047,2 \text{ тенге}$$

В итоге суммарный фонд оплаты труда должен составить:

$$ФОТ = 120472 + 12047,2 = 132519,2 \text{ тенге}$$

4.5.2 Расчет затрат по социальному налогу

Социальный налог составляет 11% (НК РК) от дохода работника, и рассчитывается по формуле 4.7

$$С_Н = (ФОТ – ОПВ) * 11\% \quad (4.7)$$

где ФОТ – фонд оплаты труда;

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

ОПВ составляет 10% от ФОТ, т.е. ОПВ = 132519,2 * 0,1 = 13251,92 тенге

Размер отчислений на социальные нужды составит:

$$С_Н = (132519,2 – 13251,92) * 0,11 = 13119,40 \text{ тенге.}$$

4.5.3 Расчет амортизационных отчислений

Амортизационные отчисления должны рассчитываться по формуле 4.8

$$A_1 = \frac{H_A * C_{ПЕР} * N}{100 * 12 * n} K \quad (4.8)$$

где НА - норма амортизации;

Спер – первоначальная стоимость оборудования;

N – количество дней на выполнение работ;

n – количество дней в рабочем месяцев.

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

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

$$A_1 = \frac{40*150000*28}{100*12*22} = 6363{,}6 \text{ тенге}$$

$$A_2 = \frac{25*1900*28}{100*12*22} = 50{,}38 \text{ тенге}$$

$$A_3 = \frac{40*25000*28}{100*12*22} = 1060{,}6 \text{ тенге}$$

$$A_4 = \frac{40*15000*28}{100*12*22} = 636{,}3 \text{тенге}$$

А = 6363,6 + 80,6 + 1060,6 + 636,3 = 8110,98 тенге

4.5.4 Расчет затрат на электроэнергию

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

$$Э = З_{ЭЛ.ЭН.ОБОР} + З_{ДОП\ НУЖ} \quad (4.9)$$

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

Здоп.нуж – затраты электроэнергии на дополнительные нужды.

Расходы электроэнергии на производственное оборудование должны рассчитываться по формуле 4.10

$$З_{эл.эн.обор} = W* T *S* K \quad (4.10)$$

где W - потребляемая мощность, Вт;

Т – количество часов работы оборудования;

S – стоимость киловатт-часа электроэнергии (1кВтч = 21,64тенге);

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

Данные о ноутбуке:

W=800 Вт=0,8 кВт (мощность ноутбука);

Т=218 часов; S=21,64 тенге.

Данные о паяльнике:

W=40 Вт=0,04 кВт (мощность паяльника);

T=90 часов; S=21,64 тенге.

Сумма затрат на электроэнергию основного оборудования составят:

$$З_{эл.эн.обор} = 0,8* 218 * 21,64 * 0,9 = 3396,6 \text{ тенге}$$

$$З_{эл.эн.обор} = 0,04* 90 * 21,64 * 0,9 = 70,11 \text{ тенге}$$

Сводные результаты расчета затрат на электроэнергию основного оборудования представлены в таблице 4.6.

Таблица 4.6 – Затраты на электроэнергию основного оборудования

Наименование	Паспортная мощность, кВт	Коэффициент использования мощности	Время работы оборудования для выполнения НИР, ч	Цена электроэнергии, тг./кВт ч	Сумма, тг
Ноутбук Lenovo (A46210-4-5-W)	0,8	0,9	218	21,64	3396,61
Паяльник электрический 40 Вт	0,04	0,9	218	21,64	70,11
Итого затраты на электроэнергию					3466,73

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

$$З_{допнуж} = 0,05 * З_{эл.эн.обор} \quad (4.11)$$

$$З_{допнуж} = 0,05 * 3466,73= 173,34 \text{ тенге}$$

В итоге суммарные затраты на электроэнергию составляют:

$$Э = 3466,73 + 173,34 = 3640,06 \text{ тенге}$$

4.5.5 Расчет затрат на материалы

Затраты на материалы рассчитываются суммированием всех стоимостей материалов.

$$З_{матер}=\Sigma З_{матер} \quad (4.12)$$

$$З_{матер}=100+1900+70+600+60+350+300+1400+4000=8480 \text{ тенге}$$

4.5.6 Расчет затрат на аренду помещения и расходы на интернет

$$А_{пом}= km*S_{пом} \quad (4.13)$$

где, km—время аренды помещения (месяц);

