МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество
АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

кафедра сист. управл. аэрокосм. техн.

«Допущен к защите»
Заведующий кафедрой СУАТ
Шамшибаев К.К. к.т.н., профессор
(Ф.И.О., ученая степень, звание)
(подпись) « 09 » 06 2016 г.

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

На тему: Разраб. программ. комплекс наноспут

Специальность Комп. т-ка и техн.

Выполнил (а) Коробкина Г.Н. СУАТА-12-1
(Фамилия и инициалы) группа

Научный руководитель Шамш. /Толмакова И.М./
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)

Консультанты:

по экономической части:
Бешимова Анна Ивановна доцент, к.э.н.
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) « 16 » 06 2016 г.

по безопасности жизнедеятельности:
Досыбаев Марат Кокорович д.т.н., проф.
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) « 23 » мая 2016 г.

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

Нормоконтролер: Шамш. /Толмакова/
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) « 09 » 06 2016 г.

Рецензент:
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) « » 20 г.

Алматы 2016 г.

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество
АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

Факультет Аэрокосмический и инф. техн.
Специальность Сист. автомат. управления
Кафедра Сист. управл. аэрокосм. техн.

ЗАДАНИЕ
на выполнение дипломного проекта

Студент Скоробогатько Григорий Николаевич
(фамилия, имя, отчество)

Тема проекта Разработка перспективной конструкции наноспутника

утверждена приказом ректора № 148 от «19» октября 2015 г.
Срок сдачи законченной работы «___» _____ 20___ г.
Исходные данные к проекту требуемые параметры результатов проектирования (исследования) и исходные данные объекта

Масса наноспутника
Орбита наноспутника

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

Введение
1. Спец. часть
1.1 Классиф. и пр. кар-ка наноспут.
1.2 Состоян. и перспективы констр. наноспут.
1.3 Разр. перспектив. констр. наноспут.
2. Экономич. часть
2.1 Расчет мат. затрат
2.2 Расчет стоим. перспек. к н.
3. Часть ОБЖ
3.1 Охрана тр. и техн. безоп. на раб. месте
3.2 Техн. безоп. при р-те с эл. приб.
Заключ-е; Список исп. лит-ры; Приложен.

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей)

Рекомендуемая основная литература

Поиб В.И. Системы приводов и стиаб. КА - М.: Машиностр., 1986. - 184 с.
Пушин В.Н. Осиб. устр. КА: Учебн. для вузов. - М.: Машиностр., 2003. - 272 с.

Консультанты по проекту с указанием относящихся к ним разделов

Раздел	Консультант	Сроки	Подпись
Безоп. жизнед.	Аюсибаев И.К.	01.02-23.05.2016	
Экономич. часть	Бекишева А.О.	05.03-16.05.16	
Нормоконтролер	Шамирзаев Н.К.	09.06.2016г.	

ГРАФИК
подготовки дипломного проекта

№ п/п	Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления руководителю	Примечание
	Введение	25.03.16	
1.1	Классифик-я и пр. хар-ка НОМ	11.04.16	
1.2	Сост и перспек констр. НОМ	25.04.16	
1.3	Разраб. перспек констр. наноспута	03.05.16	
4	Эксп схемы	16.05.16	
5	Основы безоп жизнед.	16.05.16	
	Заключ.	18.05.16	

Дата выдачи задания «03» 11 2016 г.

Заведующий кафедрой _____ (подпись) М. Шимкибаев (Фамилия и инициалы)

Руководитель _____ (подпись) _____ (Фамилия и инициалы)

Задание принял к исполнению
студент _____ (подпись) Скоробогатько Г.Н. (Фамилия и инициалы)

Аннотация

Настоящая дипломная работа состоит из 3 разделов, каждый из которых в подробностях описан ниже.

В первом разделе даны общая характеристика наноспутников, информация по аппаратной структуре наноспутников стандарта "CubeSat"; рассмотрены перспективы конструирования наноспутников в нашей республике, а также разработана своя собственная конструкция наноспутника.

Второй раздел дипломной работы посвящен экономической составляющей моей разработки; произведен расчет материальных затрат, а также итоговый расчет стоимости будущей конструкции.

В разделе под номером 3, посвященном безопасности жизнедеятельности, были рассмотрены методы защиты спутника от воздействия космической радиации, а также предложен свой собственный вариант обделки электронных средств, в целях из безотказной работы.

В заключении дипломного проекта представлены основные результаты по выполненной работе.

Annotation

This diploma work consists of 3 sections, each of which is described in greater detail below.

The first section provides a general description of nano-satellites, information on the hardware structure of nano-satellites standard "CubeSat"; the prospects of designing nano-satellites in our country, as well as nano-satellite developed its own design.

The second section of the thesis is devoted to the economic component of my development; a calculation of material costs, as well as the final calculation of the cost of future construction.

Under number 3, dedicated to the safety of life, it has been considered to protect the satellite from the methods of exposure to cosmic radiation, as well as offer its own version of the lining of electronic means, with a view of uptime.

At the end of the graduation project

t presented main results of the work performed.

Дерексіз

Бұл дипломдық жұмыс, төменде толығырақ сипатталған әрқайсысы 3 бөлімнен тұрады.

Бірінші бөлім нано-спутниктер, нано-спутниктердің стандартты «CubeSat» аппараттық құрылымы туралы ақпаратты жалпы сипаттамасы қамтамасыз етеді; Біздің елімізде нано-спутниктер жобалау перспективалары, сондай-ақ нано жерсеріктік өз дизайнын әзірлеген.

Диссертацияның екінші бөлімі менің дамуының экономикалық компонентіне арналған; материалдық шығындарды есептеу, сондай-ақ болашақ құрылыстың құнын түпкілікті есептеу.

Өмір қауіпсіздігі арналған № 3, астында, ол ғарыштық сәулелену әсерінен әдістерінен бастап спутникті қорғау үшін қаралды, сондай-ақ жұмыс уақытының мақсатында, электрондық құралдарын астары өз нұсқасын ұсынады.

Дипломдық жобаның соңында орындалатын жұмыстың негізгі нәтижелерін ұсынды.

Содержание

Введение…….9
1.1. Классификация и краткая характеристика наноспутников……...10
1.1.1 Общие сведения о малых КА…….....10
1.1.2 Общая характеристика наноспутников……16
1.1.3 Аппаратная структура……18
1.1.4 Назначение полезной нагрузки……..18
1.2. Состояние и перспективы конструирования наноспутников……20
1.3. Разработка перспективной конструкции наноспутников……..22
1.3.1 Элементы конструкции……...22
1.3.2 Несущая конструкция……..27
1.3.3 Система питания……...28
1.3.4 Система радиосвязи……..28
1.3.5 Тестирование платформы……29
1.3.6 Обоснование выбора конструкторского материала……..29
1.3.7 Выбор теплового режима наноспутника OptiCube(3U)……....31
2. Экономическая часть……33
2.1. Расчет материальных затрат……..35
2.2. Расчет стоимости перспективной конструкции наноспутников……40
3. Часть ОБЖ. Защита от излучений, воздействующих на ЭС наноспутника……..41
3.1. Виды излучений и их основные свойства……41
3.2. Источники излучения……..44
3.3. Космические излучения в околоземном пространстве……45
3.4. Защита от лучей различных компонентов……49
3.4.1 Ослабление потока электронов за защитным экраном из алюминия……50
3.4.2 Основные характеристики радиации на солнечно-синхронных орбитах……53
3.5. Целесообразный выбор защиты. Расчет толщины защиты от фотонного излучения для различных материалов……..55
3.6 Выводы по разделу……...56
Заключение……..58
Список использованной литературы……60
Приложение А……..62

Введение

Конструирование и запуск наноспутников (малых КА, полный вес которых варьируется от 1 до 10 кг) в последнее время представляет собой достаточно распространенное явление.

Такая заинтересованность в малых КА объясняется в первую очередь тем, что наноспутники, как и все КА подобного типа, могут быть использованы в качестве адекватной замены больших космических аппаратов.

Условия для такой «ракировки», как становится ясно из списка ниже, у спецов имеются самые благополучные:

– это и низкие расходы на разработку и изготовление наноспутника;

– и низкая цена запуска(легкие космические аппараты могут выводиться в качестве попутного груза на ракетах-носителях или в транспортных кораблях, доставляющих грузы на долговременные орбитальные станции);

– ну и в заключение – снижение риска больших финансовых потерь при гибели наноспутника в случае аварии на старте или при неудачном выведении его на рабочую орбиту.

В этой связи, в дипломном проекте ставится задача разработать самостоятельную конструкцию спутника подобного типа, определиться с назначением полезной нагрузки и, как итог, провести тестирование платформы.

Помимо прочего, в данной дипломной работе будут также произведена оценка влияния космического излучения на исправность работы ЭС(электронных средств) наноспутника, а также рассмотрены условия для их нормальной работы.

В заключительном разделе будет осуществлен анализ основных технико – экономических показателей, а также подсчитаны итоговые затраты на продукт.

1.1 Классификация и краткая характеристика наноспутников

1.1.1 Общие сведения о малых КА

Сейчас трудно установить приоритет того, кто впервые использовал «малый спутник» как термин, классифицирующий новый класс космических аппаратов. В 1990 году известная европейская фирма Arianespace, разработчик и производитель ракет – носителей Ariane, предложила платформу под названием ASAP (Ariane Structure for Auxiliare Payloads) в виде большой плоской шайбы диаметром 2.9 м, размещаемой между последней третьей ступенью ракеты Ariane – 4 и выводимым ею основным КА. На платформе были размещены шесть спутников значительно меньшего размера по сравнению с основным аппаратом (рис. 1.1). С космодрома Куру во Французской Гвиане 22 января 1990 года попутно с основным спутником SPOT – 2 (масса 1870 кг) ракета – носитель Ariane – 4 (V35) вывела на солнечно – синхронную почти круговую орбиту высотой около 790 км и наклонением 98.6 0 шесть малых спутников: радиолюбительские американские PACSAT и Webersat, аргентинский Lusat и бразильский Microsat – 2 (каждый массой по 12 кг), а также английские UoSat – 3 и Uosat – 4 (по 48 кг). После отделения основного спутника и отхода его на безопасное расстояние малые спутники отделились в заданной последовательности с помощью пружинных толкателей.

Тогда же Arianespace предложила условную классификацию спутников по массе (см. таблицу 1.1). Попытки понять или ввести какие – то соответствия или ассоциацию кроме того, что micro, nano и pico последовательно отстоят друг от друга на три порядка, не приводят к успеху. Однако использование этой классификации в качестве некоторого общепринятого критерия или “птичьего языка” оказалось удобным. Кстати, по этому формальному признаку первый советский искусственный спутник Земли, выведенный на орбиту 4 октября 1957 года, массой 83 кг вполне принадлежит классу микроспутников, а первый американский спутник Explorer – 1, выведенный на орбиту 1 февраля 1958 года, массой 8.3 кг попадает в класс наноспутников. Следующий американский спутник Vanguard – 1 (17 марта 1958 года) массой 1.5 кг вообще приблизился к классу пикоспутников. Иногда малыми спутниками называют все упомянутое множество аппаратов, а микроспутниками — все спутники с массой менее ста килограммов.

Пикоспутники, в свою очередь, могут подразделяться на еще более мелкие классы. Пример пикоспутника приведен на рис.1.1 В общем, будем считать, что формальная классификация введена.

Mini	Small	Micro	Nano	Pico
1000–500 кг	500–100 кг	100–10 кг	10–1 кг	1–0 кг

Таблица 1.1 – Классификация спутников по массе

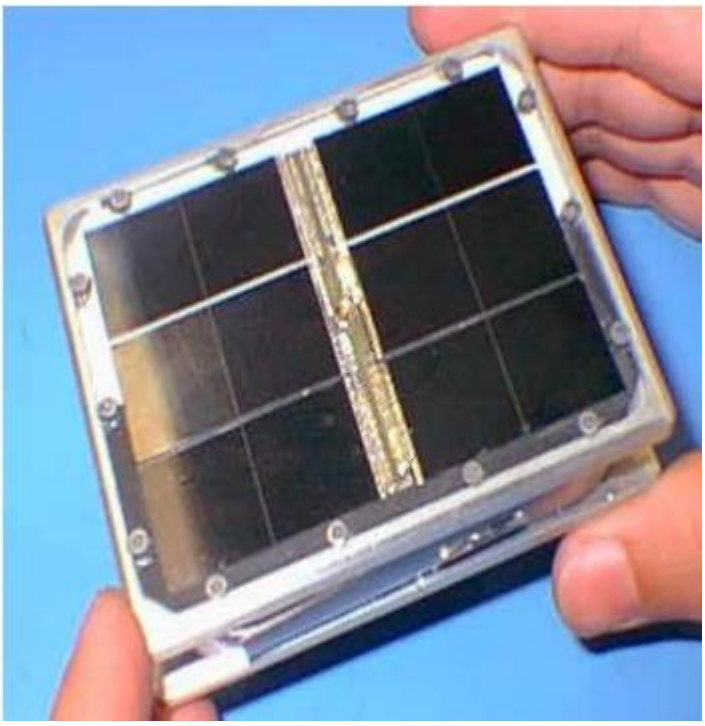


Рис. 1.1 – Пример пикоспутника

Что же еще такого уникального в малых спутниках? Оказывается, не малые размеры и массу привнес термин «малые спутники». Точнее, не только размеры и массу, а иную идеологию подхода к разработке и использованию космических аппаратов.

Например, попробуйте решить, что выгоднее — делать дорогой универсальный спутник, который уж если его вывели на орбиту, то он должен в течение долгого времени решать возложенные на него задачи, или же относительно быстро разработать, изготовить и вывести на орбиту несколько сравнительно недорогих аппаратов, чтобы, как это ни кощунственно звучит, в случае возможной поломки одного из них, вывести на орбиту следующий аппарат? Особенно если принять во внимание, что электронная компонентная база развивается столь стремительно, что

быстродействие бортового компьютера через короткое может увеличиться на порядок, а разрешение электронных камер позволит делать снимки значительно более высокого разрешения, чем прежде. А снизить стоимость вывода на орбиту можно, используя легкие носители, например, конверсионные. В 90–х годах прошлого столетия конверсионные ракеты рассматривались как радикальный способ снижения стоимости вывода на орбиту малых спутников. Особенно этот вопрос муссировался в связи с необходимостью уничтожения в большом количестве баллистических ракет по советско-американскому Соглашению о сокращении ядерного оружия и средств его доставки. (Здесь следует вспомнить отечественные, стартующие с подводных лодок ракеты «Волна» и «Штиль» (адаптированные из боевых ракет морского базирования для вывода, соответственно, на баллистическую траекторию и на орбиту вокруг Земли микроспутников)).

В настоящее время используются в основном два способа вывода малых спутников — либо на среднем носителе типа Ariane попутным запуском, либо на легком носителе типа «Днепр», специально ориентированном на групповой запуск такого типа аппаратов. Основной недостаток обоих способов — ожидание подходящего по срокам пуска и планируемой орбите вывода носителя. Появились даже фирмы, специализирующихся на посредничестве в поиске и отслеживании нужных по срокам и орбитам носителей. В США для запуска малых спутников используются средства собственной разработки, например, ракета «Delta» в разных модификациях. При этом как в США, так и в Европе реализуются преференции в использовании национальных средств вывода спутников на орбиту.

Конечно же, не все задачи под силу решить малыми аппаратами — попробуйте, например, запустить космонавта на корабле с недостаточной надежностью или разместить большую оптическую систему на малом спутнике — отношение λ к d еще никто не отменял. Действительно, способность оптических приборов давать раздельное изображение двух близких точек характеризуется их разрешающей способностью. Дж.Релей, используя теорию дифракции, ввел критерий, в соответствии с которым предельное угловое разрешение определяется выражением $1{,}2\ \lambda/d$, где λ — длина волны, d — диаметр апертуры - входного отверстия оптической системы. Тем самым, исходя из этого критерия, независимо от класса спутника должна быть обеспечена минимально необходимая апертура оптической системы.

