

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Факультет инженерно-физический
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы
Направление подготовки 24.05.01 – Проектирование, производство и
эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов
Специализация – Пилотируемые и автоматические космические аппараты и
системы

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Зам. зав. кафедрой

В.В. Соловьев

« 10 » 02 2023 г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

на тему: Разработка космического аппарата с полезной нагрузкой для
регистрации заряженных частиц

Исполнитель
студент группы 712-ос

10.02.2023 г.

(подпись, дата)

В.С. Кузьменков

Руководитель
доцент, канд. физ.-мат.
наук

10.02.2023 г.

(подпись, дата)

Д.В. Фомин

Консультант
по БЖД
доцент, канд. техн. наук

10.02.2023 г.

(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль
старший преподаватель

10.02.23

(подпись, дата)

М.А. Аревкин

Рецензент

(подпись, дата)

А.А. Палехов

Благовещенск 2023

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Факультет инженерно-физический

Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

Направление подготовки 24.05.01 – Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов

Специализация – Пилотируемые и автоматические космические аппараты и системы

УТВЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой

В.В. Соловьёв

« 23 » января 2023г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Кузьменкова Вячеслава Сергеевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Разработка космического аппарата с полезной нагрузкой для регистрации заряженных частиц

(утверждена приказом от 10.02.2023 № 658-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 10 февраля 2023 года

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: Научная литература, периодические задания, отчеты по практикам.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: проектирование КА с полезной нагрузкой для регистрации заряженных частиц и проведением ДЗЗ; проектирование измерительного блока; экономическое обоснование проекта КА; меры безопасности при проведении наземных испытаний КА; сборочный чертеж КА и измерительного блока.

5. Перечень материалов приложения: код программы для управляющего устройства измерительного блока

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе: Козырь А.В.

7. Дата выдачи задания: 23 января 2023 года.

Руководитель выпускной квалификационного проекта: Фомин Д.В., доцент, канд. физ.-мат. наук

Задание принял к исполнению (дата): 23.01.2023г. 

РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 77 с., 29 рисунков, 27 таблиц, 18 источников, 1 приложение.

ФАКТОРЫ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА, КОСМИЧЕСКАЯ ПОГОДА, СПЕКТРОМЕТР, ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ БЛОК, КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, СИСТЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ, КОРЕКТИРУЮЩАЯ ДВИГУАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА, БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ

В результате работы был спроектирован космический аппарат с полезной нагрузкой способной регистрировать заряженные частицы.

Цель работы – разработка космического аппарата с полезной нагрузкой способной регистрировать заряженные частицы.

Для выполнения цели необходимо поставлены следующие задачи:

- 1) изучить факторы космической погоды, влияющие на работу космического аппарата, основываясь на результатах анализа литературных данных;
- 2) спроектировать космический аппарат для изучения космической погоды и проведения дистанционного зондирования Земли;
- 3) рассчитать себестоимость разработки космического аппарата;
- 4) разработать меры безопасности при проведении наземных испытаний космического аппарата.

СОДЕРЖАНИЕ

Определения, обозначения, сокращения	6
Введение	7
1 Общая часть	9
1.1 Факторы космической погоды	9
1.2 Космическая погода и её влияние на космические аппараты	10
1.4 Приборы для регистрации заряженных частиц	14
1.4.1 Прибор ДРГЭ	14
1.4.2 Сцинтилляционный спектрометр «ДеКоР»	15
2 РАСЧЕТНАЯ ЧАСТЬ	18
2.1 Техническое задание на проектирование	18
2.2 Измерительный блок	18
2.2.1 Состав и функциональная схема измерительного блока	19
2.2.2 Проектирование измерительного блока	20
2.2.3 Частотный анализ конструкции измерительного блока	21
2.3 Расчёт основных параметров аппаратуры наблюдения	24
2.3.1 Расчёт диаметра, размера пикселя и фокусного расстояния	24
2.3.2 Расчёт габаритов оптической системы и выбор конструктивной схемы телескопа	26
2.3.3 Оценка массы ОЭТК	29
2.3.4 Выбор ОЭТК из существующих	29
2.4 Выбор элементов системы приёма, преобразования, хранения и передачи информации	31
2.4.1 Выбор элементов СППИ	31
2.4.2 Выбор параметров запоминающих устройств	32
2.4.3 Выбор параметров бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии	33
2.5 Выбор состава и характеристик массозатратных элементов БКУ и СУД	34
2.5.1 Бортовой комплекс управления	34

2.5.2 Система управления движением	38
2.6 Расчёт параметров СГК из условия обеспечения заданной производительности.....	43
2.6.1 Оценка среднего времени перенацеливания.....	43
2.6.2 Расчёт требуемого значения среднего углового ускорения КА	43
2.6.3 Вычисление среднего значения управляющего момента СГК.	44
2.6.4 Расчёт массогабаритных параметров СГК.....	45
2.6.5 Выбор СГК из существующих в отрасли	47
2.7 Расчёт массогабаритных параметров комплексной двигательной установки	48
2.7.1 Определение требуемой характеристической скорости КА при выполнении динамических маневров	48
2.7.2 Выбор топлива и определение его запаса	51
2.7.3 Расчёт массогабаритных характеристик КДУ	53
2.7.4 Выбор КДУ из существующих	55
2.8 Расчёт основных параметров системы электропитания	56
2.8.1 Расчёт основных характеристик СЭП.....	56
2.8.2 Солнечная батарея	59
2.8.3 Выбор аккумуляторные батарей	61
2.8.4 Комплекс автоматики и стабилизации	62
3 Экономическая часть	65
4 Техника безопасности при проведении наземных испытаний космического аппарата.....	69
4.1 Общие требования техники безопасности при проведении испытаний	69
4.2 Вибрационные испытания космического аппарата.....	69
4.3 Термобалансные и термовакуумные испытания космического аппарата.....	71
Заключение	74
Библиографический список	76
Приложение А	78

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

- АК – аккумуляторная батарея;
- АСН – аппаратура спутниковой навигации;
- БА КИС – бортовая аппаратура командно-измерительной системы;
- БВС – бортовая вычислительная система;
- БДУС – блок датчиков угловых скоростей;
- БЗУ – бортовое запоминающее устройство;
- БИУС ВОА – блок измерителей угловой скорости волоконно-оптический;
- БКУ – бортовой комплекс управления;
- БОКЗ – блок определения координат звезд;
- БЦВС – бортовая цифровая вычислительная система;
- ВРЛ – высокоскоростная радиолиния;
- КАС – комплекс автоматики и стабилизации;
- КИС – командно-измерительная система;
- КСН – космическая система наблюдения;
- ЛРМ – линейное разрешение на местности;
- МКА – маломассогабаритный космический аппарат;
- ОЭП – оптико-электронные преобразователи;
- ОЭТК – оптико-электронный телескопический комплекс;
- СП – солнечные панели;
- СГК – силовой гироскопический комплекс;
- СППИ – система приема и преобразования информации;
- ССКМ – система сброса кинетического момента;
- ССН – система спутниковой навигации;
- ТМИ – система телеметрических измерений;
- ФЭП – фотоэлектрические преобразователи.