$S_{пом}$— тариф аренды помещения (тенге*месяц/кв^2)

$A_{пом}$=7800*9=70200 тенге

$A_{инт}=t*S_{инт}$

где, t—время аренды интернета (месяц);

$S_{инт}$— тариф аренды интернета в час (тенге*месяц)

$A_{пом}$=4200*1=4200 тенге

4.5.7 Расчет накладных расходов

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

$$НР = (ФОТ + С_Н + А + Э + З_{матер} + А_{пом}) * 0,5 \quad (4.14)$$

Накладные расходы согласно формуле 4.14 составляют:

НР=(132519,2+13119,40+8110,98+3640,06+70200+8480+4200)*0,5= 120134,83 тенге

Таким образом, в соответствии с формулой 4.1, суммарные затраты по разработке конструкции СД должны будут составить

$$Сб = ФОТ + Сн + А + Э + Н + Зматер + Апом \quad (4.1)$$

$С_б$ =132519,2 + 13119,4 + 8110,98 + 3640,06 + 120134,83+70200+8480+4200= 356204,48 тг.

Смета затрат по разработке конструкции СД и структура затрат представлены в таблице 4.7 и на рисунке 4.1.

Таблица 4.7 – Стоимость разработки имитационной модели системы

Наименование статей затрат	Сумма, тенге	Структура затрат, %
ФОТ	132519,2	37%
Социальный налог	13119,4	4%
Амортизационные отчисления	8110,98	2%
Затраты на электроэнергию	3640,06	1%
Накладные расходы	120134,8,	33%

Аренда помещения	70200	20%
Материалы	8480	2%
Интернет	4200	1%
Итого	356204,48	100%

Рисунок 4.1 - Структура затрат по разработке

4.6 Цена реализации

Цена реализации проекта складывается из его стоимости и прибыли

$$Ц = Сб + П \quad (4.1)$$

где Сб – стоимость продукта;

П – прибыль.

При определении первоначальной цены следует задать уровень рентабельности для реализации конструкции СД

$$Ц_{П} = C_{Б}(1 + \frac{P}{100}) \quad (4.16)$$

где Р – рентабельность (20%).

$$Ц_{П} = 356204,48*(1 + 0,2) = 427445,37 \text{ тенге}$$

Цена реализации готовой продукции находится по формуле 4.18.

$$Цр = Цп + НДС \quad (4.18)$$

где НДС – налог на добавочную стоимость.

НДС рассчитывается по формуле 4.19.

$$НДС = Цп * 0,12 \quad (4.19)$$

$$НДС = 427445 * 0,12 = 51293,44 \text{ тенге}$$

$$Цр = 427445,37 + 51293,447 = 478738,81 \text{ тенге}$$

4.7 Вывод

В результате экономического расчета затраты на разработку проекта составили 478738,81 тенге. Это обусловлено тем, что основной статьей расходов является ФОТ, которая составляет 37% от всех затрат. На втором месте на расположились накладные расходы, которые составляют 33% от всех затрат.

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

Проект уникален, так как здесь рассматривается разработка конструкции солнечного датчика который необходим для стабилизации и ориентации микроспутника тем, что он является позиционным то есть пассивным видом системы стабилизации который не требует лишних затрат энергии для работы. Также такие солнечные датчики имеют большой спрос для создания малых спутников.

5 Безопасность жизнедеятельности

5.1 Оценка вероятности выживания космических тросовых систем при столкновении с частицами космического мусора

Рассмотрена методика определения вероятности выживания космических тросовых систем, позволяющая оценить влияние размера частицы на выживаемость троса. На основе компьютерных моделей (ORDEM2000, Master2001) получены характеристики метеорных потоков и потоков космического мусора на заданных орбитах. Проведен анализ влияния основных характеристик троса на время выживания системы. По тестовых примерах проведены расчеты времени выживания тросовых систем при столкновении с потоками частиц космического мусора.