Фактически, при разработке и использовании микроспутников работает принцип — оптимум достигается не на границах интервала, а где-то между ними. Но где? В общем, все это требует применения более сложных методов принятия решений. Например, как говорит поговорка — хорошо

быть и здоровым, и богатым. А если хотя бы один компонент отсутствует? Допустим, имеющиеся материальные или финансовые ресурсы не позволяют быстро построить большой аппарат. «Длинных» ресурсов нет, но задачи же решать надо. Тогда можно попробовать использовать распределенный по времени ресурс — сегодня решаем часть задачи, придавая ей статус законченной, а при поступлении следующего ресурсного транша повторяем процедуру. Действуем «методом декомпозиции» — разбиением нерешаемой в целом и сразу задачи на подзадачи, каждую из которых удается решить имеющими средствами. Даже если в дальнейшем ресурсы и не поступают, то задача уже частично решена (накоплены знания, получена необходимая информация, проверена технология, продемонстрированы возможности, подготовлены специалисты).

Так что же нового привнесло понятие малый спутник? Ведь еще в 60-х годах ВНИИЭМ — российское предприятие космической отрасли, которое ранее разработало спутники серии МЕТЕОР и ГОМС для составления прогнозов погоды, РЕСУРС-О и их модификации для наблюдения Земли, льдов мирового океана, разработало и вывело на орбиту для отработки технологии управления угловым движением спутников с помощью электродвигателей-маховиков два малогабаритных спутника массой около 100 кг каждый («Электро-1» и «Электро-2»). Их макет можно и сейчас увидеть в Политехническом музее в Москве. Правда, тогда никто не называл их малыми спутниками (ведь и упомянутый выше первый искусственный спутник Земли тоже попадал в этот класс). Да многие исследовательские спутники на заре космической эры по массе вполне попадали в этот диапазон (навигационные спутники Transit, исследовательские GGSE, Magion, спутники серии «Радио» и Oscar и многие-многие другие). Профессор Мартин Свитинг, ныне исполнительный директор SSTL (Surrey Satellite Technology Ltd) — по нашим меркам малого предприятия, образованного на базе исследовательской лаборатории Университета графства Суррей на западе от Лондона, которое занимает лидирующие позиции в мире по разработке, созданию, запуску, а также и внедрению в образовательный процесс малогабаритных спутников, и директор Surrey Space Center в 80-х годах на заре своей трудовой деятельности разработал и запустил вместе с коллегами несколько микроспутников, которые назывались «радиолюбительскими». Но опять же их никто тогда не называл «малыми». SSTL является хорошим примером, как сейчас модно говорить, инновационной компании малого бизнеса, показавшей как можно трансформировать знания и технологии в бизнес и политику. Кстати, Мартин получил в 2002-ом году почетное рыцарское звание “сэр” от королевы Великобритании за заслуги в области освоения космоса и теперь правильно

писать Sir Martin Sweeting. Микроспутник Tsinghua-1, созданный совместно SSTL и Китаем, на базе типовой платформы SSTL общей массой с полезной нагрузкой до 70 кг изображен на рис.1.2.

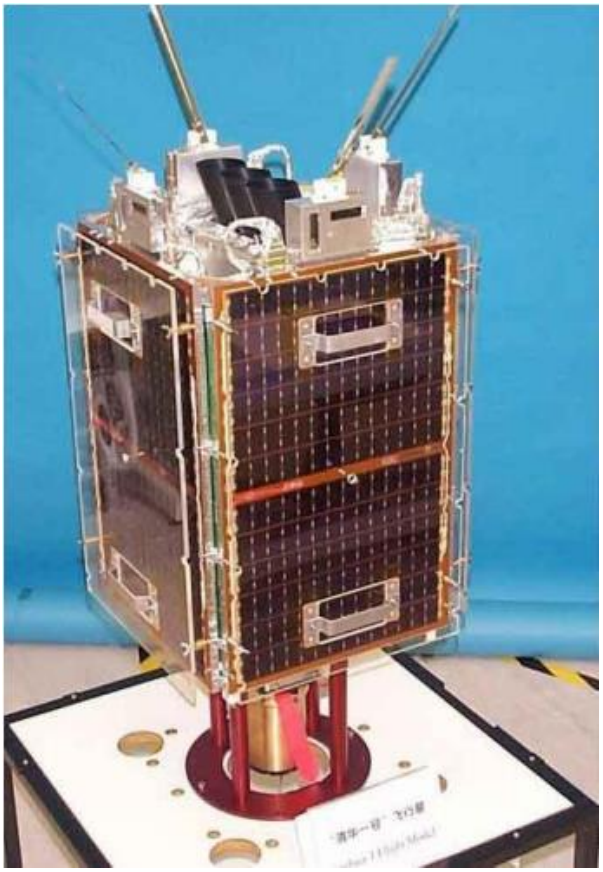


Рис. 1.2 – Микроспутник Tsinghua-1

Можно выделить два основных направления, по которым идет развитие малых спутников. Первое направление (условно назовем его университетским) базируется на весьма противоречивой идее «Better, Faster, Cheaper» («Лучше, быстрее, дешевле»), провозглашенной в американской программе NASA X2000 (программа разработки и создания миниатюрных космических аппаратов). Хотя правильней уж сказать low cost спутники, так как термин cheap в английском языке носит смысл «дешевка», а не низкая

стоимость. Анализ эффективности предложенной парадигмы приведен в статье Джима Ватцина из NASA Goddard Space Flight Center (США). Интерпретация для детей почему надо делать малые спутники в забавной форме приведена на сайте NASA. Спутники, разработанные по такой идеологии, действительно являются малыми по массе и габаритам (обычно это 10/100 кг по массе и несколько десятков сантиметров в размере соответственно). При их изготовлении используются самые доступные компоненты, как правило, даже не проходящие сертификации для применения в условиях космоса и это — при обычно негерметичном исполнении корпуса спутника! Невысокая стоимости обусловлена тремя «составными частями»: недорогие комплектующие, дешевые студенческие рабочие руки и, — при малой массе спутника, — дешевый, а зачастую и бесплатный вывод на орбиту. Такие спутники, конечно, не решают сложные научные или технологические задачи. Полезная нагрузка для них может поставляться ее разработчиками даже бесплатно с целью, например, проверки ее работоспособности в условиях космоса перед ее использованием в дорогостоящих проектах.

Пожалуй, основным результатом такого подхода является обучение специалистов через их участие в практической работе, пусть и не сложной, но содержащей все основные этапы реальных проектов чего не удается достигнуть при любом, сколь угодно изощренном аудиторном обучении. Еще одним достоинством такого способа обучения является возможность для студента принять участие во всех этапах проекта — от замысла до обработки полетных данных в течение всего срока своего пребывания в университете.

Перечислим только несколько известных зарубежных университетов, которые интенсивно вовлекают студентов в разработку малых спутников:

– Университет графства Суррей (ныне — SSTL);

– Стэнфордский университет (проект OPAL, пикоспутники StenSat массой 0,2 кг(!), QuakeSat, CubeSat);

– Технический университет Берлина (наноспутники TUBSat);

– Центр космических технологий и микрогравитации Бременского университета (BremSat);

– Университет штата Юта (аппарат NuSat);

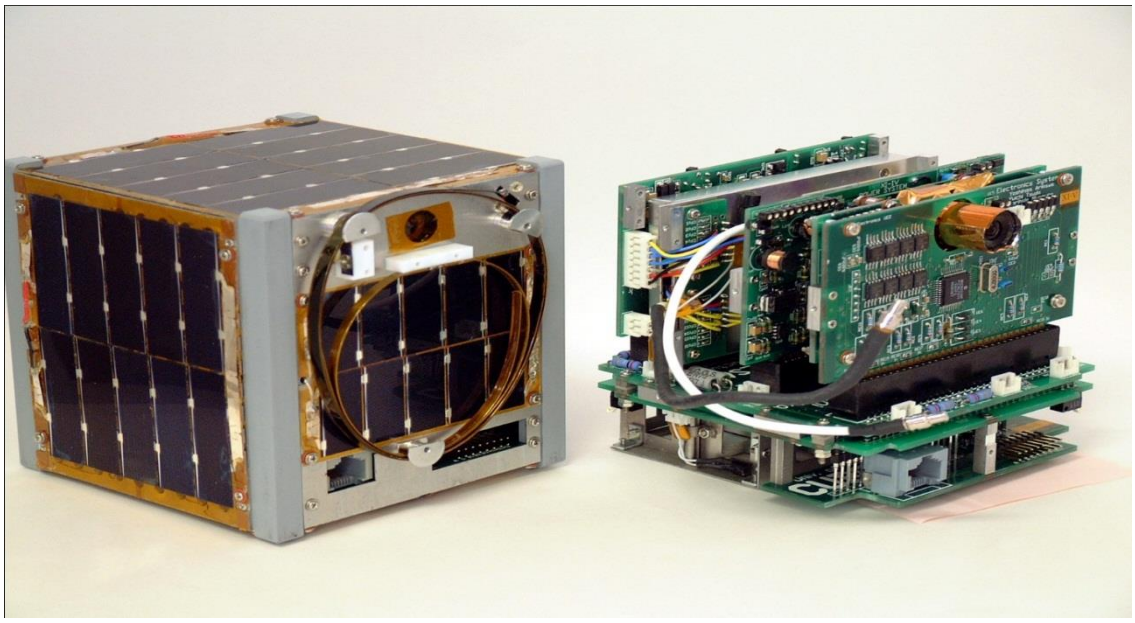
– Университет Санта Клара (спутник Artemis);

– Университет Рима La Sapienza (четыре микроспутника UniSat);

– Массачусетский технологический институт (проекты SPHERES и EMFF).

– Университет Токио (CubeSat’ы)

Интересное предложение сделал профессор Роберт Твиггс из Стэнфордского университета несколько лет назад: каждый желающий может



запустить индивидуальный наноспутник массой 1 кг и размером 10x10x10 см — эдакий кубик — и назвал его CubeSat(см. ниже рис. 1.3). Объявленная цена такой услуги — 50 тысяч долларов. Нельзя сказать, что выстроилась очередь из желающих, но то, что мода пошла на CubeSat'ы, сказать можно точно.

Рис. 1.3 – Наноспутники стандарта CubeSat

В своей работе я также не стал отходить от моды, в связи с чем, в дальнейших разделах речь пойдет о спутниках именно этого типа.

1.1.2 Общая характеристика наноспутников

Наноспутники (англ. Microsatellite, microsat) имеют полную массу от 1 до 100 кг (иногда термин применяется и к немного более тяжелым аппаратам).

Наноспутник несет полезную нагрузку, связанную с определенным классом решаемых задач широкого спектра.

Чаще всего в состав полезной нагрузки входят фотокамеры, а также различные датчики(датчики радиации, датчики деградации и др.). Малые космические аппараты используют для изменения магнитного и гравитационного полей Земли, измерения состава и количества заряженных частиц в околоземном пространстве, предсказание землетрясений. Не борту спутника CubeSat проводился даже биохимический эксперимент с бактериями. Часто наноспутники используют для испытаний электронных компонентов, конструктивных и технологических решений в условиях реального космоса, чтобы потом применить их в производстве более крупных космических аппаратов. В общем, фантазия исследователей ограничивается только габаритами, весом и энергетическими возможностями предоставляемыми на борту малого космического аппарата.

По своему функциональному назначению малые космические аппараты могут быть разделены на следующие группы:

– МКА связи;

– МКА дистанционного зондирования Земли;

– научные и образовательные МКА;

Наряду с функциональным назначением МКА важным для разработчика бортовых систем управления являются следующие позиции:

– срок активного существования;

– требования по точности ориентации;

– степень автономности от наземного комплекса управления;

– необходимость специальной ориентации МКА на Землю для обеспечения устойчивой радиосвязи с наземным комплексом управления на начальном участке полета;

– исполнительные органы системы ориентации и стабилизации;

– инерционно-массовые характеристика МКА;

– условия эксплуатации МКА: внешние возмущающие факторы, наличие угловых маневров при целевом применении, допустимость угловых маневров при проведении технологических операций (калибровка командных приборов и целевой аппаратуры), высота орбиты и др.

Класс малых аппаратов непрерывно развивается, появляются новые подходы к проектированию, возможности попутного запуска, происходят миниатюризация, улучшение бортовых и наземных возможностей и т.д. Общая структура современных наноспутников представлена на рисунке 1.4

Рис. **Ошибка! Текст указанного стиля в документе отсутствует.**.4 – Структурная схема аппаратного обеспечения наноспутника

1.1.3 Аппаратная структура

Бортовой компьютер является центральным элементом — «сердцем» спутника. Его характеристики определяются целями полета конкретного спутника, а также уровнем развития электронной элементной базы. Условия космического пространства предъявляют жесткие требования к выбору элементов бортового компьютера. Они должны быть устойчивы к действию космической радиации, работать в широком диапазоне температур, иметь достаточно низкое энергопотребление. Для спутников типа «CubeSat» используются промышленные электронные компоненты, более дешевые и менее устойчивые к действию радиации, чем «космические» компоненты, применяемые в традиционных спутниках. При этом промежуточные варианты конструкций создаются на основе еще более дешевых бытовых компонентов.

Система энергоснабжения. Система энергоснабжения «CubeSat» состоит из солнечных батарей, обеспечивающих его энергией на освещенной стороне орбиты, и аккумуляторных батарей, питающих бортовые системы на

теневой стороне орбиты (примерно треть времени жизни для большинства «CubeSat») и запасающих энергию солнечных батарей.

Система связи и аппаратура наземной станции слежения. Бортовая система связи «CubeSat» осуществляет передачу сигналов радиомаяка, прием команд управления, передачу телеметрической информации и данных, полученных от полезной нагрузки.

Система ориентации и стабилизации (СОиС). Определение ориентации осуществляется с помощью магнитных и солнечных датчиков, для управления чаще всего используются микромеханические исполнительные органы – двигатели-маховики. В состав СУОС также входят датчики температуры (термисторы), поскольку характеристики солнечных датчиков существенно зависят от температуры.

1.1.4 Назначение полезной нагрузки

Рассматриваемый в работе наноспутник, разработанный по уже известному стандарту CubeSat, предназначен для ДЗЗ, т.е. для наблюдения поверхности Земли путем аэрокосмической съемки.

Дистанционное зондирование земли (ДЗЗ) имеет многолетнюю историю развития, которая началась с первых фотографических съемок Земли с воздушных шаров и самолетов в конце 19 века и по мере развития фотографической техники стала основой аэрофотографии – важной прикладной отрасли науки, хозяйства и военного дела. Появление космических носителей – спутников земли – обеспечило возможность проведения космических съемок. Сегодня ДЗЗ изкосмоса - весьма активно развивающиеся направление космической техники.

Методы ДЗЗ могут быть пассивные, использующие естественное отраженное или вторичное тепловое излучение объектов, обусловленное солнечной радиацией, и активные — использующие вынужденное излучение объектов, инициированное искусственным источником направленного действия. Диапазон измеряемых электромагнитных волн — от долей микрометра (видимое оптическое излучение) до метров (радиоволны). Возможность идентификации и классификации объектов основывается на том, что объекты разных типов — горные породы, почвы, вода, растительность и т. д. — по разному отражают и поглощают электромагнитное излучение в том или ином диапазоне длин волн.

Космические аппараты дистанционного зондирования Земли используются для изучения природных ресурсов и решения задач метеорологии, они оснащаются в основном оптической и радиолокационной аппаратурой. Преимущества последней заключаются в том, что она позволяет наблюдать поверхность Земли в любое время суток, независимо от состояния атмосферы.

Для создания точных карт на основе данных дистанционного зондирования, необходима трансформация, устраняющая геометрические искажения. Снимок поверхности Земли аппаратом, направленным точно вниз, содержит неискаженную картинку только в центре снимка. При смещении к краям расстояния между точками на снимке и соответствующие расстояния на Земле все более различаются. Коррекция таких искажений производится в процессе фотограмметрии. С начала 1990-х большинство коммерческих спутниковых изображений продается уже скорректированными.

Кроме того, может требоваться радиометрическая или атмосферная коррекция. Радиометрическая коррекция преобразует дискретные уровни сигнала в их истинные физические значения. Атмосферная коррекция устраняет спектральные искажения, внесенные наличием атмосферы.