ВВЕДЕНИЕ

С развитием науки стали появляться новые технологий такие, как спутниковая связь, системы по типу ГЛОНАСС, интернет и т.д. Всё это обеспечивается стабильной работой спутников, а также их группировками. Все эти «новшества» настолько сильно проникли в нашу повседневную жизнь, что уже трудно представить нормальное существование без них.

Стабильной работе КА могут помешать различные факторы космического пространства. В данной работе будут рассмотрены наиболее известные виды космических излучений, продолжение исследований которых очень важно не только для успешной эксплуатации КА, но и при его проектировании. Изучение факторов космического пространства связывают с понятием космической погоды.

Мониторинг и прогнозирование космической погоды является важнейшей задачей при обеспечении полетного режима КА. Поэтому многие из них содержат специальные приборы, например, для регистрации космического излучения.

Так был создан первый студенческий спутник ДВФО АмГУ «АмурСат» («АмГУ-1»), и запущен 5 июля 2019 года с космодрома «Восточный», на борту которого была установлена, помимо полезной нагрузки, разработанной в Амурском госуниверситете («Фотон-Амур»), полезная нагрузка «ДеКоР», разработанный в НИИЯФ МГУ.

2 марта 2020 года на базе АЦУП АмГУ было открыто место оператора космической погоды, которое позволит проводить её анализ в том числе и путем получения данных с университетского спутника «АмурСат» («АмГУ-1»).

Поскольку развитие направления мониторинга и прогнозирования космической погоды является актуальной задачей, поэтому целью данной дипломной работы стала: разработка космического аппарата с полезной нагрузкой для регистрации заряженных частиц.

Для выполнения цели необходимо поставлены следующие задачи:

1) изучить факторы космической погоды, влияющие на работу космического аппарата, основываясь на результатах анализа литературных данных;

2) спроектировать космический аппарат для изучения космической погоды и проведения дистанционного зондирования Земли;

3) рассчитать себестоимость разработки космического аппарата;

4) разработать меры безопасности при проведении наземных испытаний космического аппарата.

1 ОБЩАЯ ЧАСТЬ

1.1 Факторы космической погоды

Солнечная активность является источником основных факторов космической, т.е. факторами космической погоды являются:

- солнечное электромагнитное излучение;
- частицы солнечной энергии (энергичные частицы);
- потоки солнечной плазмы с магнитным полем.

Именно влияние этих факторов являются причиной для формирования множества физических явлений в околоземном космическом пространстве, которые негативно сказываются на работе космической техники.

Таким образом, для выявления прямых (ПФ) и косвенных факторов (КФ) риска, связанных с космической деятельностью, важным направлением исследований является изучение космической погоды. Результаты данных исследований представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Опасности космической погоды и их источники [5]

Опасности и риски	Факторы космической погоды				Геомагнитные суббури	Геомагнитные бури
	ГКЛ	РП	СКЛ	ЭИ		
Поверхностная и объемная электризация КА		ПФ			КФ	
Деградация СБ и материалов КА	ПФ	ПФ	ПФ	ПФ		КФ
Влияние на оптику, нарушение ориентации КА			ПФ			КФ
Аномальное торможение КА и потеря высоты орбиты				ПФ		

Нарушение радиосвязи			ПФ	ПФ	ПФ	ПФ
----------------------	--	--	----	----	----	----

Галактические космические лучи (ГКЛ) – это один из основных источников радиационной опасности в космическом пространстве, причиной тому, их высокая энергия, которая и определяет радиационные нагрузки как на КА, так и на космонавтов, находящихся на околоземной орбите.

В мощных солнечных вспышках генерируются солнечные космические лучи (СКЛ). Они характеризуются нерегулярностью и трудностью предсказания, также имеют большую интенсивность, которая может превышать фоновые значения потоков ГЧК во много раз. Еще одной особенностью СКЛ является их высокая энергия, иногда достигающая до нескольких гигаэлектронвольт.

Частицы радиационных поясов (РП) имеют меньший ионизирующий эффект, чем ГЧК, так как обладают в среднем намного меньшей энергией. Однако большой поток таких частиц оказывает негативное воздействие на материалы КА.

1.2 Космическая погода и её влияние на космические аппараты

В процессе полета КА подвергается совместному воздействию ряда факторов космического пространства, таких как потоки электронов и ионов высокой энергии, электромагнитного излучения Солнца, метеорных частиц и т.д. Результатом такого воздействия становятся разнообразные физико-химические процессы, протекающие в материале оборудования КА, и приводящие к ухудшению их эксплуатационных характеристик.

При этом, причиной отказов являются те или иные радиационные эффекты, вызванные воздействием электронов и ионов на материал КА, лежащих в широком диапазоне: $\sim 10^3 - 10^{20}$ эВ.

В частности, увеличение дозировки корпускулярной радиации создают:

– аномалии в работе спутников и радиосвязи причиной которой действия поверхностной и объемной электризации;

- деградацию солнечных батарей и конструкции спутников;
- нарушение и потеря ориентации спутника из-за сбоев в работе оптических систем.

Сбои в работе электроники и выход из строя отдельных элементов радиоэлектронной аппаратуры создают ионизация и выделение энергии в полупроводниковых микросхемах электроники спутника, вызванные ГКЛ. Такие приводят к сбоям в работе электроники и выходу из строя отдельных элементов радиоэлектронной аппаратуры. Подобные явления приводят к нарушениям штатного функционирования спутников и выполнения постеленной миссии.

Увеличение количества одиночных сбоев вызвано СКЛ, что приводит к нарушению функционирования электронной и оптической аппаратуры, радиосвязи. Одним из негативных свойств событий, вызванных СКЛ, является их трудно предсказуемость, так, в течение одного солнечного цикла можно ожидать до десяти мощных событий СКЛ.

Отдельно стоит сказать, что действие потока заряженных частиц может стать причиной постепенного ухудшения свойств материалов и показателей бортовых систем, так и к внезапным отказам в работе бортовой аппаратуры.

1.3 Мониторинг и прогнозирование космической погоды

2 марта 2020 года на базе АЦУП АмГУ было открыто рабочее место оператора космической погоды. Работа оператора происходит на сайте центра анализа космической погоды НИИЯФ МГУ (рисунок 1).

Поэтому мониторинг и прогнозирование космической погоды рассмотрим на примере данного центра.