В настоящее время существенно возрос интерес к использованию тросовых систем в космическом пространстве. В 2007 году состоялось два запуска подобных систем (MAST, YES2). В перспективе космические тросовые системы (КТС) могут решать задачи, которые невозможно или неэкономично решать с помощью существующих средств космической техники. Такие системы могут стать альтернативой ракетам-носителям для проведения транспортных операций в космосе. В ряде проектов показана возможность эффективного использования вращающихся КТС для многократной транспортировки грузов с низких околоземных орбит на геостационарную, окололунную и межпланетные орбиты. Протяженность подобных систем может достигать сотен километров при толщине троса в несколько миллиметров. В работах показана возможность использования электродинамической КТС для создания недорогой и эффективной системы увода выработавших свой ресурс космических аппаратов (КА) с низких околоземных орбит. Интересны проекты использования КТС для решения научно-исследовательских задач, в частности, изучения характеристик космической плазмы, свойств верхних слоев атмосферы, проведения распределенных измерений.

Одной из основных проблем функционирования КТС является их большая уязвимость, в сравнении с КА, при столкновении с космическими частицами (космическим мусором и метеорными частицами). Имея большую скорость движения, частицы, диаметр которых составляет ~ (1/3 — 1/2) диаметра троса, могут перебить трос и тем самым разрушить систему. Поэтому одной из важных задач использования КТС является решение проблем выживания тросовых соединений в условиях космического пространства. Здесь и далее, говоря о выживании КТС, мы будем подразумевать выживание только троса. Учитывая специфику конструкций тросовой системы (большая протяженность, малый диаметр), расчеты времени выживания в космической среде для КТС существенно отличаются от расчетов, проводимых для традиционных КА. Цель работы заключается в получении вероятностных оценок времени выживания КТС в зависимости от параметров орбит и конструкционных параметров

системы. Расчеты времени выживания проводятся для низких околоземных орбит.

5.2 Методика определения вероятности выживания КТС

К настоящему времени накоплен достаточно большой опыт в изучении физики столкновений КА с метеорными частицами и космическим мусором. Гораздо меньше данных о поведении тросовых систем и возможных причинах их разрушения в космических условиях - дефектах при изготовлении, деградации троса, столкновениях с частицами космического мусора. Наибольшую опасность представляют столкновения КТС с частицами космического мусора. Маленькие размеры и большое количество таких частиц не позволяют использовать известные методы баллистики для описания их движения и оценки опасности столкновения с КТС. Вместе с тем, использование КТС в космическом пространстве делает актуальной оценку вероятности столкновения КТС с частицами на заданном интервале времени, т.к. даже единичное столкновение может полностью разрушить систему.

В работах предложены методики определения вероятности выживания КТС при столкновении с космическими частицами. Эти методики основываются на определении количества столкновений КТС с суммарным потоком частиц разных размеров на некотором интервале времени. Наиболее проработанной представляется методика, предложенная в работе, позволяющая оценить влияние размера каждой частицы на выживаемость КТС.

Данная методика основана на геометрической модели взаимодействия космических частиц и троса (рис. 5.1). Предполагается, что трос является монолитным и имеет круглое поперечное сечение, а космические частицы имеют сферическую форму. Обозначим (рис. 5.1) D_T-диаметр троса, d-диаметр частицы. Следуя, введем в рассмотрение коэффициент разрушения α, равный той доле диаметра троса, при удалении которой трос будет перебит ($a = x/D_T$, рис. 5.1), и коэффициент $\beta = d/D_T$.По экспериментальным данным значение α может изменяться в пределах [0,2; 0,5] в зависимости от конструктивных особенностей троса.

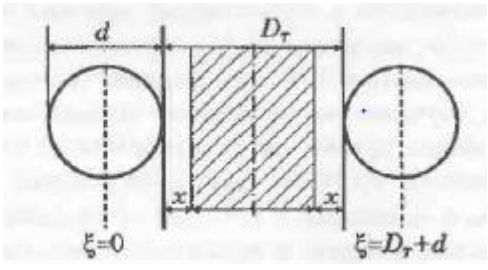


Рисунок 5.1 Геометрическая модель взаимодействия

Рассмотрим непрерывную случайную величину Ę которая подчинена закону равномерной плотности на участке (0; D_T+ d)и представляет собой положение геометрического центра частицы некоторого диаметра d.