В рамках программы NASA Earth Observing System были сформулированы уровни обработки данных дистанционного зондирования:

0 – Данные, поступающие непосредственно от устройства, без служебных данных (синхронизационные фреймы, заголовки, повторы)

1a – Реконструированные данные устройства, снабженные маркерами времени, радиометрическими коэффициентами, эфемеридами (орбитальными координатами) спутника

1b – Данные уровня 1a, преобразованные в физические единицы измерения

2 – Производные геофизические переменные (высота океанических волн, влажность почвы, концентрация льда) с тем же разрешением, как у данных уровня 1

3 – Переменные, отображенные в универсальной пространственно-временной шкале, возможно дополненные интерполяцией

4 – Данные, полученные в результате расчетов на основе предыдущих уровней

В качестве примера в своем дипломном проекте я остановился на модели (см. раздел 1.3) наноспутника OptiCube, каждое звено которого предназначено для калибровки наземных станций, которые выполняют задачи по слежению за космическим мусором.

Спутники данного типа были созданы на базе спутниковой платформы CubeSat(3U) для наноспутников специалистами California Polytechnic University/Калифорнийским политехническим государственным университетом.

На околоземной орбите спутники OptiCube используются, как цели, по которым наводятся и калибруют датчики американских наземных станций слежения за космической обстановкой.

1.2 Состояние и перспективы конструирования наноспутников

До сих пор конструкторы наибольшее внимание уделяли спутникам класса мини и микро, наноспутники существовали в единичных экземплярах. Их делали в основном в образовательных целях, коммерческие перспективы же были весьма туманны.

Действительно, кто купит аппарат, на который в лучшем случае помещаются пара видеокамер и радиоустройство, и который живет на орбите всего несколько месяцев?

Желающих не находились, поэтому с наноспутниками долгое время только экспериментировали. Один из первых подобных аппаратов – SNAP-1, производства фирмы SSTL, запустили в 2000 году с космодрома Плесецк. Он нес на борту систему наблюдения за другими орбитальными аппаратами, а также фотографировал поверхность Земли. В конструкции использовали матричную ПЗС камеру с разрешением 1 километр и матрицей 512 х 512 элементов, 3-осевую ориентацию, GPS позиционирование. SNAP-1 весил 6.5 кг и обошелся разработчикам в 1.5 миллионов долларов. Этот эксперимент показал, что наноспутники могут выполнять работы по дистанционному зондированию Земли (ДЗЗ), а значит, на них найдется свой покупатель. Их возможности постоянно совершенствуются, и вот в 2007 году американцы испытали сразу несколько наноспутников ДЗЗ. Вскоре аппарат весом 3 килограмма сконструировали в Израиле, а в

Берлинском университете запустили первый пикоспутник BEESAT – всего-то весом 1 килограмм. Назначение этого крохи сводилось к испытанию миниатюрных элементов конструкции и приборов.

В России тоже занимаются наноспутниками. Первый отечественный аппарат этого класса запустил на орбиту в 2005 году Селижан Шарипов, работая на МКС, – он просто выбросил его рукой в космос. Наноспутник весом 5 килограмм сконструировали в НИИ космического приборостроения. Там полагают, что коммерческая ниша для таких устройств в России есть, и они вполне могут конкурировать с большими аппаратами.

Возможности нынешних наноспутников многократно возросли по сравнению с первыми образцами, за рубежом для них открылись коммерческие перспективы, и почему бы действительно не развивать этот бизнес у нас. Во НИИ КП разработали программу технологических наноспутников и сконструировали несколько моделей. Самый первый аппарат ТНС-0, именно его запустил Шарипов, представлял собой цилиндр с радиоаппаратурой внутри, который питался от обычной литиевой батареи, поэтому прослужил на орбите всего 2.5 месяца. Его задачей была проверка работы аварийного радиобуя системы «Коспас-Сарсат» в космических условиях. Управляли им и собирали телеметрические данные через систему «Глобалстар». Коллеги быстро прознали об успешном испытании наноспутника, и конструкторам стали поступать заказы на выполнение научных экспериментов, пока, правда, бесплатные. Сейчас готово второе поколение ТНС, которые будут работать от солнечных

батарей, что значительно продлевает срок их активного существования – ведь именно эта характеристика делает аппараты коммерчески привлекательными. Каждый наноспутник решает свою узкую задачу. Одна модель будут отрабатывать технологии управления аппаратом через телекоммуникационные сети, другая – испытывать полезную нагрузку для космического сегмента международной системы AIS (совместно с Европейским космическим агентством), третья – вместе с НИИЯФ МГУ и ИЗМИРАН исследовать ионосферу, а четвертая – экспериментировать с микродвигательными установками, которые придадут наноспутникам маневренность. Есть и образовательный проект по созданию наноспутника GRESat, который выполняют студенты ИПМ РАН и института ZARM при

Бременском университете. Планов много, но испытания аппаратов нового поколения начнутся не ранее второй половины 2010 года.

Наноспутники – это прорывная технология, которая меняет концепцию космического аппарата и вообще экономику космической деятельности. Впервые в космосе появился «просто прибор», недорогой и доступный многим. К тому же закон Мура, применимый к этому классу аппаратов, прогнозирует дальнейшее уменьшение их стоимость и сроков внедрения. «Малые спутники становятся главным направлением развития космического компонента наблюдения Земли, а в скором времени и ДЗЗ». Однако уточнил, что эксперты НИИ КП не хотели бы создать впечатление о ненужности больших аппаратов, за которые все сделают малые. Это не так. Они лишь разъясняют, что у малых спутников есть конкретные применения. «Мы представили программу технологических наноспутников Федеральному космическому агентству, и надеемся, что она будет поддержана.

Запуская «созвездия» и «рои» наноспутников можно значительно расширить их возможности, в частности достичь более высокого пространственного разрешения благодаря распределенной апертуре. Пионером данного направления стала, разумеется, компания SSTL, запустившая еще в 2002 году систему из нескольких микроспутников для контроля природных катастроф – Disaster Monitoring Constellation. Созвездие наблюдало за цунами в Индийском океане в 2004 году и за ураганом Катрина в 2005-м. Первое же созвездие, которое выполняет коммерческие заказы, реализовали в немецкой компании RapidEye при посредстве канадской организации MDA. В августе 2008 года с Байконура они запустили систему из пяти микроспутников, по 150 килограмм каждый. Разработчики дают им 7 лет жизни на орбите, что станет своего рода рекордом. Созвездие RapidEye передает фотоснимки поверхности, которые покупают лесные и сельскохозяйственные промышленники, картографы по всему миру.

1.3.Разработка перспективной конструкции наноспутника

1.3.1 Элементы конструкции

История спутников CubeSat началась в 1999 году, когда Калифорнийский Технологический и Стенфордский Университеты совместно разработали документ, в котором были закреплены спецификации на малые спутники. В стандарте были определены размеры, вес и другие параметры спутников, а также процедуры тестирования и подготовки к запуску. Текущая версия стандарта приводит следующие требования к конструированию спутников:

1. Система координат CubeSat должна соответствовать изображенной в приложении А соответствующего размера. Система координат CubeSat должна совпадать с системой координат P-POD при интеграции.Точка начала системы координат CubeSat совпадает с геометрическим центром CubeSat.

2. Конфигурации CubeSat и физические размеры приведены в приложении А.

3. Для CubeSat размера 3U+ доступен дополнительный объем.

4. CubeSat устанавливается в P-POD стороной -Z.

5. Никакие компоненты на сторонах, отмеченных зеленым и желтым, не должны выступать более чем на 6.5 мм по нормали к поверхности.

6. При проверке перечня приемки CubeSat'a (CubeSat Acceptance Checklist (CAC)) выступающие элементы измеряются от плоскости направляющих.

7. Выводимые на орбиту компоненты должны быть соединены с CubeSat'том, но не P-POD'ом.

8. Ширина направляющих должна быть не менее 8.5 мм.

9. Направляющие должны иметь шероховатость поверхности менее 1.6 мкм.

10. Кромки направляющих должны быть скруглены радиусом не менее 1 мм.

11. Торцы направляющих на сторонах +/- Z должны иметь минимальный размер зоны контакта с направляющими соседних CubeSat'ов 6.5 мм x 6.5 мм (см. Рис 3.2).

12. Не менее 75% поверхности направляющих должны соприкасаться с направляющими P-POD'a. Остальные 25% направляющих могут быть утоплены, но направляющие не должны выходить за границы, указанные в спецификации.

13. Максимальная масса 1U CubeSat'a не более 1.33 кг.

Примечание: большая масса может быть рассмотрена в зависимости от конкретной миссии (запуска).

14. Максимальная масса 1.5U CubeSat'a не более 2.00 кг.

Примечание: большая масса может быть рассмотрена в зависимости от конкретной миссии (запуска).

15. Максимальная масса 2U CubeSat'a не более 2.66 кг.

Примечание: большая масса может быть рассмотрена в зависимости от конкретной миссии (запуска).

16. Максимальная масса 3U CubeSat'a должна быть 4.00 кг.

Примечание: большая масса может быть рассмотрена в зависимости от конкретной миссии (запуска).

17. Центр масс CubeSat'a должен быть расположен в пределах 2 см от его геометрического центра в направлении осей X и Y.

18. Центр масс 1U CubeSat'a должен быть расположен в пределах 2 см от его геометрического центра в направлении оси Z.

19. Центр масс 1.5U CubeSat'a должен быть расположен в пределах 3 см от его геометрического центра в направлении оси Z.

20. Центр масс 2U CubeSat'a должен быть расположен в пределах 4.5 см от его геометрического центра в направлении оси Z.

21. Центр масс 3U и 3U+ CubeSat'ов должен быть расположен в пределах 7 см от его геометрического центра в направлении оси Z.

22. Для каркаса CubeSat'a и его направляющих должен применяться Алюминий 7075, 6061, 5005, и/или 5052.

23. Если применяются другие материалы, разработчик должен отправить запрос согласования отклонений DAR и пройти процедуру согласования отклонений от требований спецификации.

24. Боковые поверхности направляющих и торцевые поверхности выступающих концов направляющих CubeSat'a, которые соприкасаются с P-POD и соседними CubeSat'ами, должны иметь твердое анодирование для предотвращения холодной сварки внутри P-POD.

25. CubeSat'ы 1U, 1.5U и 2U должны использовать разделительные упругие элементы для обеспечения надежного разделения.

Примечание: Характеристики рекомендуемого разделительного упругого элемента приведены ниже в Таблице 2. Эти элементы изготавливаются на заказ и доступны в Калифорнийском Политехническом Университете.

26. Разделительные упругие элементы в сжатом виде не должны выступать за пределы торцевой поверхности выступающих концов направляющих и могут быть утоплены глубже этой поверхности.

27. Разделительные пружины для 1U, 1.5U и 2U CubeSat'ов должны располагаться в центре торцевой части выступающего конца направляющей со стороны -Z CubeSat'a, как показано на рис. 3.3

28. Разделительные упругие элементы не требуются для 3U CubeSat'ов.

Таб. 1.2 – Свойства разделительных упругих элементов CubeSat'a

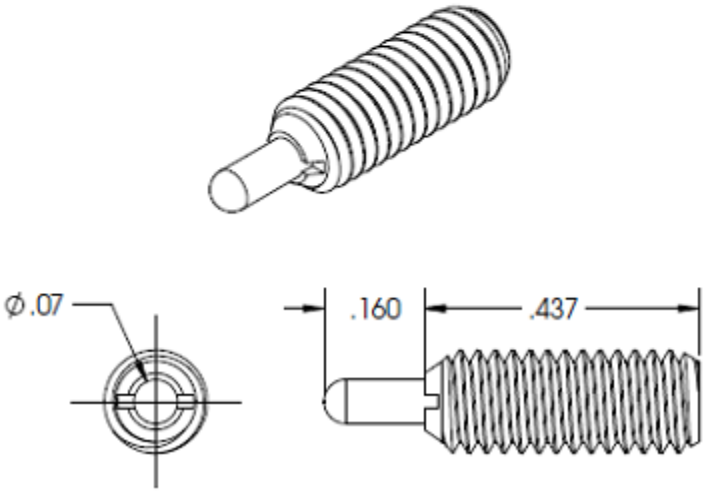


Рис. 1.5 – Разделительный упругий элемент (толкатель)

Рис. 1.6 – 3U+ Дополнительный Объем ("Tuna Can")

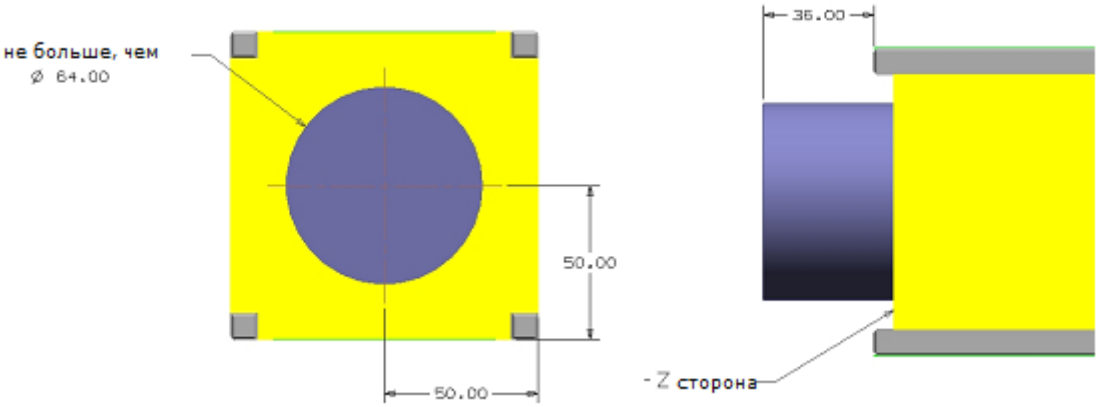


Рис. 1.7 – Местоположение разделительных упругих элементов и выключателей развертывания

Конструктивно спутники представляют собой каркас выполненный из анодированного алюминия. 4 грани являются рельсами, по которым спутник скользит в момент отделения от ракеты-носителя. Боковые поверхности покрываются солнечными батареями. Там же располагаются антенны приемника и передатчика.

Таким образом, кубсаты собираются из «юнитов»(U) – кубов с длиной стороны 10 сантиметров. Из этого заключаем, что 3U – это спутник, составленный из трех таких юнитов, 4U – составленный из четырех и т.д.

Реже в практике встречаются промежуточные размеры спутников 0.5U и 1.5U. Размеры масштабируются таким образом, что в стандартный пусковой контейнер P-POD помещаются несколько спутников суммарным размером 3U.

Рис. 1.8 – Варианты несущих конструкций спутника в зависимости от размерностей

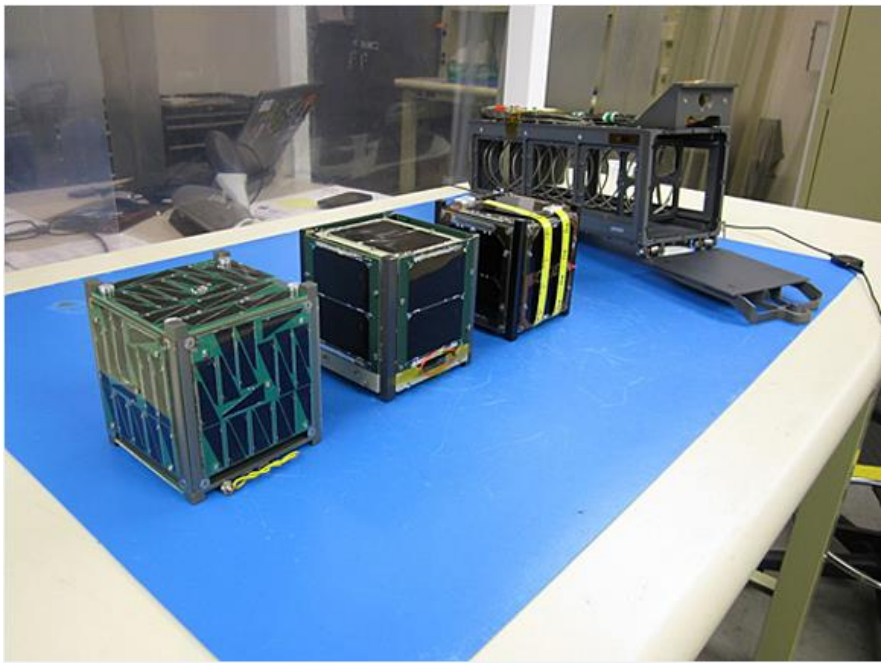


Рис. 1.9 – Пусковой контейнер P-POD и три спутника

Внутри корпуса располагаются печатные платы различных систем спутника и полезной нагрузки.