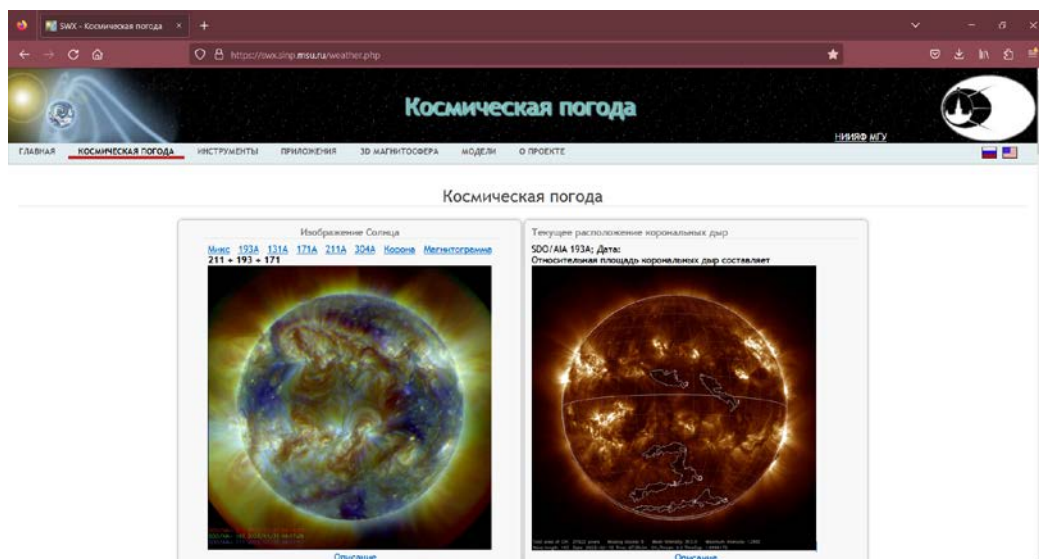


Рисунок 1 – Сайт НИИЯФ МГУ [12]

Все данные, которые используются для мониторинга космической погоды, поступают в центр с уникальных экспериментов на КА. Вместе с исследованием потоков заряженных частиц осуществляется контроль за состоянием Солнца на основе мультиспектральных наблюдений. Контролируются параметры солнечного ветра и межпланетного магнитного поля. Дополнительно ведется мониторинг данных по солнечной и геомагнитной активности: число Вольфа, геомагнитные индексы D_{st} и K_p . [5]

Эти данные со специализированных порталов загружаются в систему. Далее идет их подготовка для мониторинга и прогнозирования радиационной обстановки. Схема подготовки представлена на рисунке 2. [5]

Преимуществами данной методики являются:

- загрузка данных ведется без перебоев, так как осуществляются повторные попытки передачи информации при возникновении нештатных ситуаций;
- проверка ранее переданных данных с целью заполнения возможных пробелов;
- для различных моделей прогноза происходит усреднение данных по нескольким временным интервалам;

– обеспечение взаимозаменяемости схожих по физическому смыслу данных, полученных с разных спутниковых экспериментов.

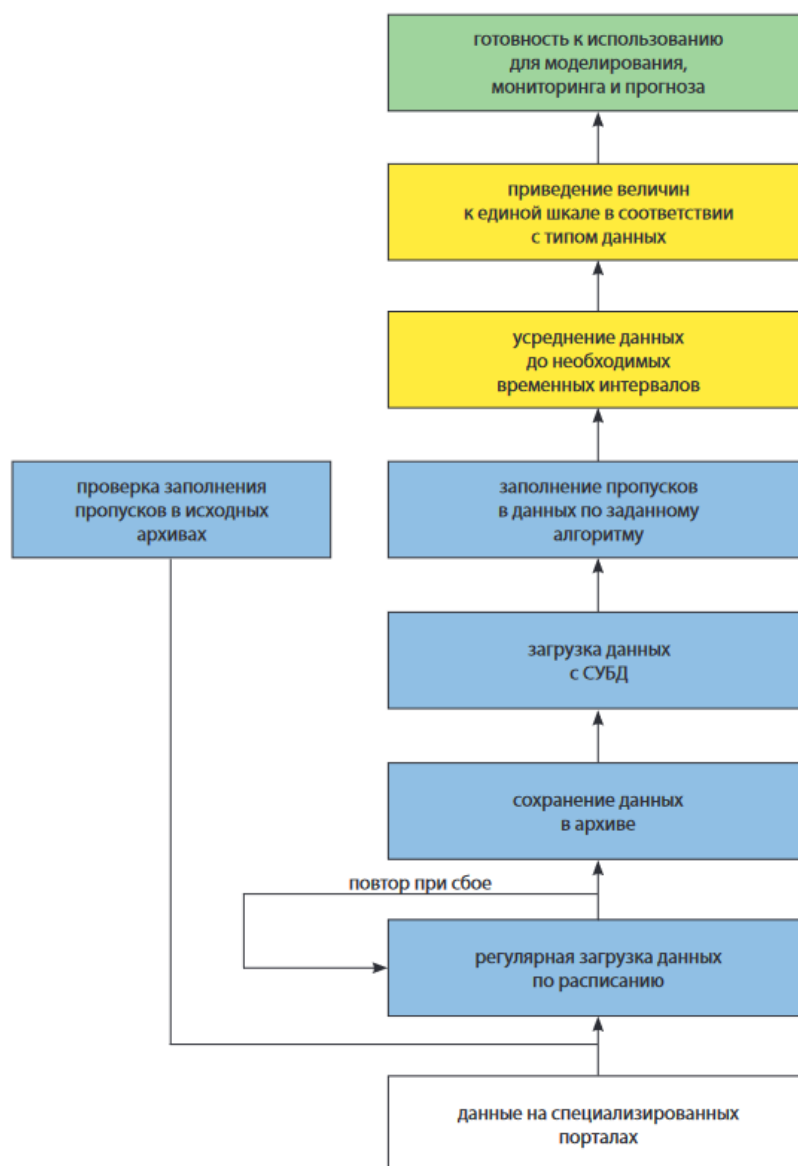


Рисунок 2 – Схема подготовки данных перед мониторингом [5]

Поступившие в центр данные загружаются в базу данных, после чего происходит запуск модели и приложения, которые позволяют провести расчёт прогнозируемых величин или оценку косвенных измерений параметров магнитосферы, например, давление солнечного ветра. Результаты моделирования заносятся в базу данных, после выполняется усреднение по временным интервалам.

1.4 Приборы для регистрации заряженных частиц

При мониторинге и прогнозировании последней активно используют данные, полученные с КА, которые имеют на борту ПН для регистрации радиации. Некоторые из этих приборов рассмотрим далее.