Условием того, что при столкновении с частицей диаметра dтрос не будет перебит, является прохождение частицы на расстоянии от края троса не

больше, чем *x* (рис.5.1). И для симметричного троса вероятность его неразрушения*P(d)*равна отношению удвоенной длины участка *(d/2,d/2 + x)*ко всей длине (0; D_r+ *d),*

$$P(d) = \frac{\quad}{\quad} \qquad (5.1)$$

Тогда вероятность разрушения троса $P_c(d)$определяется как вероятность противоположного *P(d)*события, т.е. равна вероятности попадания края частицы на заштрихованный участок (рис. 5.1) при условии, что β> a. В случае равномерного распределения величины Ĕ, получаем:

$$P_c(d) = [\,1 - \frac{\quad}{\quad}\,] * \theta(\beta - \alpha) \qquad (5.2)$$

где $\theta(\beta - \alpha) = \{_{0}^{\prime\ \prime}$

В предполагается, что полный поток частиц космического мусора разбит на заданное число потоков *к* в зависимости от размера (диаметра) частиц, и каждому *i*-му потоку частиц соответствует среднее значение диаметра d_i(*i* =1,k*).*

Число столкновений *R*некоторого потока частиц диаметром d_iс рассматриваемой КТС на интервале времени Δ*t*определяется формулой:

$$R(d_i) = \Delta F_i S_T(d_i)\Delta t\Delta,\ \ i = 1,k \qquad (5.3)$$

где ΔF_t - среднее число частиц диаметра d_i, проходящих за единицу времени через единичную площадку (определяется из модели загрязнения околоземного пространства) на заданном интервале времени; S_T $(d_i,)$ - приведенная площадь продольного сечения троса для *i*-го потока частиц.

Площадь S_T (d,) представляется как

$$S_t(d_i) = L(D_T + d_i), i = 1,k \qquad (5.4)$$

где L-длина троса.

На основании (1) и (2) определяется вероятностно взвешенное число ударов *i*-го потока частиц, которые могут разрушить трос на заданном интервале Δ*t*

$$N_{c.i} = P_c(d_i) * R(d_i), i = 1,k \qquad (5.5)$$

Исходя из простого условия N_{cl}=1 (i = 1,1,k) в , легко вычислить время t_iдо разрушения КТС при столкновении с потоком частиц диаметраd_i.При столкновении с полным потоком частиц время *T* до разрушения КТС определяется как минимальное среди всех t_i, т.е. *T* = min(t,).*k*=1,k

Практически все методики определения вероятности разрушения (выживания), в частности приведенные в работах, основаны на вероятностных оценках, использующих закон Пуассона. Этот закон имеет место при выполнении следующих условий:

-вероятность попадания того или иного числа частиц космического мусора в КТС зависит от длины рассматриваемой системы, но не зависит от ее положения на орбите, иными словами, частицы распределены на заданной высоте с одинаковой средней плотностью;

-вероятность попадания того или иного числа частиц в КТС не зависит от того, сколько их попало в любую другую область пространства, т.е. частицы попадают в неперекрывающиеся области независимым способом;

-вероятность попадания на малый участок КТС двух и более частиц пренебрежимо мала по сравнению с вероятностью попадания одной частицы (это условие означает практическую невозможность совпадения двух и более частиц).

Таким образом, вероятность разрушения КТС при попадании в трос некоторого вероятно возможного числа частиц на заданном интервале времени Δtпримет вид:

$$P_{SEV}(d_i) = P_c(d_i) * K(d_i) * e^{-P_c(d_i)*K(d_i)} \quad (5.6)$$

Тогда вероятность выживания КТ'С определяется как вероятность противоположного разрушению события, получим:

$$P_{SUR}(d_i) = 1 - P_{SEV}(d_i) \quad (5.7)$$

Предполагается, что если тросовая система выживает при столкновении с каждым потоком частиц некоторого диаметра $d_i(i=1,k)$, то она выживает при столкновении с суммарным потоком космических частиц. Тогда полная вероятность выживания троса на заданной высоте *h*равна произведению вероятностей выживания для каждого из потоков частиц диаметра *di*(i=$1,k$),т.е.:

$$P_{SUR}(h) = \prod_{i=1}^{k} P_{SUR}(d_i) \quad (5.8)$$

Значение $P_{SUR}(h)$используется при выборе конструкции тросовой системы с заданной вероятностью нулевого попадания.

5.3 Модели загрязнения околоземного космического пространства

Анализ загрязнения околоземного космического пространства на конкретных высотах проводится на основе расчетных моделей, описывающих метеорные условия и распределение космического мусора. Наиболее известные и используемые компьютерные модели — ORDEM2000 и Master2001, разработанные в NASAи ESAсоответственно. Эти модели созданы на основе данных, полученных при исследовании космического пространства (приборами, устанавливаемыми на метеорологических ракетах, спутниках и т.д.) и в результате наземных измерений (радиолокационными и оптическими средствами).