Базовыми системами являются:

– Модуль центрального процессора

– Радиоканал и антенно-фидерные устройства

– Система питания, аккумуляторы и контроллер заряда, солнечные батареи

– Опционально. Система определения положения спутника

– Опционально. Система коррекции положения спутника

От базовой системы выведена системная шина, к которой подключаются платы полезной нагрузки. Системная шина содержит линии питания и коммуникационные интерфейсы. Полезной нагрузке предоставляется доступ к радиоканалу для отправки собранных данных на Землю.

1.3.2 Несущая конструкция

Представляет собой каркас выполненный из алюминия марки 7075(обоснование выбора конструкторского материала см. в разделе 1.3.6) или аналогичной марки отечественного производства. На первом этапе разрабатывается каркас размером 100x100x113.5 мм, что соответствует типовому размеру 1U спецификации cubesat. Собственная масса не должна превышать 200г. Внутреннее пространство должно вмещать 5-6 плат размером 94 x 94 мм, либо 90 x 96 мм (стандарт PC-104 (англ.)), соединенные “этажеркой” при помощи алюминиевых стоек.

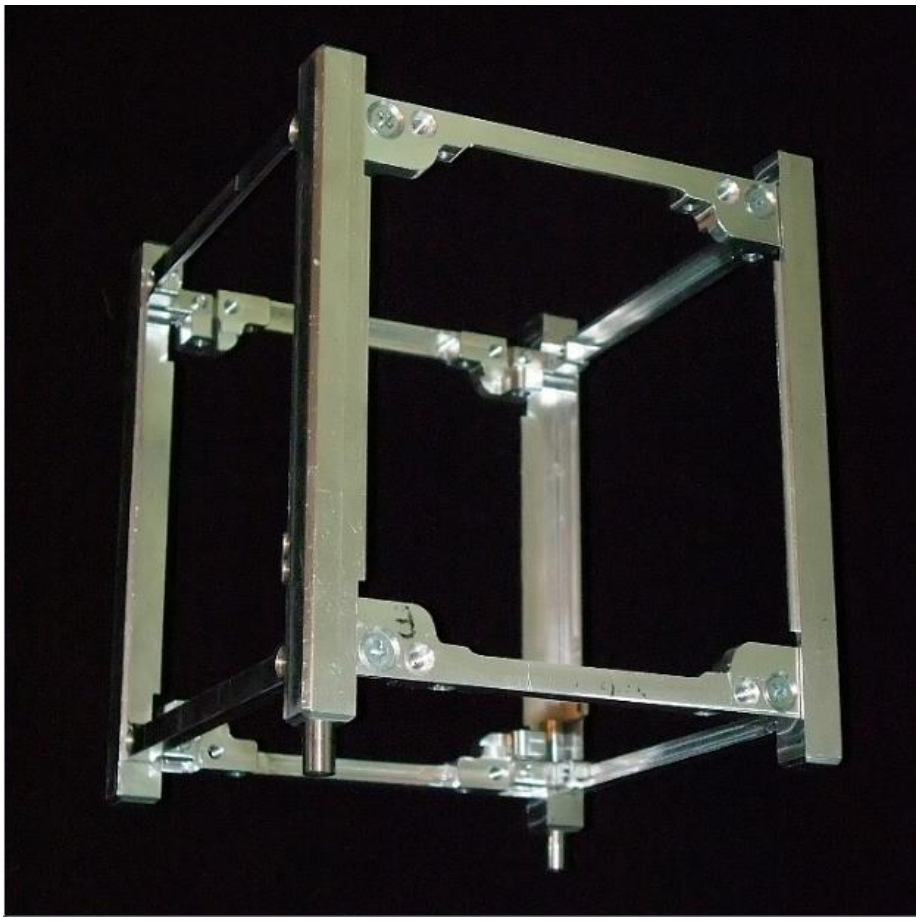


Рис. 1.1.1 – Несущая конструкция будущего спутника

Для моей конструкции характеристики будут следующими:

Материал корпуса - алюминиевый сплав АМг-2 и нержавеющая сталь марки 40x13.

Корпус содержит 2 встроенных выключателя Deployer Switch и амортизирующие элементы расстыковки и отделения спутников при выбросе с ракетоносителя. На боковых поверхностях предусмотрены резьбовые отверстия для монтажа солнечных панелей.

Корпус предназначен для монтажа печатных плат формата PC-104 размером 90x96мм. Допустимая высота стековой структуры печатных плат составляет 74мм. Таким образом, в корпусе можно разместить до 5 печатных

плат толщиной 1,67мм с шагом 13мм. Допустимо разместить большее число печатных плат с соответствующим уменьшением межплатного расстояния.

1.3.3 Система питания

СП включает в себя:
– Панели солнечных батарей
– Аккумуляторы
– Контроллер заряда-разряда аккумуляторов
– Стабилизаторы и конвертеры напряжений для питания потребителей
– Систему сбора телеметрической информации

Солнечные батареи 3-х каскадные GaInP/GaAs/Ge. Каждая панель будет состоять из двух ячеек соединенных последовательно с обходными диодами. В систему питания также войдут два аккумулятора LiFePO4 и интелектуальный контроллер заряда-разряда для обеспечения оптимальных режимов работы аккумуляторов. Для питания потребителей будет сформировано три источника питания с напряжениями: 3.3В, 5В и 7.2В. Для целей телеметрического контроля предусмотрены датчики температуры каждого аккумулятора, датчики температуры нагруженных участков печатной платы, датчики тока и напряжения солнечных батарей и по каждому вторичному источнику напряжения.

1.3.4 Система радиосвязи

СР содержит:
– Приемник командной радиолинии
– Приемник 144.850МГц
– Передатчик 440МГц, до 1Вт
– Передатчик 1290МГц, до 400мВт (опционально)
– Антенно-фидерные устройства на требуемые диапазоны

В любой момент времени может работать только один передатчик. Приемник и передатчики с указанными частотами будут работать в нескольких режимах:
– Ретранслятор диапазонов 144,850/440МГц
– Ретранслятор диапазонов 144,850/1290 МГц (опционально)
– Передача телеметрии на частоте 440 МГц с заданным периодом
– Цифровой радиотракт 144,850/440МГц, 1200бод(вверх)/9600 FSK(вниз)
– Цифровой радиотракт 1290 МГц, 34800 бод, вниз (опционально)
– Аварийный радиомаяк с передачей основных параметров телеметрии

1.3.5 Тестирование платформы

1. Произвольные вибрации

Произвольное вибро-тестирование выполняется с заключения провайдера запуска.

2. Процедура термовакуумного отжига

Термовакуумное «обезгаживание» выполненяется с целью обеспечения надлежащей дегазации компонентов(обезвреживание или удаление отравляющих веществ, газов).

Спецификация испытаний определяется провайдером запуска.

3. Ударное Тестирование

Ударное тестирование выполняется с заключения провайдера запуска.

4. Визуальный осмотр

Визуальный осмотр Cubesat и измерения критических областей будут проводиться в соответствии с CAC(CubeSat Acceptance Checklist).

Уровни испытаний и продолжительность определяются поставщиком запуска/P-POD интегратора.

1.3.6 Обоснование выбора конструкторского материала

Предел прочности при растяжении («официальное» название — временное сопротивление разрыву) является первым критерием любого конструкционного материала. На рисунке 1.1.2 показаны типичные кривые напряжение-деформация при испытаниях на одноосное растяжение четырех различных алюминиевых сплавов в сравнении с:

– низкоуглеродистой сталью;
– высокопрочной сталью и
– титановым сплавом.

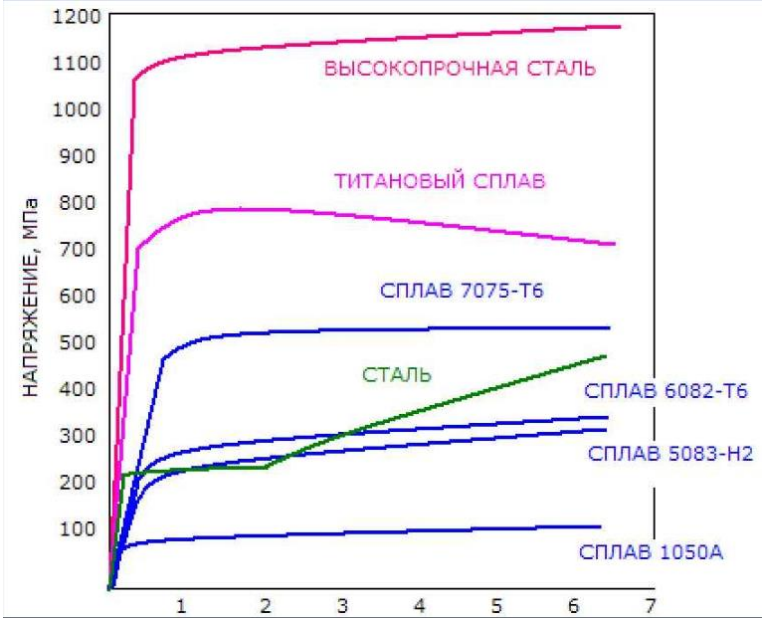


Рис. 1.1.2 – Кривые напряжение-деформация алюминиевых сплавов в сравнении с другими конструкционными материалами

Алюминиевые сплавы представляют:

99,5 %-ный алюминий (сплав1050А по международной классификации или марка алюминия АД0 по ГОСТ 4784-97) в отожженном состоянии; хорошо подходит для глубокой штамповки;

Алюминиевый сплав системы Al—Mg с 4,5 % магния — сплав 5083 (АМг4,5) в полунагартованном состоянии (Н12); применяется в морских и сварных конструкциях;

Алюминиевый сплав 6082 (АД35) системы Al—Mg—Mn—Si, закаленный и состаренный до состояния Т6 (на максимальную прочность); применяется в строительстве;

Алюминиевый сплав 7075 (В-95) системы Al—Zn—Mg—Cu в состоянии максимального термического упрочнения; применяется в самолетостроении.

Как видно из рисунка 3.7, из всех представленных металлов высокопрочные стали имеют самое высокое отношение прочности к весу. За ними следует титановый сплав Ti-6Al-4V и самолетные алюминиевые сплавы и чуть далее – алюминиевые сплавы 5083-Н12 и 6082-Т6.

Если же рассматривать прочность, которая достигается на единицу массы, поделив прочность на плотность, то мы получим совсем другую картину (рисунок 1.1.3). При таком подходе наиболее эффективным конструкционным является алюминиевый сплав 7075, а сплавы 5083-Н12 и 6082-Т6 выглядят более эффективными, чем низкоуглеродистые стали.

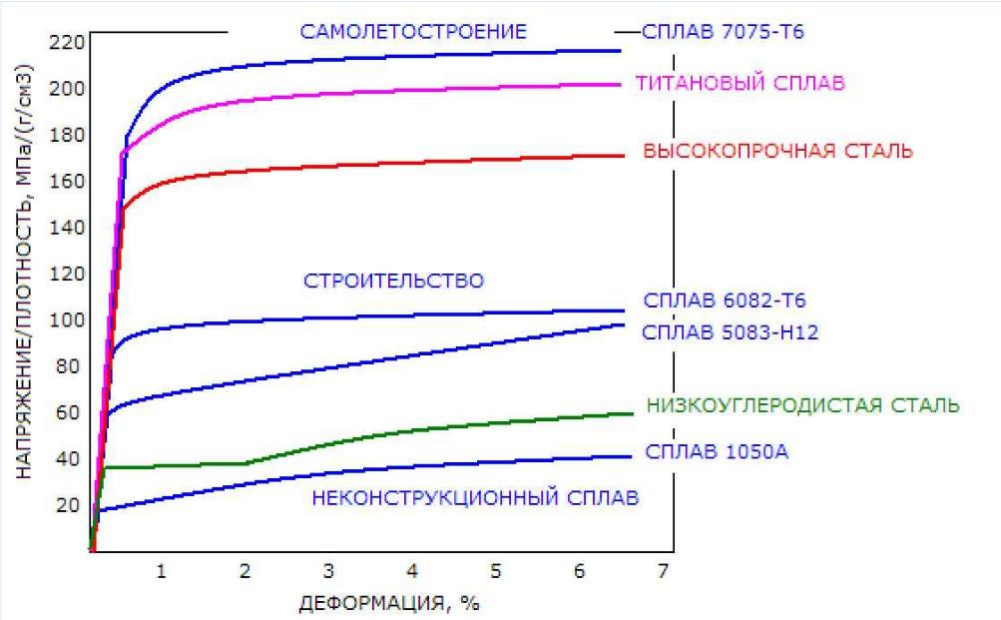


Рис. 1.1.3 – Прочность на единицу плотности алюминиевых сплавов и других конструкционных материалов

1.3.7 Выбор теплового режима наноспутника OptiCube(3U)

В данной работе проводится исследование теплового режима наноспутника OptiCube при его движении по целевой орбите.

Конструкция наноспутника имеет форму параллелепипеда, типовой размер которого соответствует спецификации CubeSat 3U. Силовые элементы конструкции, представленные рёбрами, выполнены из анодированного алюминия. Аппаратура наноспутника представляет собой набор электронных плат, соединенных “этажеркой” посредством жестких стоек.

При расчёте теплового режима использовались следующие данные:

1) высота полёта наноспутника H = 400 км;

2) орбита спутника - околоземная;

3) на наноспутник в полёте действуют различные тепловые нагрузки.

Рассматривались два предельных случая движения наноспутника по орбите. В процессе полёта на него действуют различные по своей природе тепловые потоки.

Тепловые нагрузки при орбитальном полёте также изменяются во времени по различным законам.

В первом случае орбита имеет теневой участок, на котором отсутствует тепловой поток от Солнца. Во втором случае орбита не имеет теневого участка, а солнечный тепловой поток не зависит от времени.

Схема полета наноспутника по заданной орбите для двух предельных случаев представлена на рисунке 1.1.4.

Рис. 1.1.4 – Схемы орбитального полета

Расчёт тепловых нагрузок выполнен по трёхмерной модели наноспутника OptiCube. В конструкцию внесены следующие упрощения: убраны фаски отверстий крепления и контактирующих поверхностей; упрощены электронные платы, их сложная внутренняя конструкция представлена тонкой пластиной с усреднёнными характеристиками. Электронные компоненты на платах представлены примитивами: параллелепипедами и цилиндрами.

Моделирование производилось для нескольких витков на орбите.

Расчёт теплового состояния наноспутника проведён с использованием среды Simulation SolidWorks. Конечно-элементная модель наноспутника строится автоматически, нагрузка последовательно прикладывается по всем граням и компонентам наноспутника.