1.4.1 Прибор ДРГЭ

Прибор ДРГЭ предназначен для наблюдения высыпаний магнитосферных электронов релятивистских и субрелятивистских энергий, всплесков гамма-излучения атмосферного и астрофизического происхождения. Прибор состоит из трех блоков: идентичных ДРГЭ-1, ДРГЭ-2 и блока ДРГЭ-3. Физико-технические параметры прибора указаны в табл. 1. Оси детекторов блоков ДРГЭ-1, ДРГЭ-2 направлены в местный надир с точностью $\pm 3^\circ$. Оси детекторов блока ДРГЭ-3 направлены следующим образом:

- ось детектора №1 – в местный зенит;
- ось детектора №2 – против вектора скорости космического аппарата;
- ось детектора №3 под углом 90° к плоскости, образованной векторами скорости и направлением в местный зенит (перпендикулярно плоскости орбиты).



Рисунок 3 – Общий вид аппаратуры РЭЛЕК (МКА «Вернов»)

1 – ДРГЭ-1; 2 – ДРГЭ-2; 3 – ДРГЭ-3 [14]

1.4.2 Сцинтилляционный спектрометр «ДеКоР»

Прибор «ДеКоР» предназначен для исследования электронов и гамма-излучений в диапазоне энергосвыделений от 0,1 до 2 МэВ. Устройство состоит из следующих частей:

- детектирующий элемент из двух слоёв сцинтиллятора,
- фотоэлектронные умножители (2 шт),
- плата питания (в её состав входят высоковольтный источник питания ФЭУ, делитель напряжения и низковольтный преобразователь),
- узел электроники (выполнен в виде одной платы, содержащей аналоговую часть, микроконтроллер и микросхему энергонезависимой памяти);
- корпус узла детектирования, изготовленный из алюминия.

Детектирующий элемент заявляемого устройства представляет собой склеенные между собой оптическим клеем два детектирующих слоя в виде прямоугольных пластин размером 30 x 60 мм, изготовленных, соответственно, из пластического сцинтиллятора и кристалла CsI(Tl), при этом со стороны входного окна расположен пластический сцинтиллятор. Толщина светоизолирующего слоя входного окна составляет 0.1 мм.

Заявляемое устройство использует две независимые линии внешнего питания:

- питание детекторного узла и аналоговой электроники;
- питание микроконтроллера, микросхемы энергонезависимой памяти и других элементов, необходимых для автономной работы цифровой части прибора в режиме обмена данными и командами.

Научные данные всех типов записываются блоками длиной 120 байт и передаются по запросу в виде команды, указывающей тип данных, начальный блок и число запрашиваемых блоков.

На рисунке 4 представлена блок-схема детектора космической радиации.

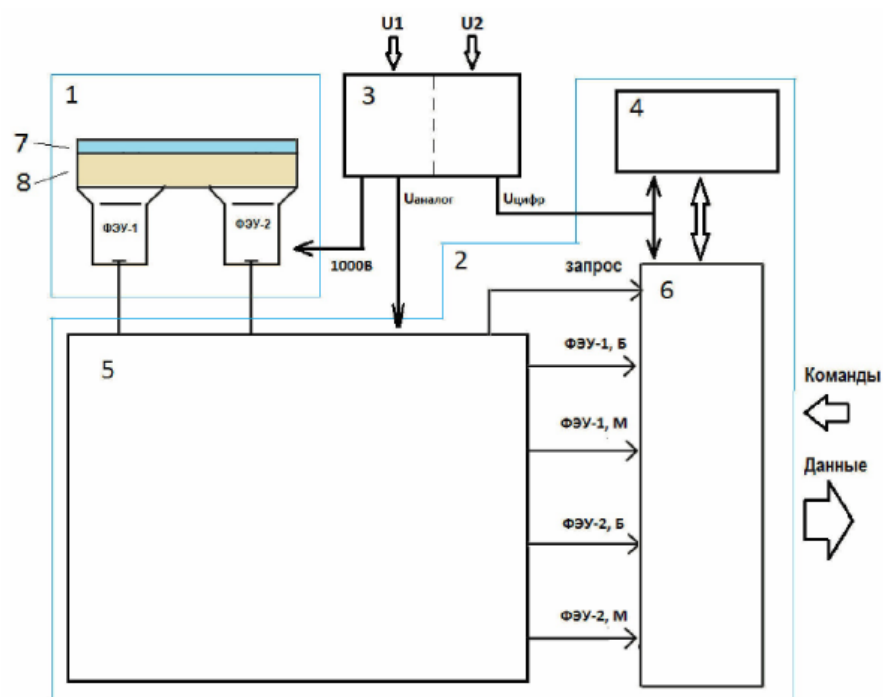


Рисунок 4 – Блок-схема детектора космической радиации

1 – узел детектирования, 2 – узел электроники, 3 – плата питания, 4 – микросхема энергонезависимой памяти, 5 – аналоговая часть узла электроники, 6 – микроконтроллер, 7 – пластиковый сцинтиллятор, 8 – кристалл CsI(Tl) [11]

Все характеристики прибора приведены в таблице 2. На рисунке 5 представлен общий вид спектрометра.

Таблица 2 – Технические характеристики спектрометра «ДеКоР»

Регистрируемые типы частиц	Гамма, электроны
Диапазон энерговывделений	0.1 – 2 МэВ
Эффективная площадь	18 см ²
Временное разрешение	20 мкс
Габаритные размеры	102x90x36 мм
Масса	
Энергопотребление детектора	1.2 Вт
Энергопотребление цифрового узла	0.1 Вт