Модель ORDEM2000 применима для исследования околоземного пространства на высотах от 200 км до 2000 км. Интервал прогнозирования: 1991-

2030 гг..

Данная модель позволяет определять пространственную плотность космических частиц (число частиц в единице объема, 1/км^3), их среднюю орбитальную скорость (км/с) и значения потоков частиц (число столкновений за единицу времени с единичной площадкой, 1/м^2 ×год) на каждом сегменте заданной орбиты, а также усредненные значения полного потока для каждого заданного размера частиц на всем диапазоне высот. Исходными данными являются параметры орбиты (высота апогея и перигея, наклонение, аргумент перигея), количество сегментов N_{seg}, ($N_{seg} \in [1,100]$), на которое будет разделена плоскость орбиты, год наблюдения и, если наблюдение проводится с Земли, географическая широта, угол азимута и высоты. Все характеристики потоков определяются для частиц размером от 10мкм до 1 м (для шести фиксированных размеров: 10 мкм, 100 мкм, 1 мм, 1 см, 10 см, 1 м).

Модель Master2001 (ESAMeteoroidandSpacedebrisTerrestrialEnvironmentReference) применима для исследования околоземного пространства вплоть до высот геостационарной орбиты. Интервал прогнозирования: 1960-2050 гг. В Master2001, в отличие от ORDEM2000, плотность потока — это поток частиц через поверхность некоторого объекта сферической формы с единичной площадью поперечного сечения (1 м^2).

В сравнении с ORDEM2000 модель Master2001 позволяет более точно:

-задавать положение орбиты КА (дополнительными параметрами являются долгота восходящего узла и истинная аномалия);

-задавать интервал времени (с точностью до дня);

-учитывать более широкий диапазон частиц (диаметр (м) и масса (кг) частиц могут изменяться в пределах [10^{-6}, 100]).

Master2001 позволяет также задавать источники потока частиц космического мусора и метеорных частиц, например, фрагменты космических объектов, выбросы, частицы отвалившейся краски, сезонные метеорные и астероидные потоки и т.д.

5.4 Вероятностные оценки времени выживания КТС

Проведем сравнительные расчеты времени выживания тросовых систем, геометрические характеристики и параметры орбит которых близки к характеристикам КТС в космических экспериментах TiPSи SEDS-2. Предполагаем, что трос в этих системах является монолитным.

Основными характеристиками, влияющими на время выживания КТС, являются:

-конструкционные характеристики троса: площадь продольного сечения троса, определяемая через D_Tи L,исходя из (1), и коэффициент a, задающий прочностные характеристики троса и тем самым определяющий размер опасных для троса частиц;

-загрязнение космического пространства на рассматриваемой высоте (определение плотности потоков частиц заданных размеров проводится по модели ORDEM2000).

На рис. 5.2, 5.3 представлены логарифмические зависимости времени выживания КТС от диаметра троса - $T(D_T)$для высот 300 км и 1000 км соответственно. Для КТС протяженностью 4 км (толстая линия) и 20 км (тонкая линия) построены зависимости $T(D_T)$,каждая из которых соответствует определенному значению коэффициента α, $\alpha \in [0{,}2;\ 0{,}3;\ 0{,}5]$.

При известных значениях L, D_T,α, hполучаем.

1. Для заданных высот (300 км и 1000 км) время выживания КТС протяженностью 4 км выше времени выживания КТС протяженностью 20 км практически в 5 раз (по результатам численных расчетов). Так как для обеих систем рассматривается один диапазон изменения D_T($D_T \in$[0,5 мм; 5мм]), то определяющей характеристикой является длина троса L,поэтому при одних и тех же значениях D_Tвероятность столкновения с космическим мусором системы протяженностью 20 км выше, чем у четырехкилометровой КТС.
2. Для рассматриваемых систем во всем диапазоне D_Tс увеличением значения α время выживания Т также увеличивается. Это объясняется тем, что с увеличением α увеличивается часть диаметра троса, при удалении которой трос будет перебит, т.е. увеличиваются размеры частиц, которые могут представлять наибольшую опасность для троса.
3. Выживаемость обеих КТС на высоте 300 км практически в 5 раз выше, чем на высоте 1000 км. Это объясняется тем, что засоренность космического пространства частицами, представляющими опасность для тросов с диаметрами из указанного диапазона D_Tна высоте 1000 км в несколько раз выше по сравнению с высотой 300 км.