Результаты теплового расчёта для случая с теневым участком приведены на рисунке 1.1.5, для случая без теневого участка – на рисунке 1.1.6

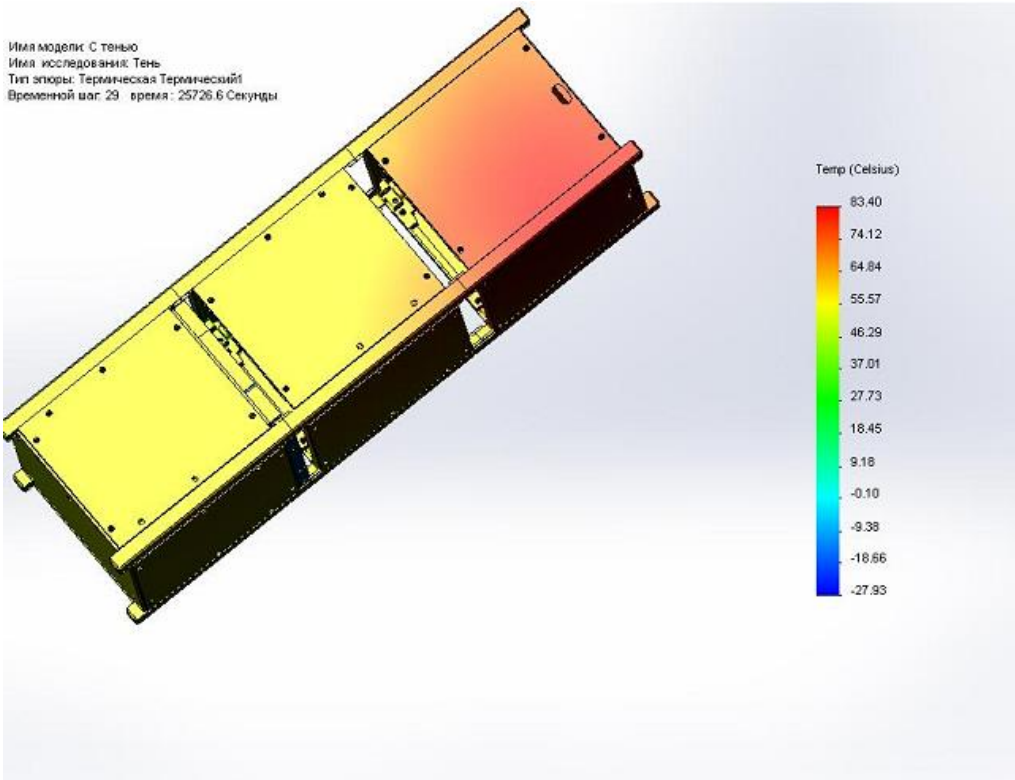


Рис.1.1.5 – Результаты теплового расчёта для случая с теневым участком орбиты

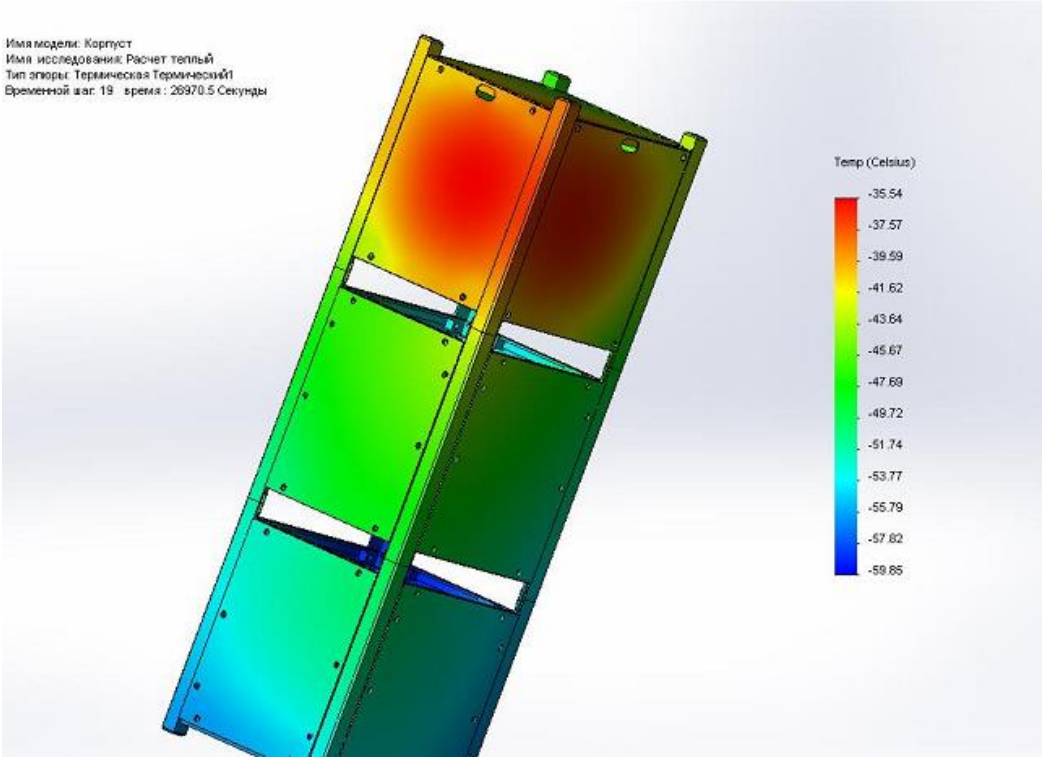


Рис. 1.1.6 – Результаты теплового расчёта для случая без теневого участка орбиты

Анализируя рисунки 3.9.1, 3.9.2, можно сделать вывод, что случай с теневым участком орбиты наиболее пригоден для полёта, так как температуры на поверхности космического аппарата не выходят из пределов, установленных для космической техники.

2. Технико-экономическое обоснование

2.1 Цели и задачи проекта

Цель технико-экономического обоснования заключается в том, чтобы доказать на примере, что разработка перспективной конструкции наноспутника является целесообразным проектом с экономической точки зрения. Другими словами, действующая разработка позволит минимизировать конструкцию спутника, что в свою очередь благотворно скажется на экономии материальных средств.

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.

2.2 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 2.1 – 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	12
	2. Сбор материала и анализ существующих разработок	24
2. Постановочный	1. Проверка прочности Al 6061	8
	2. Проверка прочности Al 7075	8
	3. Проверка прочности Al Amr - 2	12
	4. Выбор теплового режима	16
3. Корректирующий	Подготовка предварительных выводов	16
4. Заключение	1. Подведение итогов	8
	2. Оформление результатов	16
ИТОГО трудоемкость выполнения дипломной работы		120

Количество часов активной работы относительно исследования составляет 120 часов. Рабочее время, которое выделялось на исследования, в сутки равно 8 часам. Отсюда следует, что срок на выполнение данного проекта равняется 15 суткам.

2.3 Расчет затрат на выполнение НИР

Данный проект предусматривает разработку конструкции наноспутника стандарта «CubeSat» с использованием алюминия высокопрочных сплавов. Следовательно для достижения поставленных целей, необходимо подсчитать затраты на тестирование материала, стоимость итоговой конструкции, закупку соответствующего оборудования, а так же окупаемость затрат.

Таблица 2.2 – Затраты на техническое оснащение

Наименование материального ресурса	Единица измерения	Количество израсходованного материала	Цена за единицу, тг	Итого, тг
Фрезеровочный станок	Шт.	1	98621	98621
Лист алюминия (amr-2)	Шт.	1	9000	9000
Труба нержавеющая 40х13	Шт.	1	2250	2250
Компьютер	Шт.	1	103000	103000
Монитор	Шт.	1	26500	26500
Принтер	Шт.	1	27800	27800
Программное обеспечение SolidWorks	Шт.	1	13500	13500
Итоговые затраты				11250

На первом же этапе исследований работе используются следующие технические средства:

– Компьютер;
– Установочная среда Simulation SolidWorks;
– Монитор;
– Принтер.

Общая сумма затрат на материальные ресурсы (Зм) рассчитывалась по формуле (4.1):

$$З_м = \sum_{i=1}^{n} P_i * Ц_i, \qquad (2.1)$$

где Pi = расход i-го вида материального ресурса, натуральные единицы;
Цi = цена за единицу i-го вида материального ресурса, тг;
i = вид материального ресурса;
n = количество видов материальных ресурсов.

Так как для выполнения НИР используется электрооборудование, то необходимо произвести расчет затрат на электроэнергию. С помощью формулы (4.2) проводится расчет общей суммы затрат на электроэнергию.

$$З_э = \sum_{i=1}^{n} M_i * K_i * T_i * Ц, \qquad (2.2)$$

где Mi = паспортная мощность i-го электрооборудования, кВт;
Ki = коэффициент использования мощности i-го электрооборудования;
Ti = время работы i-го оборудования за весь период разработки САД,
час;
Ц = цена электроэнергии, тг/кВт/ч;
i = вид электрооборудования;
n = количество электрооборудования.
Расчет затрат на электроэнергию приведен в таблице 2.3

Таблица 2.3 – Затраты на электроэнергию

Неименование	W, кВт	Коэф. использования W	Время работы оборудования для ПП	Цена тг/кВт*ч	∑, тенге
Компьютер	0,3	0,8	120	22	633,6
Монитор	0,05	0,7	120	22	92,4

Принтер	0,06	0,7	120	22	110,9
Фрезеровочный станок	0,07	0,9	84	22	116,4
ИТОГО					953,3

Основная заработная плата за выполнения НИР определяется в зависимости от тарифной ставки разработчика за час работы и времени затраченного на каждый этап работы.

Общая сумма затрат на оплату труда (ЗТР) определяется по формуле:

$$З_{тр} = \sum_{i=1}^{n} ЧС_i * T_i, \qquad (2.3)$$

где ЧСi часовая ставка i-го работника, тг;

Ti = трудоемкость разработки ПП, чел.×ч;

i = категория работника;

n = количество работников, занятых разработкой САД.

Расчёт основной заработной платы исследователей по данной НИР приведен в таблице 2.4.

Таблица 2.4 – Затраты на оплату труда НИР

Категория работника	Кваллификация	Трудоемкость разработки ПП	Часовая ставка, тенге	∑, тенге
Научный руководитель	Руководитель проекта	10	1500	15000
Разработка документации	Руководитель проекта	10	1500	15000
Проектировщик	Разработчик	100	700	70000
ИТОГО				100000

Социальный налог – согласно Налоговому кодексу РК он составляет 11 % от ФОТ. Пенсионные отчисления не облагаются социальным налогом. Данный расчет выполняется с помощью формулы (2.4):

$$ОС = (ФОТ - ПО) * 11\%, \qquad (2.4)$$

где ПО – отчисления в пенсионный фонд, составляет 10% от ФОТ:

ПО = ФОТ * 10% = 100000 *0,1 = 10000 тг, (2.5)

Подставим полученные в ходе расчетов данные в формулу (2.4):

ОС = (100000 – 10000) * 0,11 = 9900 тг.

В статью «Амортизация основных фондов» включается сумма амортизационных отчислений от стоимости оборудования и программного обеспечения, используемых при выполнении НИР.

Общая сумма амортизационных отчислений определяется по формуле (2.6):

$$З_{АМ} = \sum_{i=1}^{n} \frac{Ф_i * Н_{А_i} * Т_{НИР_i}}{100 * Т_{ЭФ_i}}, \qquad (2.6)$$

где Фi = стоимость i-го ОФ, тг;
НАi = годовая норма амортизации i-го ОФ, %;
ТНИРi = время работы i-го ОФ за весь период выполнения НИР, час;
ТЭФi = эффективный фонд времени работы i-го ОФ за год, ч/год;
i = вид ОФ;
n = количество ОФ.

Расчет амортизационных отчислений (за время выполнения НИР) приведены в таблице 2.5.

Таблица 2.5 – Амортизация основных фондов

Оборудование	Первоначальная стоимость, тг	Годоваяя норма амортизации, %	Эффективный фонд времени работы об-я, ч/год	Время работы оборуд-я для выполнения НИР, ∑, тенге	Сумма, тг
Компьютер	103000	20%	2920	120	846,58
Монитор	26500	20%	2920	120	217,80
Принтер	27800	15%	2920	120	171,37
Фрезеровочный станок	98621	15%	2920	84	425,56

Программное обеспечение SolidWorks	13500	15%	2920	120	83,22
ИТОГ					3405,84

Расчет амортизационных отчислений:

a) Компьютер:

$$З_{АМ} = \frac{103000 * 20 * 120}{100 * 2920} = 846{,}58тг$$

b) Монитор:

$$З_{АМ} = \frac{26500 * 20 * 120}{100 * 2920} = 217{,}80тг$$

c) Принтер:

$$З_{АМ} = \frac{27800 * 15 * 120}{100 * 2920} = 171{,}37тг$$

d) Фрезеровочный станок:

$$З_{АМ} = \frac{98621 * 15 * 84}{100 * 2920} = 425{,}56тг$$

e) Программное обеспечение SolidWorks:

$$З_{АМ} = \frac{13500 * 15 * 120}{100 * 2920} = 83{,}22тг$$

Таблица 2.6 – Смета затрат на выполнение НИР

Статьи затрат	Сумма, тг
Материальные расходы	11250
Затраты на оплату труда	100000
Социальный налог	9900
Накладные расходы	62754,57
Амортизация основных фондов	3405,84
Затраты на электроэнергию	953,3
ИТОГО по смете	188263,71

2.4 Определение возможной (договорной) цены НИР

Величина возможной (договорной) цены НИР должна устанавливаться с учетом эффективности, качества и сроков ее выполнения на уровне отвечающем экономическим интересам заказчика (потребителя) и исполнителя.

Договорная цена ($Ц_д$) для прикладных НИР рассчитывается по формуле (2.7):

$$Ц_д = З_{НИР} * \left(1 + \frac{Р}{100}\right), \quad (2.7)$$

Где $З_{нир}$- затраты на выполнение НИР (из таблицы 2.6), тг;

Р- средний уровень рентабельности НИР, % (принято 25%).

Подставим данные в формулу (2.7) и получим:

$$Ц_д = 188263{,}71 * \left(1 + \frac{25}{100}\right) = 235329{,}64 \text{ тг}$$

Далее определяется цена реализации с учетом налога на добавленную стоимость (НДС), ставка НДС устанавливается законодательно Налоговым Кодексом РК. На 2013 год ставка НДС установлена в размере 12%.

Цена реализации с учетом НДС рассчитывается по формуле(2.8):

$$Ц_р = Ц_Д + Ц_Д * НДС, \quad (2.8)$$

Подставим данные в формулу (2.8) и получим:

$$Ц_р = 235329{,}64 + 235329{,}64 * 0{,}12 = 263569{,}2 \text{ тг}$$

2.5 Оценка социально - экономических результатов выполнения НИР

На создание данного дипломного проекта приходится 15 суток. Сюда включены все этапы: начиная от постановки задачи до перспективы внедрения. По истечению заявленного срока исследование будет полностью завершено, будут подготовлены все материалы для дальнейшего исследования и внедрения технологий.

Над выполнением НИР трудятся 2 сотрудника:

- руководитель проекта, который занимается постановкой задачи, определением требований к системе и аппаратному обеспечению, выбором инструментальных средств, а также разработкой документации к НИР;

- студент, который обязан выполнить сбор материала и анализ существующих разработок, а также заниматься непосредственно исследованием. В результате было проведено исследование существующих конструкций наноспутников и подготовлен материал для дальнейшего исследования.

Что касается области применения, то данное исследование позволит упросить запуск малых КА в космос, в связи с их низкими требованиями к созданию конструкции. Кроме того, в процессе работы были подсчитаны экономические характеристики разработки. Следует отметить, что себестоимость данного НИР составляет 235329,64 тг. В результате цена разработки данной конструкции составляет 263569,2 тг.

3. Безопасность жизнедеятельности. Защита от излучений, воздействующих на ЭС наноспутника

3.1 Виды излучений и их основные свойства

Ионизирующее излучение - излучение, способное при взаимодействии с веществом прямо или косвенно создавать в нем заряженные атомы и молекулы – ионы.

К числу излучений, вызывающих значительные изменения свойств радиотехнических материалов, относятся следующие виды излучений: нейтронное, протонное, электронное, альфа – частицы, гамма– квантов и рентгеновское излучение.

Нейтрон – элементарная частица, не имеющая электрического заряда, является составной частью атомных ядер. Характер взаимодействия нейтронов с ядрами атомов вещества зависит от энергии нейтронов. В соответствии с этим, нейтроны принято классифицировать по диапазонам их кинетических энергий. При оценке радиационной стойкости радиотехнических материалов, элементов ЭС и аппаратуры в целом, нейтроны с энергией до 106 эВ по диапазонам энергий делятся на две группы:

– медленные нейтроны с энергией до 100000 эВ,

– быстрые нейтроны с энергией больше 100000 эВ.

Медленные нейтроны при столкновении с атомами вещества вступают с ними в ядерные реакции, в результате чего возникает ионизирующее излучение.

В результате столкновения быстрых нейтронов с ядрами различных элементов они передают этим ядрам некоторую часть своей энергии. Образующиеся при этом ядра отдачи называют ионизацией. В результате происходит испускание гамма-лучей, а также альфа или бета-частиц. Нейтронное излучение обладает высокой проникающей способностью, что обусловлено отсутствием у частиц электрического заряда.

Протон – устойчивая элементарная частица с положительным элементарным электрическим зарядом, равным по абсолютной величине заряду электрона. Протоны вместе с нейтронами входят в состав всех атомных ядер и относятся к стабильным элементарным частицам. Длина пробега протонов высоких энергий в веществе зависит, в основном, от ионизационных потерь.

Альфа – частица является ядром гелия с положительным электрическим зарядом, в два раза большим (по абсолютной величине) заряда электрона.