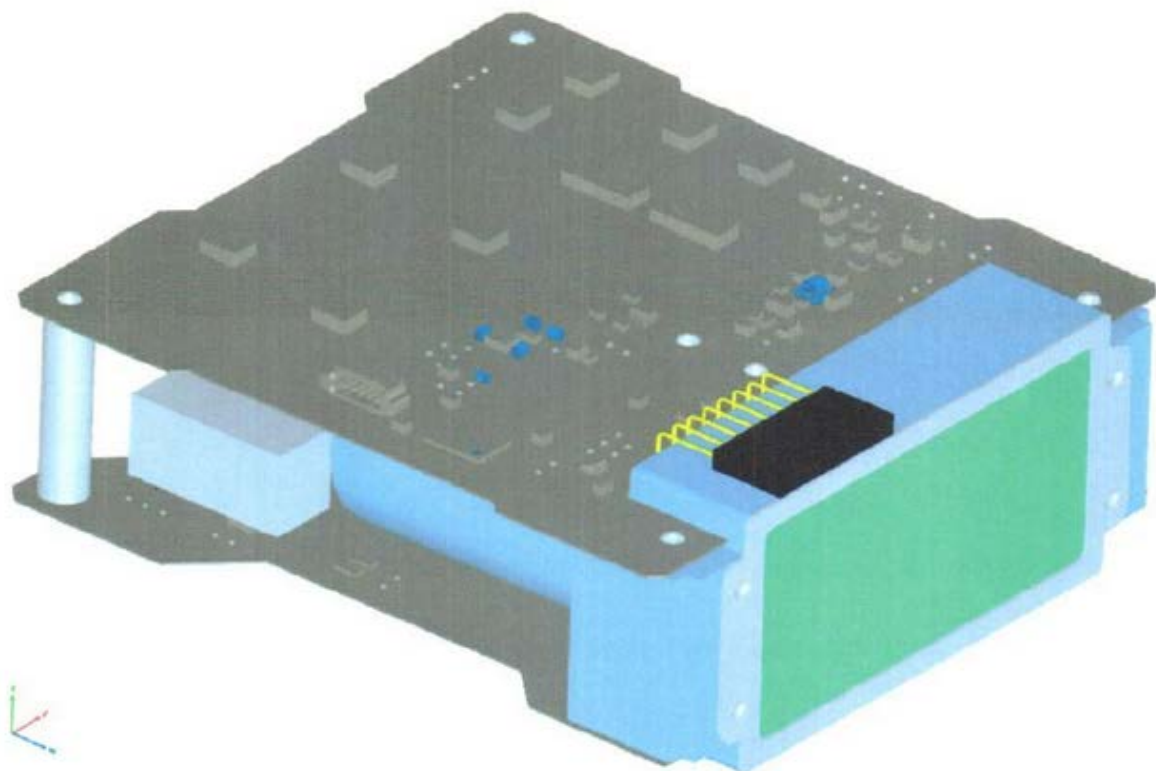


Рисунок 5 – Общий вид прибора «ДеКоР» [11]

Прибор «ДеКоР» был установлен на университетский спутник «АмурСат» («АмГУ-1»). В ходе работы не было обнаружено никаких недостатков. Данные с прибора были использованы при мониторинге и прогнозирования уровня космической радиации.

Таким образом, в данной главе были проанализированы основные факторы космической погоды и их влияние на работоспособность КА. Изучена методика проведения мониторинга и прогнозирования космической погоды на примере сайта центра анализа космической погоды НИИЯФ МГУ. Были рассмотрены приборы для регистрации заряженных частиц. Для дальнейшего проектирования был выбран хорошо зарекомендовавший себя прибор «Декор» НИИЯФ МГУ.

2 РАСЧЕТНАЯ ЧАСТЬ

2.1 Техническое задание на проектирование

Для проектирования КА с ПН для регистрации заряженных частиц было сформировано следующее техническое задание:

- 1) спроектировать КА с рабочей солнечно-синхронной орбитой в диапазоне высот от 600 до 900 км;
- 2) масса КА не должна превышать 1500 кг, размах СБ не должен превышать 7000 мм, а длина КА должна быть в пределах 5000 м;
- 3) КДУ КА должен корректировать рабочую орбиту с погрешностью не более 5 угл. мин;
- 4) СЭП КА должен обеспечивать бесперебойную работу бортовой и научной аппаратуры, с учётом деформации, на весь срок активного существования;
- 5) КА должен позволять производить исследования космической радиации в диапазоне энергосвыделений от 0,05 до 10 МэВ;
- 6) Помимо основной ПН, КА должен содержать аппаратуру для ДЗЗ, ЛРМ у которой должен быть не более 1 м.

2.2 Измерительный блок

Прибор «ДеКоР», который был в составе студенческого спутника «АмурСат» («АмГУ-1»), зарекомендовал себя, как точное и надежное устройство. Поэтому для измерительного блока на проектируемый спутник были выбраны три модификации прибора «ДеКоР», которые позволят суммарно регистрировать частицы с энергосвыделением в диапазоне от 0,02 до 10 МэВ:

- 1) ДеКоР-2, выполняющий функцию обнаружения и исследования космических гамма-всплесков различной природы, имеет эффективную площадь 65 см², что повышает чувствительность и временное разрешение прибора. Последняя представляет собой в основном статистику зарегистрированных гамма-квантов. Сцинтилляционный детектор, состоящий из 3-мм пластикового сцинтиллятора и 9-мм CsI(Tl), сканируемых массивом кремниевых

фотоумножителей (SiPM), позволяет отдельно регистрировать гамма-излучение и электроны в диапазоне энерговыделений от 20 кэВ до 1 МэВ;

2) ДеКоР-1 в первую очередь предназначено для изучения вариаций околоземных электронных потоков. Его детекторный элемент представляет собой пластиковый сцинтиллятор толщиной 3 мм и кристалл CsI(Tl) толщиной 10 мм, просматриваемый двумя ФЭУ. Он имеет эффективную площадь 18 см² и диапазон энерговыделений от 50 кэВ до 2 МэВ;

3) DeCoR-3 используется для расширения диапазона регистрируемого гамма-излучения высоких энергий от 2 до 10 МэВ. Его основная цель — измерение спектров гамма-излучения солнечных вспышек и космических гамма-всплесков. Детекторным элементом этого блока является сцинтилляционный кристалл Се: GAGG размером 30х30х30 мм³.

2.2.1 Состав и функциональная схема измерительного блока

Рассмотрим функциональную схему измерительного блока (ИБ), представленную на рисунке 6.

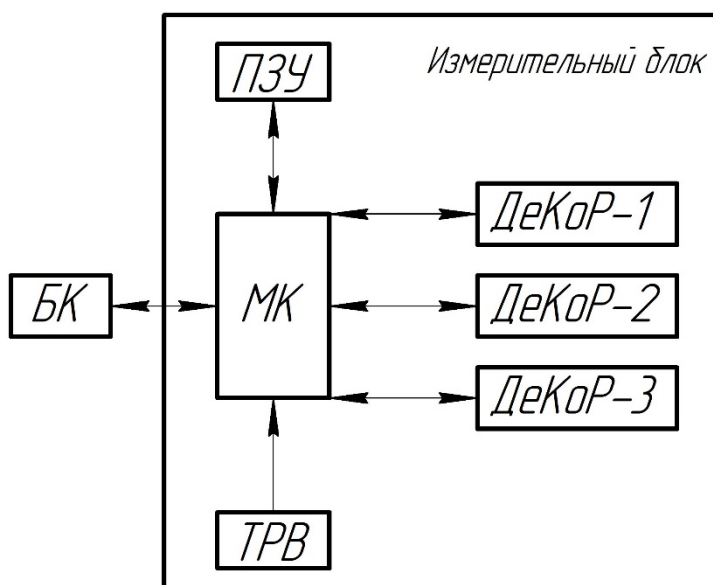


Рисунок 6 – Функциональная схема измерительного блока

МК – микроконтроллер; ПЗУ – постоянное запоминающее устройство;

ТРВ – таймер реального времени; БК – бортовой компьютер

В состав ИБ входят:

- МК для управления ИБ;
- ПЗУ для хранения полученных данных от полезной нагрузки;
- ТРВ для синхронизации пакетов данных со временем;
- «ДеКоР-1,2,3» для регистрации энерговыделений.