Для сравнения в табл. 5.1 приведены средние значения потоков частиц (1/м^2 * год) размером от 10 мкм до 1 м для высот 300 км и 1000 км, полученные с помощью модели ORDEM2000.

Таблица 5.1

В	Значения потоков для частиц размером					
	км	мкм				
30	0^3	0^1	0^{-2}	0^{-}	0^{-7}	0^{-6}
10	10^3	0^1	0^{-1}	0^{-5}	0^{-6}	$^{-6}$

Как видно из графиков, первоначально, с увеличением D_r(до определенного значения) время выживания $T(D_r)$уменьшается, это объясняется тем, что на рассматриваемых высотах для заданных значений D_Tувеличивается число опасных частиц, которые могут разрушить трос. Но такая тенденция $T(D_r)$зависит также от коэффициента α (выше объяснена зависимость времени выживания от значения коэффициента α). Например, для КТС протяженностью 20 км при α = 0,2 как на высоте 300 км, так и на высоте 1000 км с увеличением значения D_Tвремя выживания уменьшается, и при значении диаметра D_T= 4,5 мм оно практически нулевое. Т.е. на рассматриваемых высотах больше всего частиц, представляющих опасность для троса такого диаметра (по данным ORDEM2000 это частицы размером около 1 мм). Но при α = 0,5 время выживания на начальном этапе остается практически постоянным - потоки

частиц, размеры которых являются опасными для тросов с α = 0,2 и α =0,3, не представляют опасности для более прочных тросов (с α = 0,5).

Затем происходит резкое увеличение времени выживания. Такая зависимость $T(D_T)$ объясняется тем, что число частиц, соизмеримых с диаметромтроса (при заданных α), уменьшается, и такие частицы практически не представляют опасности.