В отличие от других элементарных частиц альфа-частица имеет наименьшую длину пробега в материалах, поэтому они практически не воздействуют на элементы аппаратуры, которые защищены экранами или покрытиями. Однако одним из важнейших свойств альфа - излучения является высокая плотность ионизации, возрастающая к концу пробега частиц.

Зависимость пробега альфа – частиц в воздухе от их кинетической энергии может быть вычислена по формуле:

$$\chi_0 = 0{,}32 * E_\alpha^{3/2} \qquad (3.1)$$

, где E_α - кинетическая энергия альфа – частиц, кэВ.

По известному значению пробега альфа – частиц в воздухе можно рассчитать их пробег в другом веществе по следующему соотношению:

$$X = 3{,}2 * 10^{-4} * \chi_0 * \sqrt{A/g} \qquad (3.2)$$

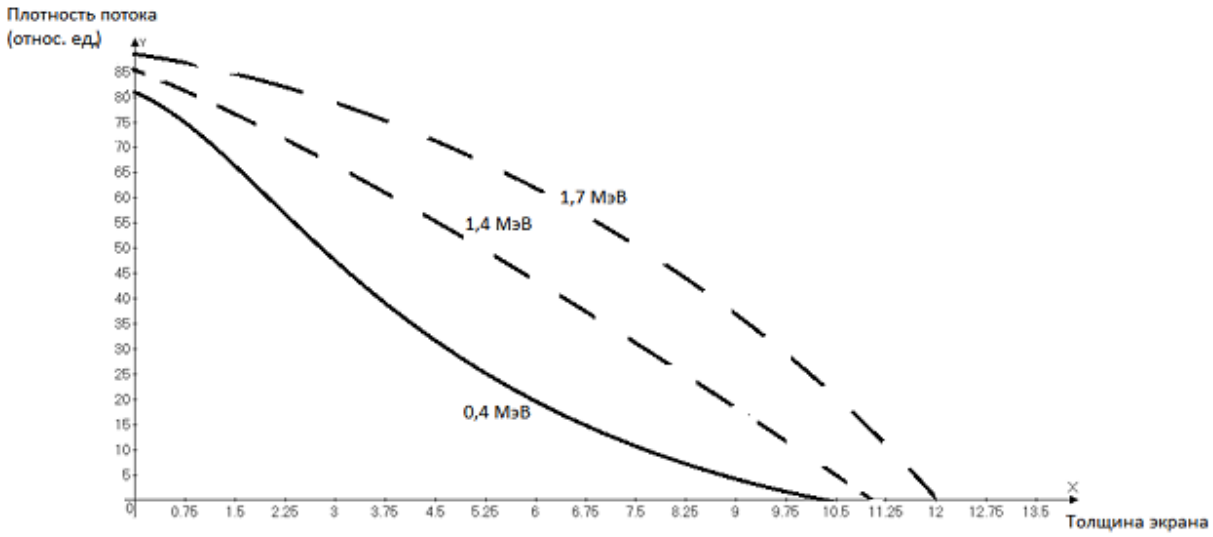
где g – плотность вещества;

A – массовое число:

χ_0 – длина пробега альфа – частицы в воздухе.

Электрон – устойчивая элементарная частица, имеет отрицательный электрический заряд.

Позитрон является античастицей электрона и в отличие от электрона имеет положительный заряд. Проникающая способность электронов и позитронов (бета – излучения) во много раз больше, чем альфа – частиц и



протонов той же энергии. На Рис.3.1 показано относительное уменьшение количества электронов различной энергии по мере прохождения их через слой вещества. При этом пробеги электронов в различных веществах (представленные в кгм^2) приняты с достаточной для практических целей точностью одинаковыми.

Рис.3.1 Зависимость изменения количества электронов различной энергии

При оценке проникающей способности бета – излучения определяют практическую длину их пробега в веществе, равную значению толщины экрана, полученной при пересечении продолжения прямого участка кривой ослабления пучка электронов (штриховая линия рисунка 3.1) с осью абсцисс. Практическая длина пробега бета – частиц в веществе с энергией от 15000000 до 100000000 эВ может быть подсчитана по приближенной формуле:

$$l = x * g = 4{,}9 * 10^{-6} * E^{1{,}72} \quad (3.3)$$

, где x – толщина экрана, см;
g – плотность вещества, г см;
E – кинетическая энергия излучения, кэВ.

Квантовое излучение является одной из форм проявления электромагнитного излучения и представляет собой потоки квантов различной энергии.

Представляющие опасность для ЭС виды электромагнитного излучения находятся в области высоких частот или малых длин волн. Это объясняется тем, что энергия квантов электромагнитного излучения в этой области превышает 1000 эВ. С точки зрения физических эффектов, вызываемых

излучением в полупроводниковых элементов, представляет интерес электромагнитное излучение в диапазоне от видимого света до гамма – лучей включительно. Рентгеновское и гамма – излучения оказывают особое сильное воздействие на материалы, элементы и схемы ЭС.

Гамма – излучение представляет собой квантовое излучение атомных ядер с длиной волны от 10^{-12} м, возникающее при переходе ядра из возбужденного состояния в основное состояние или состояние с меньшей энергией.

При ядерном взрыве основными источниками рентгеновского – и гамма – излучения являются радиоактивные осколки деления, находящиеся в зоне взрыва. Кроме того, эти излучения возникают результате торможения заряженных частиц при прохождении их через вещество (тормозное излучение).

Рентгеновское излучение представляет собой электромагнитное излучение с длиной волны от $2 \cdot 10^{-10}$ до $6 \cdot 10^{-12}$ м. Важнейшим свойством рентгеновского излучения является большая проникающая способность. Ионизирующее действие рентгеновских лучей весьма значительно и обусловлено, главным образом, вторичным действием образованных ими фотоэлектронов и электронов отдачи.

3.2 Источники излучения

Правильная оценка возможных уровней излучения (потоков, их плотностей, доз и мощностей излучений), которые могут воздействовать на ЭС, позволяет конструкторам и разработчикам выбрать соответствующие комплектующие элементы, материалы, схемные и конструктивные решения по защите как отдельных узлов, так и аппаратуры в целом.

В связи с этим необходимо рассмотреть возможные источники излучений, которые могут оказывать влияние на работу ЭС. По характеру происхождения источники излучения могут быть естественными и искусственными. К естественным источникам относятся природные радиоактивные вещества, радиационные пояса Земли (внутренний и внешний), лучи галактического происхождения, солнечные излучения.

Искусственными источниками излучений являются ядерные (атомные) и термоядерные взрывы, космические радиационные пояса Земли, образующиеся при ядерных взрывах, ядерные реакторы.

Радиоэлектронное средство может быть подвержено воздействию одного или нескольких видов излучений как искусственных, так и естественных.

В условиях воздействия излучений , наибольшую опасность для ЭС представляют радиационные пояса Земли (искусственные и естественные), солнечные вспышки, ядерные и термоядерные взрывы, ядерные установки.

На ЭС наземного назначения практически не оказывают воздействия излучения с малой плотностью потока (мощностью дозы) . Создаваемый космическим излучением уровень радиации значительно ниже доз излучений, при облучении которыми наблюдаются заметные изменения электрических параметров элементов.

При определении условий работы радиоустройств в космическом пространстве не учитывают те виды излучений, которые не создают существенных уровней радиации внутри космического объекта или за имеющимся защитным покрытием. К этим видам излучений относятся и постоянное солнечное излучение протонов и электронов с энергией меньше 10эВ. Также не учитывают испускаемые Солнцем рентгеновские лучи, нейтроны, рождаемые космическими лучами, плотности потоков которых невелики по сравнению с потоками протонов и электронов.

В качестве единиц измерений, характеризующих уровни радиации от рассмотренных источников излучений, при оценке условий работы ЭС и их комплектующих элементов рекомендуется применять:

– для нейтронного излучения – поток и плотность потока нейтронов с энергией более 0,1 МэВ;

– для квантового излучения – экспозиционную дозу и мощность экспозиционной дозы рентгеновского и гамма – излучений;

– для космических излучений – экспозиционную дозу и мощность экспозиционной дозы космического излучения.

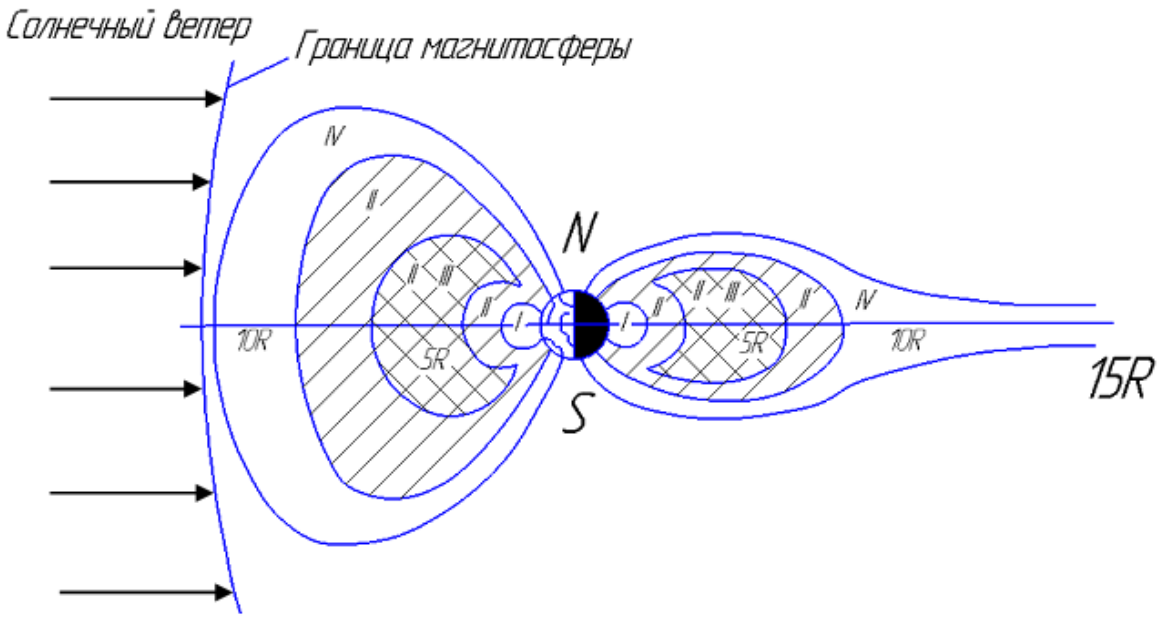
3.3 Космические излучения в околоземном пространстве

Условия эксплуатации электронных средств в космосе характеризуются воздействием на изделия корпускулярных излучений. Поток элементарных частиц высокой энергии, преимущественно протонов, а также ядер гелия (α-частиц) и ядер более тяжелых элементов приходит на Землю изотропно из удаленных областей Галактики. Это первичные космические лучи. Взаимодействуя с атомными ядрами воздуха, они рождают в атмосфере Земли вторичное излучение, которое включает практически все известные элементарные частицы.

В первичных космических лучах различают галактические лучи, приходящие извне Солнечной системы, и солнечные лучи, связанные с активностью Солнца. Первые характеризуются очень большой энергией частиц (до 1021 эВ), но низкой плотностью потоков частиц (1...2 см-2* с-1).

Солнечные космические лучи испускаются Солнцем только во время хромосферных вспышек, в то время как радиальный поток плазмы солнечной короны (солнечный ветер) присутствует в межпланетном пространстве постоянно. Энергия частиц солнечных космических лучей (≤1010 эВ) во много раз превышает энергию солнечного ветра.

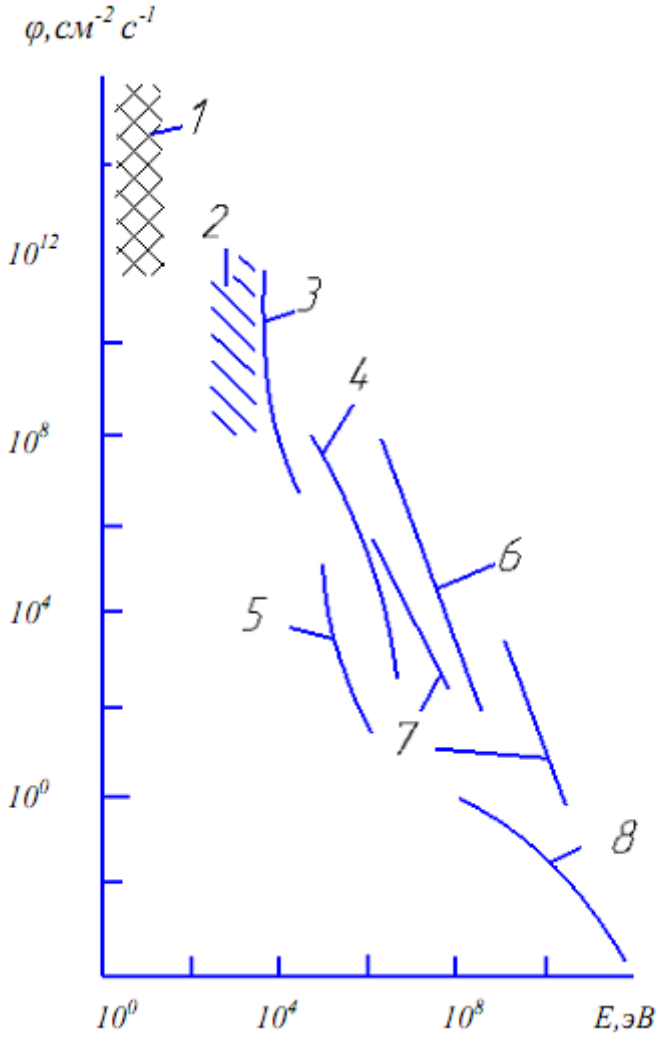
В 1958 г. были открыты радиационные пояса Земли, которые представляют собой относительно стабильные гигантские области скопления заряженных частиц (электронов, протонов, α – частиц и ядер 25 более тяжелых химических элементов) высоких кинетических энергий, захваченные и удерживаемые магнитным полем Земли Радиационные пояса Земли имеют сложную структуру (рисунок 3.2). Обычно выделяют внутренний (открыт американскими учеными Дж. Ван Алленом и др.) и внешний (открыт советскими учеными С. Н. Верновым, А. Е. Чудаковым и др.) радиационные пояса, пояс протонов малых энергий и зону квазизахвата



частиц. Внутренний пояс характеризуется наличием про-тонов высоких энергий (20...800 МэВ). В этом поясе имеются также электроны с энергиями 20 кэВ...1 МэВ. Во внешнем радиационном поясе присутствуют электроны с энергиями 40..100 кэВ, а в периоды повышенной солнечной активности в нем появляются электроны больших энергий (1 МэВ и более). Пояс протонов малых энергий содержит протоны энергий около 0,03... 10 МэВ. Зона квазизахвата расположена за внешним поясом. Она имеет сложную пространственную структуру, обусловленную деформацией магнитосферы солнечным ветром. Основными частицами в зоне квазизахвата являются электроны и протоны с энергиями менее 100 кэВ.

Рис. 3.2 – Структура радиационных поясов Земли (сечение соответствует полуденному меридиану)

I – внутренний пояс. II – пояс протонов малых энергий, III – внешний пояс, IV – зона квазизахвата. N и S – магнитные полюсы Земли; R – радиус Земли.



Рассмотренные радиационные пояса Земли относятся к естественным. Наряду с ними существуют и искусственные радиационные 26 пояса, которые образуются в результате ядерных взрывов в верхних слоях атмосферы и состоят в основном из электронов. Источником электронов является р-распад осколков деления ядер. В зависимости от места, характера и мощности взрыва искусственные радиационные пояса имеют различные пространственное расположение, интенсивность и время существования.

На рисунке 3.3 изображены зависимости плотностей φ корпускулярных потоков от энергии Е частиц в околоземном и межпланетном пространствах.

Рис. 3.3 – Зависимость плотности φ корпускулярных потоков от энергии E частиц в околоземном и межпланетном пространствах 1 – молекулы, атомы и ноны O_2, N_2, He, H_2 , CO_2 верхних слоев атмосферы Земли и атмосфер других планет, 2 – протоны солнечного ветра; 3 – электроны зон полярных сияний, 4 – электроны радиационных поясов Земли, 5 – протоны в зонах полярных сияний, 6 – протоны радиационных поясов Земли, 7 – протоны солнечных вспышек; 8 – космические лучи галактического происхождения.