Работа измерительного блока происходит следующим образом:

- 1) приборы включаются и ведут регистрацию заряженных частиц в имеющимся у каждого диапазоне;
- 2) МК управляет записью ПЗУ данными, полученными от полезной нагрузки, а также выдает эти данные по запросу БК;
- 3) ТРВ позволяет провести синхронизацию данных для маркировки их по мировому времени.

Суточный объём, получаемых от ПН, данных может составлять до 100 Мб.

2.2.2 Проектирование измерительного блока

Для размещения приборов «ДеКоР-1,2,3», а также управляющего устройства, в виде МК, ПЗУ и ТРВ, был спроектирован корпус, который состоит из квадратного и угловых профилей.

Твердотельная модель корпуса измерительного блока представлен на рисунке 7.

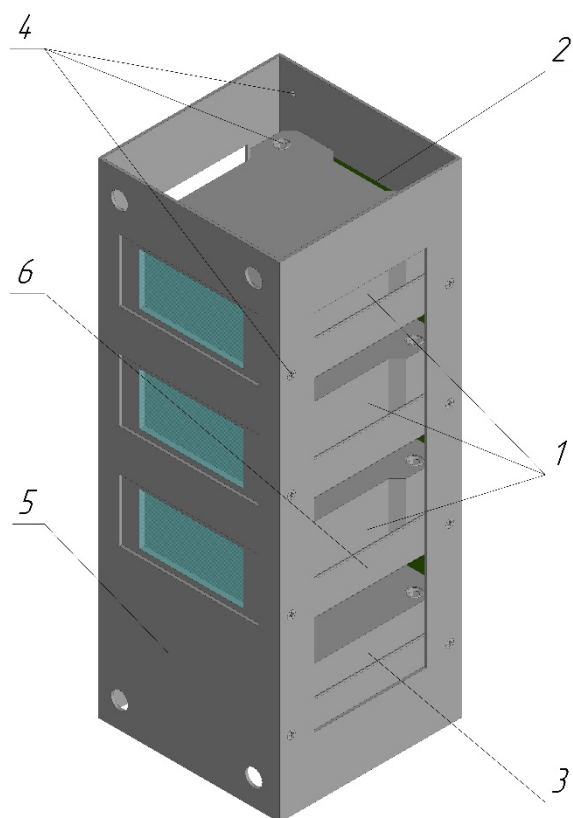


Рисунок 7 – Модель корпуса измерительного блока

1 – приборы «ДеКоР-1,2,3»; 2 – коммутационная плата; 3 – управляющее устройство; 4 – крепежные элементы; 5 – корпус блока; 6 – угловой профиль

2.2.3 Частотный анализ конструкции измерительного блока

При старте РН «Союз-2.1б» бортовая аппаратура и полезная нагрузка испытывают напряжения от колебаний до 2000 Гц. Проведем частотный анализ конструкции измерительного блока в САПР «SolidWorks». Модель конструкции представлена на рисунке 8, а результаты отобразим в таблице 3.

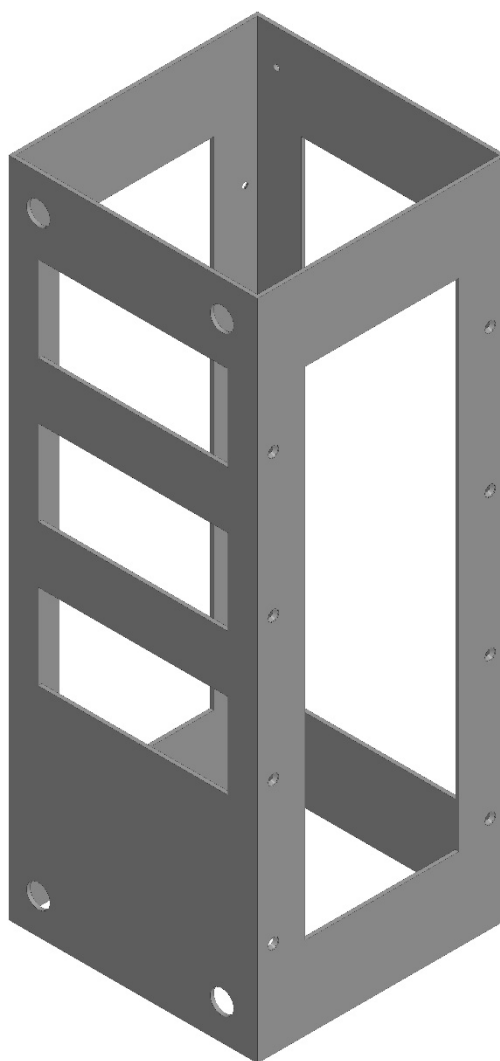


Рисунок 8 – Модель конструкции измерительного блока

Таблица 3 – Массовое участие

Номер режима	Частоты, Гц	Направление X	Направление Y	Направление Z
1	414,06	0,05529100	0,00013081	0,00000026
2	1002,8	0,00005893	0,06692900	0,00030059
3	1126,2	0,00002839	0,10565000	0,00006614
4	1242,2	0,00150160	0,00037717	0,17946700
5	1349,8	0,00057058	0,05324500	0,00007075
6	1376,9	0,00004516	0,01277600	0,21034518
7	1450,7	0,00074149	0,04687500	0,00004352
8	1528,7	0,17147000	0,00022749	0,00002949

Продолжение таблицы 3

9	1618,2	0,00414920	0,07345500	0,25340100
10	1680,3	0,21236000	0,00884890	0,00020323
11	1701,4	0,00016356	0,08051700	0,00139180
12	1754,5	0,00034987	0,35815000	0,00008900
13	1806,2	0,00016856	0,05411981	0,21348000
14	1859,2	0,37913000	0,01015200	0,00018936
Суммарная массовая доля		0,82602835	0,87145318	0,85907733

По результатам исследования были найдены собственные частоты и процент эффективных масс. Максимальный процент эффективных масс по оси X составил 37,91% при частоте 1859,2 Гц, для оси Y – 35,81% при частоте 1754,5 Гц, а для оси Z эффективные массы составили 25,34% для частоты 1618,2 Гц.

Критичным считается значение эффективных масс 50%. Исходя из этого, можно считать, что конструкция измерительного блока выдерживает нагрузки при выводе КА на орбиту.

Суммарная массовая доля больше 80% говорит нам о том, что исследования были произведены с высокой точностью.