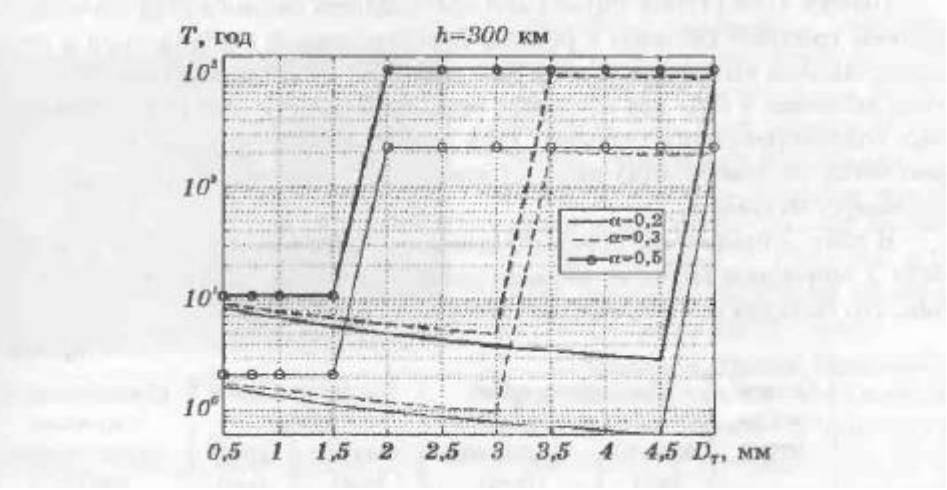


Рисунок 5.2 График время проживания КТС на высоте 300 км

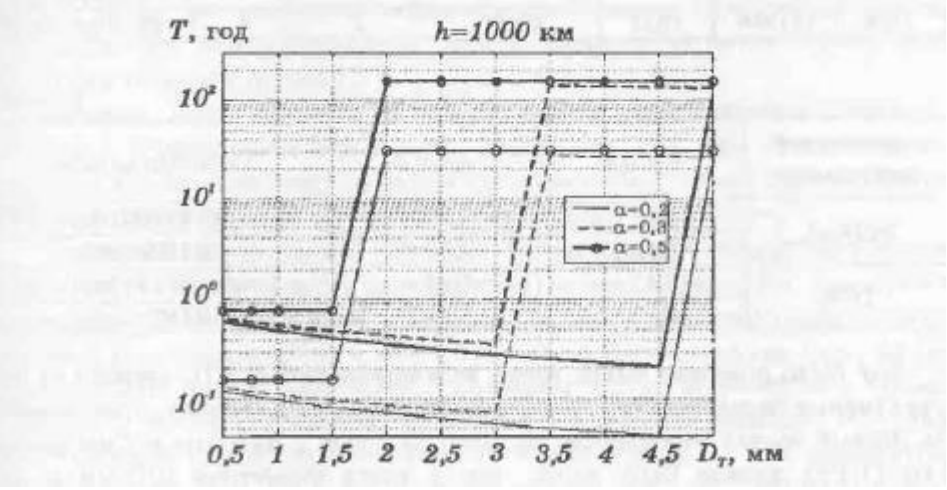


Рисунок 5.3 График время проживания КТС на высоте 1000 км

При дальнейшем увеличении D_T время T, после достижения максимального значения, практически не изменяется, т.е. для заданных характеристик (L, α, h) время выживания уже не зависит от диаметра троса - достигается предельное время выживания, которое будет зависеть от других характеристик КТС, например, от модели троса. Из рис. 5.2 и рис. 5.3 видно, что при значении D_T=5 мм достигается предельное время выживания для рассматриваемых КТС.

В качестве примера проведены также сравнительные расчеты времени выживания тросовых систем в экспериментах TiPSи SEDS-2 по моделям ORDEM2000 и Master2001 соответственно.

В проекте SEDS-2 (SmallExpendableDeploreSystem) проводилась отработка систем развертывания КТС для создания устойчивой радиальной конфигурации. Тросовый модуль массой 25,5 кг был отделен пружиннымmеханизмом от второй ступени ракеты-носителя “Дельта”. Предполагалось, что такая система просуществует не менее месяца.

Проект TiPS (TetherPhysicsandSurvivability) направлен на изучение динамики тросовой системы в режиме гравитационной стабилизации и проведение анализа выживаемости троса в реальной космической среде. Система включает в себя два концевых тела массами 37,7 кг и 10,8 кг, соединенных токонепроводящим тросом. TiPS— первый эксперимент, который был рассчитан на длительную работу (более 5 лет), и в настоящее время функционирует на орбите.

В табл. 5.2 приведены основные данные экспериментов TiPSи SEDS-2. В табл. 5.3 приведено время выживания рассматриваемых систем в предположении, что трос для каждой системы является монолитным.

Таблица 5.2

	Номер/ года	Параметры орбит		Характеристики троса		Комментарии ко времени существования
		высота (км)	наклонение (град)	диаметр (мм)	длина (км)	
SEDS-2	3/1994	350	39	0,75	20	Повреждена на 5 день (4,82)
TiPS	6/1996	1022	63,43	2	4	Не повреждена

Таблица 5.3

Космический эксперимент	α = 0,2	α =0,4	Расчетная модель
SEDS-2	1,69 г.	1,77 г.	MASTER-2001
	1,69 г.	2,13 г.	ORDEM2000
TiPS	0,43 г.	0,68 г.	MASTER-2001
	0,69 г.	1,07 г.	ORDEM2000

Как было показано выше, время выживания любой КТС зависит от конструктивных характеристик троса и загрязнения космического пространства. На первый взгляд вероятность выживания троса с диаметром 2 мм длиной 4 км (TiPS) должна быть выше, чем у троса диаметром 0,75 мм и длиной 20 км (SEDS-2). Но в предположении монолитности троса результаты расчетов показывают обратное. С одной стороны это объясняется тем, что загрязненность космического пространства на высоте 1000 км выше (рис. 5.2), а с другой стороны вероятность столкновения с космическими частицами КТС с диаметром троса 2 мм выше, чем КТС с диаметром троса 0,75 мм.