Ионизирующее излучение (нейтроны, протоны, электроны, γ-лучи и др.) вызывает дефекты, связанные с изменением структуры и ионизацией атомов облучаемого материала. Взаимодействие излучения с веществом иллюстрирует рисунке 3.4.

Основная зона радиации	Тип частиц	Энергия частиц, кэВ	Максимально наблюдаемые плотности потоков частиц, $см^{-2}\ с^{-1}$
Протоносфера Земли	*p*	~1	10^9
Электроносфера Земли	*e*	~1	10^9
Внутренний радиационный пояс Земли	*p*	>100	10^8
		$>30*10^3$	10^5
		$>40*10^3$	10^4
Внешний радиационный пояс Земли	*e*	>100	10^8
		>600	10^7
		>1500	10^5
Искусственный радиационный пояс Земли	*e*	>40	10^9
		$>10^3$	10^8
		$>5*10^3$	10^7
Потоки частиц, вызывающие полярные сияния	*e*	1…10	$10^{11}…10^{12}$
	p	100	10^6
Космические лучи солнечного происхождения	*p*	$>5*10^3$	$10^5...10^6$
	α	$>5*10^3$	$10^4…10^5$
Солнечный ветер (спокойное Солнце)	*p*	~1,5	$3*10^6$
	α	~5	$5*10^7$
Солнечный ветер (вспышки)	*p*	5…10	$10^{10}…10^{14}$
	α	5…20	$10^9…10^{10}$
Корпускулярные излучения галактического происхождения	*p*	$10^6…10^{17}$	$3*10^4$
	α	$10^6…10^{17}$	$3*10^3$
	Легкие ядра (Z=3…5)	$10^6…10^{17}$	50
	Средние ядра (Z=6…9)	$10^6…10^{17}$	200
	Тежелые ядра (Z=10-30)	$10^6…10^{17}$	40

Таб. 3.1 – Характеристики корпускулярных излучений

Примечание: p – протоны; e – электроны, α – ядра гелия (α частицы); Z – порядковый номер элемента в Периодической системе элементов.

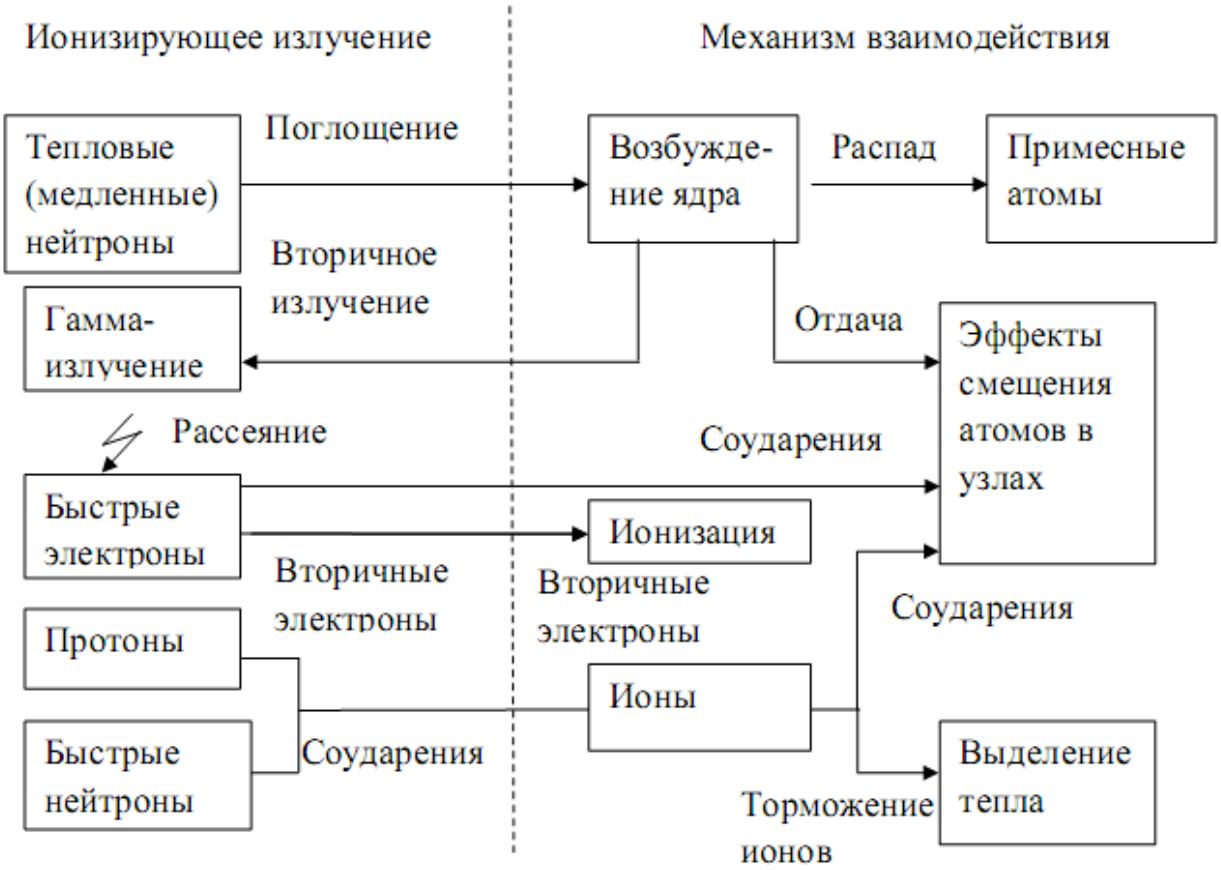


Рис. 3.4 – Взаимодействие космического излучения с веществом

3.4 Защита от лучей различных компонентов

Различные частицы космических лучей обладают разной способностью проникать вглубь вещества. По этому признаку все частицы космических лучей делят на две компоненты: мягкую и жёсткую. Большая часть потока космических лучей – это мягкая компонента. Частицы, относящиеся к мягкой компоненте, не обладают способностью глубоко проникать в вещество и тем самым легко отсекаются защитным экраном. Небольшая часть космических лучей (жёсткое электромагнитное излучение, мюоны, протоны и нейтроны высоких энергий и т. д.) относится к жёсткой компоненте. Жёсткая компонента потока частиц космических лучей отличается тем, что применение защитных экранов для ослабления потока таких частиц не эффективно из-за их высокой проникающей способности. Для защиты электронной аппаратуры от мягкой компоненты космических лучей, например, от электронов с энергией 2 МэВ и протонов 30 МэВ, требуется защитный экран из алюминия с массовой толщиной около 1 г/см^2. Однако для защиты аппаратуры от относительно более жёсткого излучения, например, от протонов с энергией 100 МэВ, потребуется экран с массовой толщиной уже около 10 г/см^2.

Как известно, кроме первичного космического излучения, существует вторичное излучение, образованное в результате взаимодействия частиц

космических лучей с веществом космического аппарата (КА). В частности к вторичному излучению с высокой проникающей способностью относится жёсткое электромагнитное излучение, образованное торможением электронов в веществе, например, такие заряженные частицы, как мюоны (мюоны более чем в 206 раз тяжелее электронов, их иногда называют тяжёлыми электронами). Быстрые мюоны обладают самой большой проникающей способностью по сравнению с другими заряженными частицами с той же энергией. Поскольку полностью защитить электронные системы КА от радиации с помощью защитных экранов невозможно, то возникает вопрос, какую оптимальную толщину экрана следует использовать и насколько радиационно стойкими должны быть электронные компоненты, чтобы можно было обеспечить нужную степень надёжности аппаратуры при заданной толщине экрана.

Именно эти вопросы и будут рассмотрены на данном этапе работы.

3.4.1 Ослабление потока электронов за защитным экраном из алюминия

Ослабление потока электронов за защитным экраном из алюминия. При описании проникающей способности электронов часто используют такие понятия, как половинный пробег Rп, экстраполированный пробег Rэ и полный пробег Rполн. Пробег электронов, при котором интенсивность исходного потока уменьшается в два раза, называется половинный пробег Rп.

Все три вида этих пробегов в алюминии показаны на рис. 3.5 для электронов с энергией 1,75 МэВ. Экстра-полированный пробег Rэ (г/см^2) электронов в алюминии в диапазоне энергий от 0,01 до 16 МэВ можно вычислить как: Rэ = kEn при энергии электронов 0,01 < E < 2,5 МэВ, k = 0,412; n = 1,265 – 0,0954ln (E); Rэ = 0,530E – 0,106 при 2,5 МэВ < E < 16 МэВ.

Для электронов с E = 1,75 МэВ: Rп = 0,54 г/см^2; Rэ = 0,81 г/см^2; полный пробег Rполн = 1,058 г/см^2.

При построении графика использовались данные экспериментальных исследований поглощения энергичных электронов в алюминиевой пластинке, приведённые в работе. Значения пробега электронов Rполн, соответствующие их полному поглощению в алюминии, вычислялись по программе ESTAR.

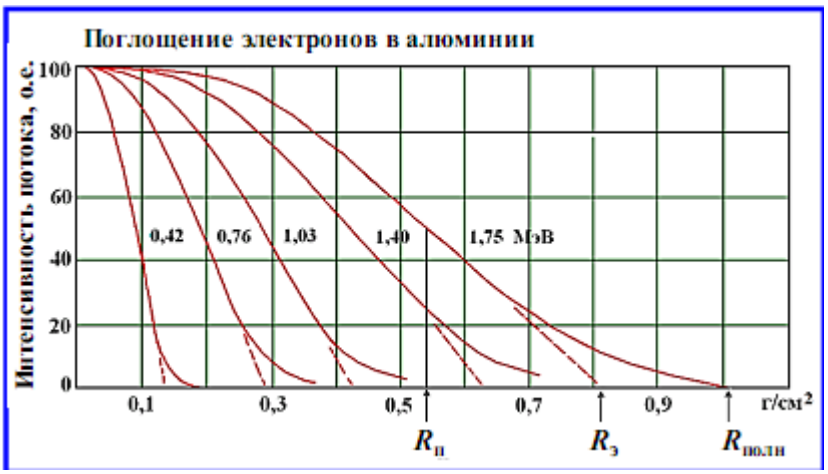


Рис.3.5 – Ослабление экраном из алюминия потока электронов с энергиями от 0,42 до 1,75 МэВ

Полные пробеги электронов и протонов в веществе. На рис. 3.5 показана зависимость полного пробега протона в железе и алюминии от их энергии. При энергии протона меньше 10 МэВ пробег протона в алюминии существенно меньше, чем в железе.

На рис. 3.6 показана зависимость полного пробега электрона в железе и алюминии от энергии электронов. При энергии электрона меньше 10 МэВ пробег электрона в алюминии меньше, чем в железе. Поскольку в околоземном космическом пространстве большая часть электронов имеет энергию существенно меньше 10 МэВ, то защитные экраны из алюминия будут обеспечивать лучшую радиационную защиту, чем экраны из железа. Для космических аппаратов, орбиты которых проходят через экваториальные области внешнего радиационного пояса Земли, радиационные условия определяются потоками электронов, а не протонов. Для геостационарных и высокоорбитальных космических аппаратов, орбиты которых проходят через экваториальные области внешнего радиационного пояса Земли, мы рекомендуем на внешней поверхности космических аппаратов не использовать конструкционные материалы с большим атомным номером Z. Поскольку в таких веществах электронами космических лучей эффективно генерируется глубоко проникающее, жёсткое электромагнитное излучение, защита от которого более сложная, чем от электронов

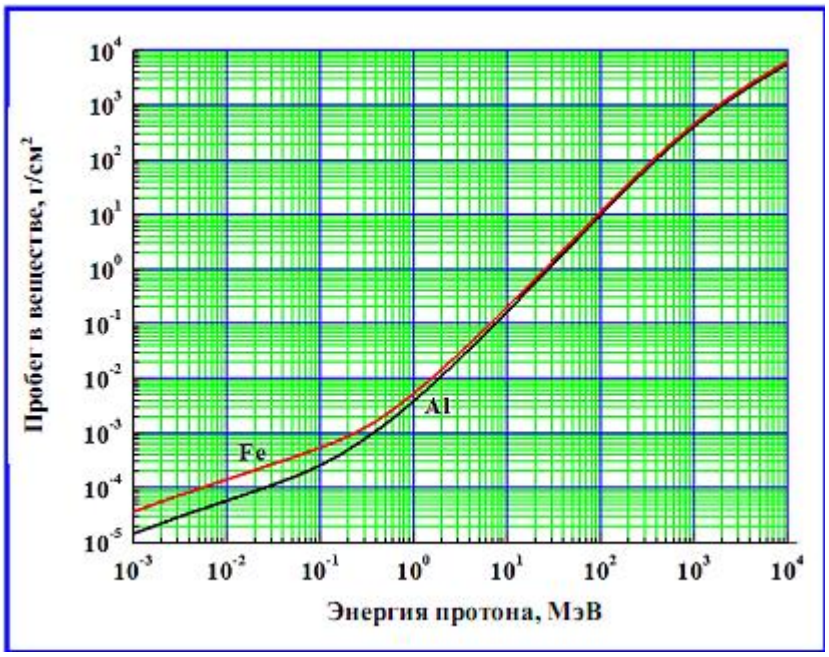


Рис. 3.6 – Зависимость полного пробега протона в железе и алюминии от энергии протонов

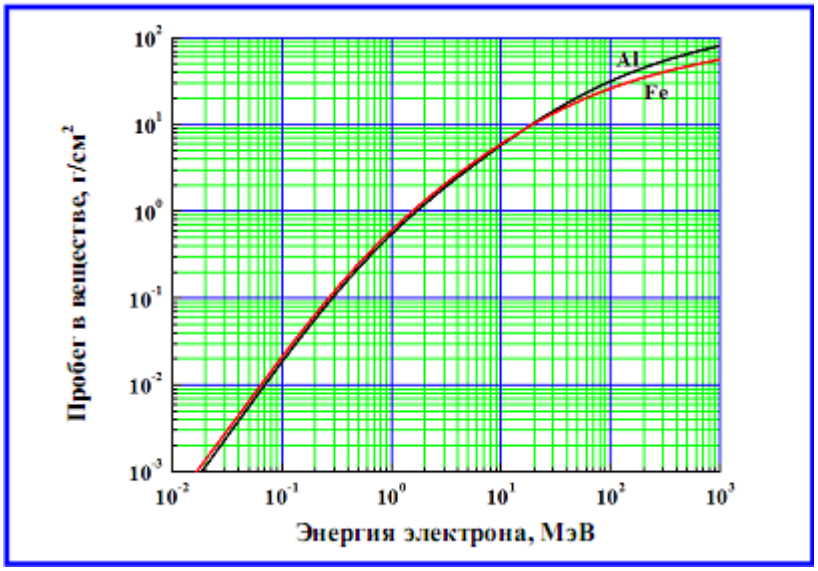


Рис. 3.7 – Зависимость полного пробега электронов в железе и алюминии от энергии электронов

3.4.2 Основные характеристики радиации на солнечно-синхронных орбитах

Наиболее интенсивные потоки ионизирующих излучений радиационных поясов Земли (РПЗ) сосредоточены в области магнитного экватора. Нижняя граница РПЗ в области экватора располагается в основном на высоте около 1000 км верхняя граница – на высоте около 65 000 км.

Условно РПЗ делят на две части. Ту часть РПЗ, которая в плоскости геомагнитного экватора ближе к Земле (от 1000 до 13 000 км), называют внутренним РПЗ, а ту, которая дальше от Земли (от 13 000 до 65 000 км), называют внешним РПЗ. Основная компонента частиц внутреннего РПЗ – это высокоэнергичные протоны (до 1000 МэВ).

Основная компонента внешнего РПЗ – электроны с энергией в несколько МэВ. Часть внутреннего РПЗ в области Южно-Атлантической (Бразильской) магнитной аномалии в виде воронки опускается до высот около 200 км над Землей. Если ССО расположена на высоте меньше 1000 км, то большая часть орбиты находится вне зоны действия потоков частиц РПЗ, и только в области Южно – Атлантической магнитной аномалии КА на этой орбите подвергается интенсивному облучению частицами РПЗ, которые и дают основной вклад в поглощённую дозу радиации.

На рис. 3.8 показана для ССО зависимость поглощённой дозы радиации в центре сферы из алюминия от массовой толщины сферического экрана.