На рисунке 9 представлена результат частотного анализа модели конструкции измерительного блока при частоте 185,2 Гц (14 режим).

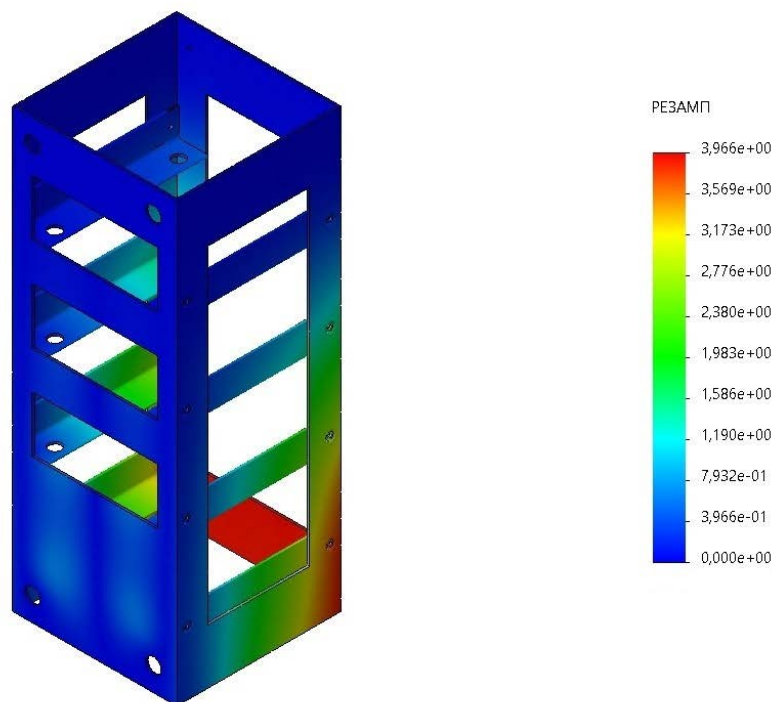


Рисунок 9 – Модель конструкции измерительного блока в САПР «SolidWorks»

2.3 Расчёт основных параметров аппаратуры наблюдения

На данный момент исследование космических излучений осуществляется, как группировками малых спутников типа CubeSat, например «АмурСат» («АмГУ-1»), запущенных по программе «УниверСат», с рабочими орбитами до 600 км, так и более крупные спутники с рабочими орбитами свыше 1000 км, например «Электро-Л».

Поэтому для проектируемого спутника была утверждена в качестве рабочей орбиты – ССО с высотой $H=850$ и наклоном $i = 98,8^\circ$. Данная высота позволит проводить более широкий анализ космических излучений и космической радиации, в частности. При этом ЛРМ будет менее 1 м.

2.3.1 Расчёт диаметра, размера пикселя и фокусного расстояния

При расчете выберем одну из основных оптических схем, применяемых в КА ДЗЗ – зеркальную систему Ричи-Кретьена с линзовым корректором (рисунок 10):

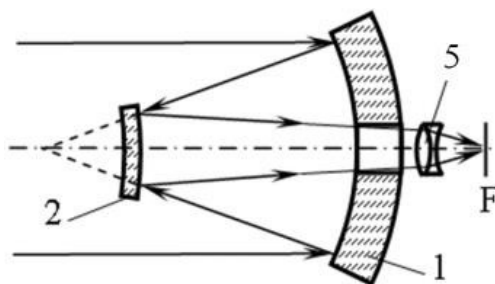


Рисунок 10 – Оптическая схема Ричи-Кретьена

1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – линзовый корректор поля

Рассчитаем потребный диаметр главного зеркала.

Сначала вычислим потребное дифракционное разрешение, приняв коэффициент совершенства ОС $K \approx 2,2$, пиксельное разрешение $L_n = 0,87 м$:

$$L_d = \frac{L_n}{K} = \frac{0,87}{2,2} = 0,395 м. \quad (1)$$

Потребный диаметр оптической системы составит:

$$D_p = \frac{\lambda_p \cdot H}{2 \cdot L_d} = \frac{0,675 \cdot 10^{-6} \cdot 850000}{2 \cdot 0,395} = 0,725 м, \quad (2)$$

где λ_p – среднее значение из рабочего диапазона длин волн 0,45 – 0,9 (т.е. $\lambda_p = 0,675 мкм$).

H – высота съёмки с КА.

Диаметр главного зеркала можно рассчитать и по другой формуле [1]:

$$D_{min} = \frac{\lambda_p \cdot H}{2 \cdot k_0 \cdot L_M} = \frac{0,675 \cdot 10^{-6} \cdot 850000}{2 \cdot 0,3 \cdot 1,3} = 0,736 м, \quad (3)$$

где $k_0 = 0,30 \pm 0,03$ – нормированная пространственная частота;

L_M – линейное разрешение на местности.

Принимаем диаметр главного зеркала равным $D_{ГЗ} = 0,736 м$.

Проведём выбор потребного размера фотоприёмного элемента (пикселя).

В первом приближении размер пикселя выбирается в зависимости от спектральных зон наблюдения: для диапазона от 0,45 до 0,55 мкм – 6 мкм; для видимого диапазона от 0,55 до 0,8 мкм – 9 мкм; для видимого и ближнего ИК диапазона – 12 мкм; для видимого, ближнего и дальнего ИК диапазона – 15 мкм.

Для оптимально построенных ОЭТК должно выполняться соотношение:

$$\frac{f_{экв}}{D} = (0,8086 \pm 0,08) \frac{l_{эл}}{\lambda_p}, \quad (4)$$

где $f_{экв}$ – эквивалентное фокусное расстояние оптической системы;

$l_{эл}$ – размер фотоприёмного элемента (пикселя).

Рассчитаем потребное фокусное расстояние:

$$f_{экв} = (0,8086 \pm 0,08) \cdot 0,74 \cdot \frac{9 \cdot 10^{-6}}{0,675 \cdot 10^{-6}} = 8,72 м.$$

2.3.2 Расчёт габаритов оптической системы и выбор конструктивной схемы телескопа

При расчете будем использовать оптическую схему Ричи-Кретьена без линзового корректора, так как он в основном исправляет aberrации и незначительно влияет на фокусное расстояние. Расчётная схема представлена на рисунке 11.

Расчёт будем проводить по методике [1] для исходных данных:

- $f_{экв} = 8,72 м$ – эквивалентное фокусное расстояние;
- $D_{ГЗ} = 0,736 м$ – диаметр главного зеркала;
- $\Delta = 0,6 м$ – расстояние от ГЗ до фокальной плоскости;
- $q = \frac{D_{ВЗ}}{D_{ГЗ}} = 0,3$ (из диапазона 0,25–0,4) – мера центрального экранирования.