В действительности, трос как для TiPS, так и для SEDS-2 состоит из

сплетенных прядей полиэтиленовых волокон высокопрочного материала Spectra1000. Структура волокон для рассматриваемых систем идентична, известно, что в SEDS-2 диаметр каждой пряди составляет ~ 0,094 мм. В отличие от SEDS-2, в трос TiPS, сплетенный из 12 прядей Spectra1000, для увеличения диаметра дополнительно вставлено четыре акриловые нити, что позволяет сделать систему более устойчивой к разрушению и улучшить оптическое слежение за системой. Если предположить, что в TiPSпряди отделены акриловыми нитями на достаточном расстоянии друг от друга, и эти пряди можно рассматривать как отдельные нити, то вероятность выживания такой системы существенно увеличится. Такое предположение объясняетотличие расчетных значений времени выживания (табл. 3) от реального времени существования данной КТС. На рис. 5.4 представлен образец нити для тросовой системы в проекте TiPS. Рисунок также заставляет усомниться в официально заявленных значениях диаметра троса данной системы. Но на примере расчетов для SEDS-2 показано, что даже успешный прогноз не гарантирует выживания тросовой системы на заданном промежутке времени (в отличие от расчетных значений - 1,69 года, КТС была перебита частицами космического мусора на пятые сутки).

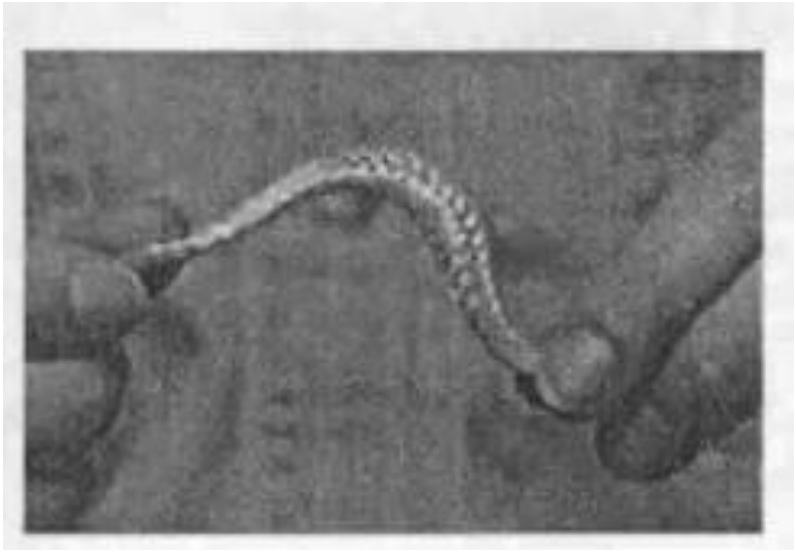


Рисунок 5.4 Троссевая нить для системы Tips

Повышение уровня надежности тросовых систем в космическом пространстве связано с применением новых конструкций тросов. Многожильная конструкция троса, получившая название Hoytether, предложена в работе. Согласно теоретическим расчетам, в условиях близких к тем, которые наблюдались в полете SEDS-2, такой трос должен обеспечить существование КТС в течение не менее десяти лет. Интересны также идеи использования вместо троса ленты или тканевой трубки.

5.5 Выводы

Таким образом, на основе анализа существующих подходов и методик к

определению вероятности выживания КТС при столкновении с потоками космических частиц рассмотрена методика, позволяющая оценить влияние размера частицы на выживаемость троса.

С использованием данной методики по имеющимся данным загрязнения околоземного космического пространства можно определить вероятность выживания КТС на некотором интервале времени и провести анализ влияния основных параметров орбит и конструкционных характеристик троса на время выживания при столкновении с потоками частиц космического мусора. Результаты расчетов показали ограниченность рассматриваемой методики. Она позволяет определять вероятность выживания КТС для монолитных конструкций троса, а для более сложных конструкций дает неверные результаты (отличные от экспериментальных данных - SEDS-2 и TiPS). Поэтому в данной методике при определении вероятности выживания системы необходимо учитывать сложность конструкций троса (многожильность).

Заключение

При выполнении дипломной работы были получены следующие результаты:

- ознакомление с характеристиками малых спутников-микроспутников, а также применение для низкоорбитальных КА различные виды систем ориентации и стабилизации;
- изучены виды и принципы работы существующих солнечных датчиков. Изучены и проанализированы преимущества и недостатки существующих солнечных датчиков,
- в главе безопасность жизнедеятельности выбрана система оценка выживаемости троссовых систем. Рассчет загрязнения околоземного космического пространство давал понять насколько долго времениможе парировать КА;
- в главе технико-экономическое обоснование рассчитаны затраты на изготовления солнечного датчика, а также рыночная цена реализации макета солнечного датчика микроспутника.

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. Штернфельд А.А. Введение в космонавтику. – М.: Наука, 1974. – 240 с.