Под экраном из алюминия толщиной около 1 г/см^2 вклад в поглощённую дозу дают:

– электроны РПЗ (с энергией более 2 МэВ) около 54%;

– протоны РПЗ (с энергией более 30 МэВ) около 39%;

– протоны СКЛ (с энергией более 30 МэВ) около 6%;

– тормозное излучение электронов около 1%.

Под экраном из алюминия толщиной около 2 г/см^2 вклад в поглощённую дозу дают:

– протоны РПЗ (с энергией более 40МэВ) около 85%;

– протоны СКЛ (с энергией более 40 МэВ) около 11%;

– электроны РПЗ (с энергией более 3 МэВ) около 4%;

– тормозное излучение электронов менее 1%.

Как следует из вышеприведённых данных, за экраном около 2 г/см^2 и более основной вклад в поглощённую дозу радиации на ССО дают высокоэнергичные протоны внутреннего РПЗ (область Южно-Атлантической магнитной аномалии, рис. 3.9).

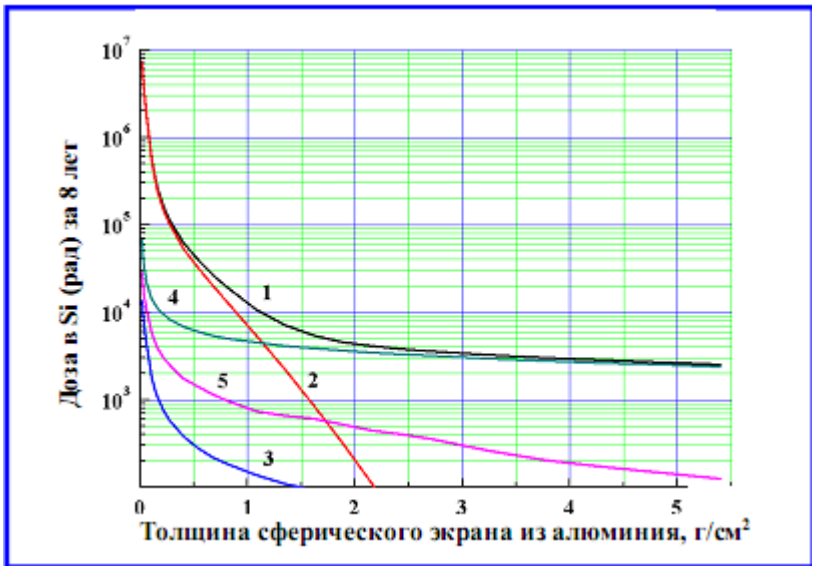


Рис. 3.8 – Зависимость поглощенной дозы радиации за 8 лет на ССО (h= 832 км) в центре сферы из алюминия (поглощающее вещество кремний) от массовой толщины сферического экрана: суммарная доза (1); доза от электронов тормозного (3); от РПЗ (4); от СКЛ (5) РПЗ (2); от излучения протонов протонов

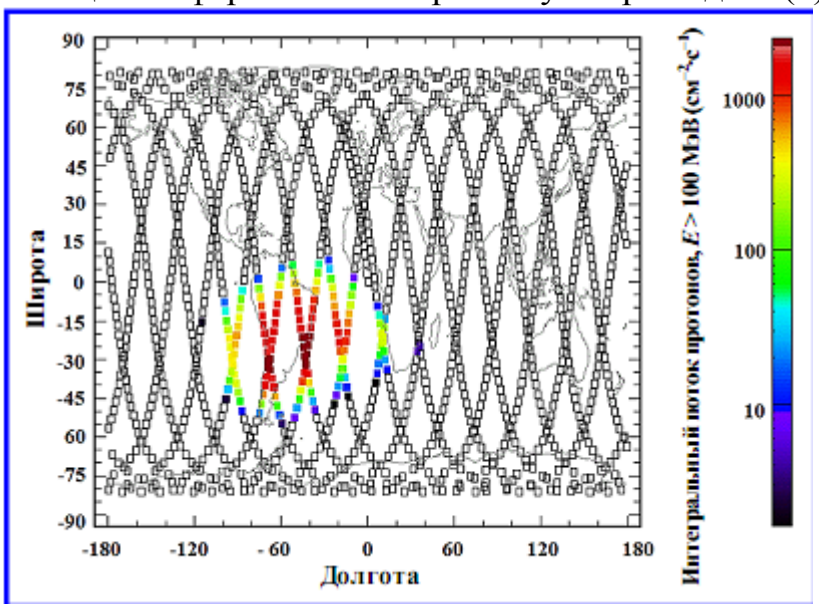


Рис. 3.8 – Распределение интенсивности потока протонов РПЗ с энергией более 100 МэВ на ССО с h = 832 км

3.5 Целесообразный выбор защиты. Расчет толщины защиты от фотонного излучения для различных материалов

Для того чтобы обеспечить исправную работу ЭС, необходимо знать толщину того или иного материала, используемого в качестве "поглотителя" излучения.

No – количество частиц, излучаемое от рентгеновской трубки.

N – количество частиц, оставшихся после прохождения защиты толщиной d.

Для расчета необходимо знать несколько понятий:

Линейный коэффициент ослабления (μ) – характеризует уменьшение интенсивности излучения при прохождении через 1 см вещества и равный отношению доли dN/N фотонов данной энергии, притерпевших взаимодействие при прохождении элементарного пути dl в среде, к длине этого пути:

$$\mu = \frac{1}{N} * \frac{dN}{dl} \tag{3.4}$$

Массовый коэффициент ослабления (μm) – отношение соответствующих линейных коэффициентов взаимодействия к плотности *p* среды, через которую проходит фотонное излучение:

$$\mu m = \frac{\mu}{p} \tag{3.5}$$

Длина свободного пробега l в среде – величина, обратно пропорциональная коэффициенту ослабления μ:

$$I = \frac{1}{\mu} \tag{3.6}$$

N изменяется по закону:

$$N = N_0 * e^{-\mu d} \quad (3.7)$$

No рентгеновских трубок в основном равен 1010 и пусть N=1, тогда:

$$1 = 10^{10} * e^{-\mu d}$$
$$e^{-\mu d} = 10^{-10}$$

Так как e ≈ 2,7, то:

$$e^{-\mu d} = (e^{2,5})^{-10}$$
$$e^{-\mu d} = e^{-25}$$
$$\mu d = 25$$

Далее по таблицам коэффициентов ослабления для различных материалов, зная энергию излучения находим линейный коэффициент ослабления.

Переходим к расчету:

Для энергии равной 0,04 МэВ коэффициент ослабления для алюминия равен 1, 33 см$^{-1}$ значит:

$$d = \frac{25}{1,33} = 18,8 \text{ см}$$

Для свинца линейный коэфицент ослабления μ = 151, из этого следует:

$$d = \frac{25}{151} = 1,6 \text{ см}$$

Т.е. для безопасного использования рентгеновской трубки необходимо установить защиту алюминия толщиной 18,8, для свинца – 1,6 см.

3.6 Выводы по разделу

На основании данных о проникающей способности частиц радиационного пояса Земли и их энергетического и пространственного распределения в околоземном космическом пространстве сделан вывод, что для солнечно-синхронных космических аппаратов увеличение массовой толщины защитного экрана более 2,0 г/см^2 не целесообразно. Для высокоорбитальных и геостационарных космических аппаратов не целесообразно увеличивать массовую толщину защитного экрана более 2,5 г/см^2.

Вышеуказанные защитные экраны позволяют отсечь мягкую (наиболее интенсивную) компоненту ионизирующего излучения. Под защитными экранами остается только жёсткая компонента ионизирующего излучения с большой проникающей способностью. По этой причине дальнейшее увеличение толщины защитного экрана не приведёт к существенному снижению поглощенной дозы. В случае, если указанные толщины экранов не обеспечивают необходимый уровень надёжности функционирования электронных систем, рекомендуется заменить проблемные электронные компоненты на более радиационно стойкие.

Большинство спутников заявленного стандарта летают на низких орбитах, поэтому их защищает магнитное поле Земли.

Космические аппараты, отправленные к другим планетам, довольно сносно переносят всю агрессию космоса, в том числе и радиацию.

Для полной защиты нужен довольно толстый слой того, или иного материала, а это дает значительную массу, а значит, и расходы по запуску спутника на орбиту.

Для защиты электронной аппаратуры от мягкой компоненты космических лучей, требуется защитный экран из алюминия с массовой толщиной около 1 г/см^2.

Для безопасного использования рентгеновской трубки необходимо установить защиту алюминия толщиной 18,8 см.

Заключение

При выполнении данной дипломной работы мной были получены следующие результаты:

– изучил классификацию и основные характеристики наноспутников; стандарты, по которым в настоящее время конструируют спутники данного типа, а также уже разработанные модели Стенфордского и Берлинского университетов.

– разобрал на компоненты все составляющие спутника;

– проанализировал выбор наиболее подходящего конструкторского материала для разработки спутника; провел исследование на прочность алюминия разных марок;

– построил в SolidWorks несущую конструкцию будущего спутника.

Помимо прочего, в качестве дополнения, мной было проведено исследование на выбор подходящего теплового режима для спутника на разных участках орбиты.

Также было выведено, что конструирование наносутников с использованием представленных в работе материалов, в частности, сплавов алюминия марок 7075, 6061 и пр., является новизной данной работы.

В главе безопасность жизнедеятельности были рассмотрены способы защиты ЭС(электронных средств)наноноспутника от лучей различных компонентов. Здесь же был произведен расчет толщины защиты от фотонного излучения для различных материалов, включая свинец и алюминий, для которых, как выяснилось, толщина защитного слоя должна составлять 1,6 см и 18,8 см, соответственно.

В главе технико – экономическое обоснование были рассчитаны затраты на тестирование материала, стоимость итоговой конструкции, затраты на закупку соответствующего оборудования, а так же общая окупаемость предложенной разработки.

По итогам всех расчетов я выяснил, что:

На создание данного дипломного проекта приходится 15 суток. Сюда включены все этапы: начиная от постановки задачи до перспективы внедрения. По истечению заявленного срока исследование будет полностью завершено, будут подготовлены все материалы для дальнейшего исследования и внедрения технологий.

Выполнением проекта займутся два работника:

– руководитель проекта, который занимается постановкой задачи, определением требований к системе и аппаратному обеспечению, выбором инструментальных средств, а также разработкой документации к НИР;

– студент, который обязан выполнить сбор материала и анализ существующих разработок, а также заниматься непосредственно исследованием. В результате было проведено исследование существующих конструкций наноспутников и подготовлен материал для дальнейшего исследования.

Что касается области применения, то данное исследование позволит упросить запуск малых КА в космос, в связи с их низкими требованиями к созданию конструкции. Кроме того, в процессе работы были подсчитаны экономические характеристики разработки. Следует отметить, что себестоимость данного НИР составляет 235329,64 тг. В результате цена разработки данной конструкции составляет 263569,2 тг.

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. Романов С. «В мире нано», Журнал №4 ,2010. – 34 с.

11. Овчинников М.Ю, статья “Малые мира сего” в журнале Компьютерра N 15, 2007, с.37 – 43

12. Р.Я. Лабковская, Методы и устройства испытаний ЭВС, ч.1, учебное пособие / Санкт – Петербург, 2015

13. И.П. Безродных, Е.И. Морозова, А.А. Петрукович (ИКИ РАН), В.Т. Семёнов(ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ») Оценка оптимальных параметров экранов для защиты электронных систем КА от ионизирующих излучений, 2012; дополнительно: Тормозное излучение электронов в веществе космического аппарата. Методика расчёта / И. П. Безродных, Е. И. Морозова, А. А. Петрукович [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – М. :ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2011. – Т. 120. – № 1. – С. 37 – 44.

14. AccesstheESTARDatabase. [Электронный ресурс] – база данных и программное обеспечение. – Режим доступа: http://physics.nist.gov/PhysRefData/Star/Text/method.html /, свободный.

15. The Space Environment Information System, ESA Technical Officer. [Электронный ресурс] – база данных и программное обеспечение. Режим доступа : http://www.spenvis.oma.be, свободный.

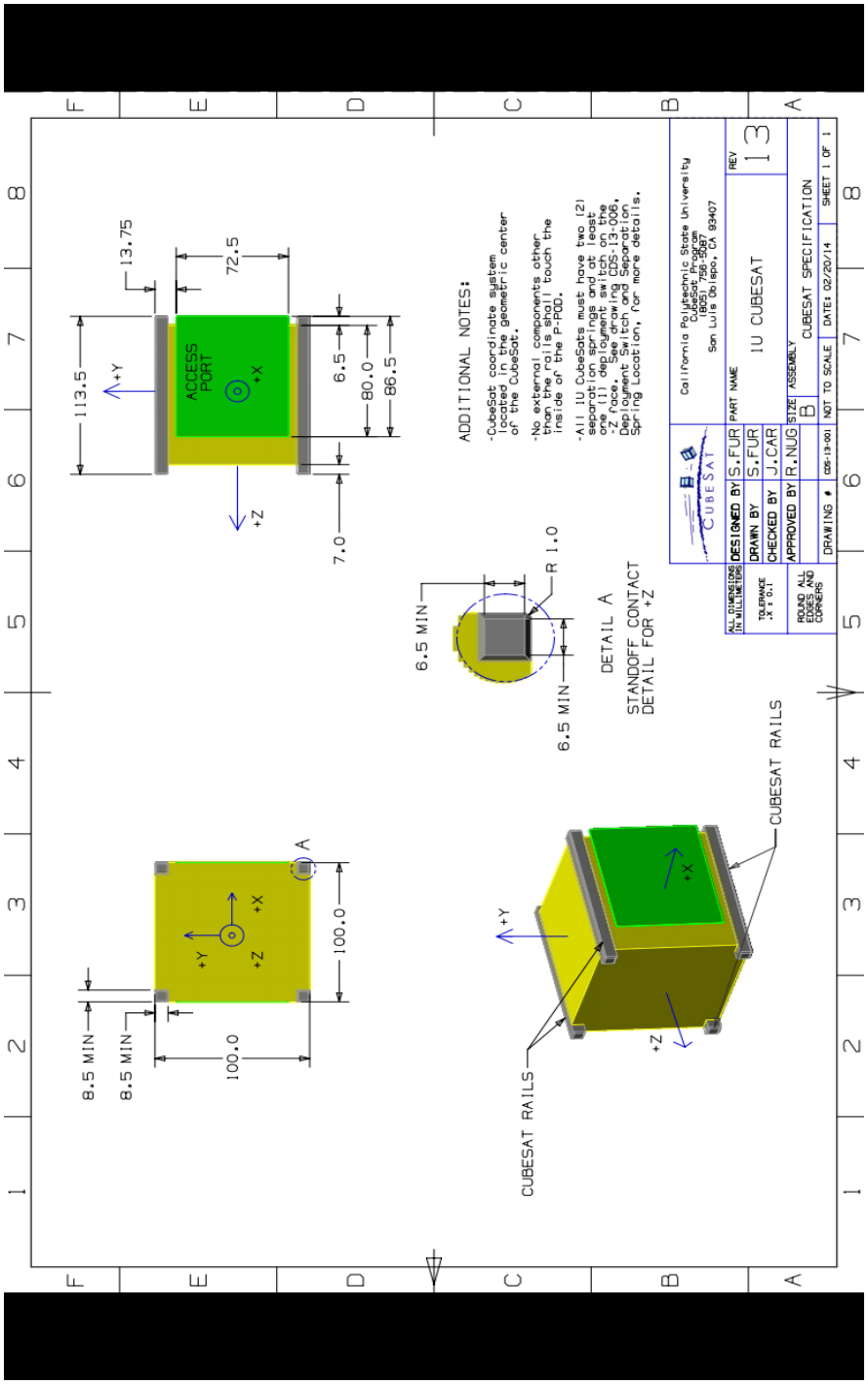
16. Спутники стандарта CubeSat | cubesat.ru/ http://cubesat.ru/ru/cubesats.html

17. Спутник технологический. Optical CubeSat 1
http://ecoruspace.me/Optical+CubeSat+1.html

18. Несущая конструкция размера 1U, инженерный образец. | cubesat.ru http://cubesat.ru/ru/nesushchaya-konstruktsiya-razmera-1u-inzhenernyi-obrazets.html

Приложение

А.



Конфигурации CubeSat(1U) и его физические размеры