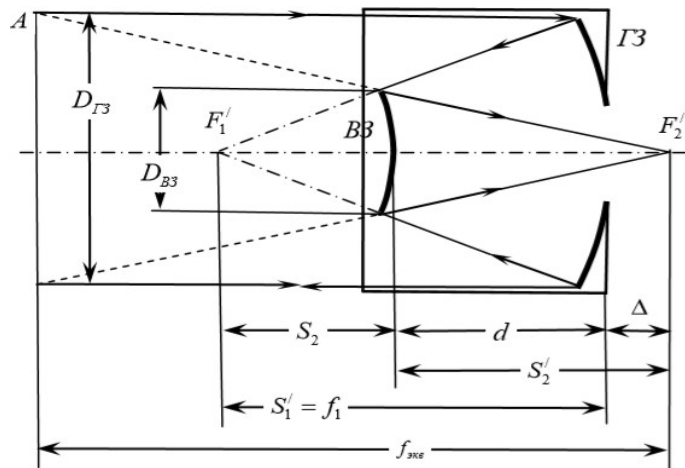


Рисунок 11 – Оптическая схема Ричи-Кретьена

Рассчитаем диаметр второго зеркала:

$$D_{B3} = q \cdot D_{Г3} = 0,3 \cdot 0,736 = 0,221 \text{ м.} \quad (5)$$

Расстояние между главным зеркалом и вторичным зеркалом:

$$d = q \cdot f_{экв} - \Delta = 0,3 \cdot 8,72 - 0,6 = 2,016 \text{ м.} \quad (6)$$

Расстояние от вторичного зеркала до фокуса главного зеркала:

$$S_2 = \frac{q \cdot d}{1 - q} = \frac{0,3 \cdot 2,016}{1 - 0,3} = 0,864 \text{ м.} \quad (7)$$

Фокусное расстояние главного зеркала:

$$f_{з3} = d + S_2 = 2,016 + 0,864 = 2,88 \text{ м.} \quad (8)$$

По формуле (9) получаем то же значение:

$$f_{з3} = \frac{f_{экв} \cdot q - \Delta}{1 - q} = \frac{8,72 \cdot 0,3 - 0,6}{1 - 0,3} = 2,88 \text{ м.} \quad (9)$$

$$r_{z3} = 2 \cdot f_{z3} = 2 \cdot 2,88 = 5,76 \text{ м.} \quad (10)$$

По формулам (11), (12) и (13) [1] рассчитаем f_{B3} и r_{B3} :

$$f_{B3} = \frac{q \cdot f_{\text{эКБ}} \cdot (q \cdot f_{\text{эКБ}} - \Delta)}{\Delta + f_{\text{эКБ}} \cdot (1 - 2 \cdot q)} = \frac{0,3 \cdot 8,72 \cdot (0,3 \cdot 8,72 - 0,6)}{0,6 + 8,72 \cdot (1 - 2 \cdot 0,3)} = 1,29 \text{ м.} \quad (11)$$

$$f_{B3} = \frac{S_2 \cdot (d + \Delta)}{(d + \Delta) - S_2} = \frac{0,864 \cdot (2,016 + 0,6)}{(2,016 + 0,6) - 0,864} = 1,29 \text{ м.} \quad (12)$$

$$r_{B3} = 2 \cdot f_{B3} = 2 \cdot 1,29 = 2,58 \text{ м.} \quad (13)$$

Рассчитаем по формулам (14) и (15) параметры сходимости пучка после вторичного зеркала β и меру увеличения изображения на вторичном зеркале M :

$$|\beta| = \left| \frac{f_{z3}}{f_{\text{эКБ}}} \right| = \left| \frac{2,88}{8,72} \right| = 0,33 \quad (14)$$

$$M = \frac{1}{\beta} = \frac{1}{0,33} = 3,03. \quad (15)$$

Принимаем угловое поле зрения $2\omega \approx 1,76^\circ$ и рассчитаем диаметр поля зрения в фокусе главного зеркала по формуле (16):

$$\varnothing_1 = f_{z3} \cdot \text{tg}(2\omega) \cdot d_1 \approx f_{z3} \cdot (2\omega) = 2,88 \cdot 1,76 \cdot \frac{\pi}{180} = 0,088 \text{ м.} \quad (16)$$

Диаметр поля зрения в фокальной плоскости рассчитаем по формуле (17):

$$\varnothing_\phi = M \cdot \varnothing_1 = 3,03 \cdot 0,088 = 0,268 \text{ м.} \quad (17)$$

Рассчитаем диаметр корпуса ОЭТК:

$$D_{\text{оэtk}} = k_D \cdot D_{\text{з3}} = 1,2 \cdot 0,736 = 0,883 \text{ м}, \quad (18)$$

где $k_D = 1,2$ – коэффициент превышения диаметра корпуса ОЭТК над диаметром ГЗ.

Общую длину ОЭТК рассчитаем по формуле (19):

$$L_{\text{оэtk}} = d + \Delta = q \cdot f_{\text{эkg}} = 2,016 + 0,6 = 2,616 \text{ м}. \quad (19)$$

Коэффициент уменьшения длины корпуса по сравнению с фокусным расстоянием:

$$k_f = \frac{L_{\text{оэtk}}}{f_{\text{эkg}}} = \frac{2,616}{8,72} = 0,3. \quad (20)$$

2.3.3 Оценка массы ОЭТК

Предварительный расчёт массы ОЭТК будем осуществлять по формуле [1]:

$$\begin{aligned} m_{\text{оэtk}} &= k_{\text{y0}} \cdot k_D \cdot \pi \cdot \frac{\lambda_p \cdot H^2}{2 \cdot k_0 \cdot L_M^2} \left(k_D \cdot \frac{\lambda_p}{4 \cdot k_0} + k_f \cdot l_{\text{эл}} \right) = \\ &= 33 \cdot 1,2 \cdot 3,14 \cdot \frac{0,625 \cdot 10^{-6} \cdot 850000^2}{2 \cdot 0,30 \cdot 1,3^2} \left(1,2 \cdot \frac{0,625 \cdot 10^{-6}}{4 \cdot 0,30} + 0,3 \cdot 9 \cdot 10^{-6} \right) = \\ &= 184,2 \text{ кг}, \end{aligned} \quad (21)$$

где $k_{\text{y0}} = 33 \text{ кг} / \text{м}^2$ – удельная масса единицы площади поверхности ОЭТК (по статистике);

$k_0 = 0,30 \pm 0,03$ – нормированная пространственная частота [1].

2.3.4 Выбор ОЭТК из существующих

В результате анализа прототипов приходим к выводу, что наиболее

близкие характеристики с расчётными имеет ОЭТК-ВР, представленный на рисунке 12. Технические характеристики отображены в таблице 4.

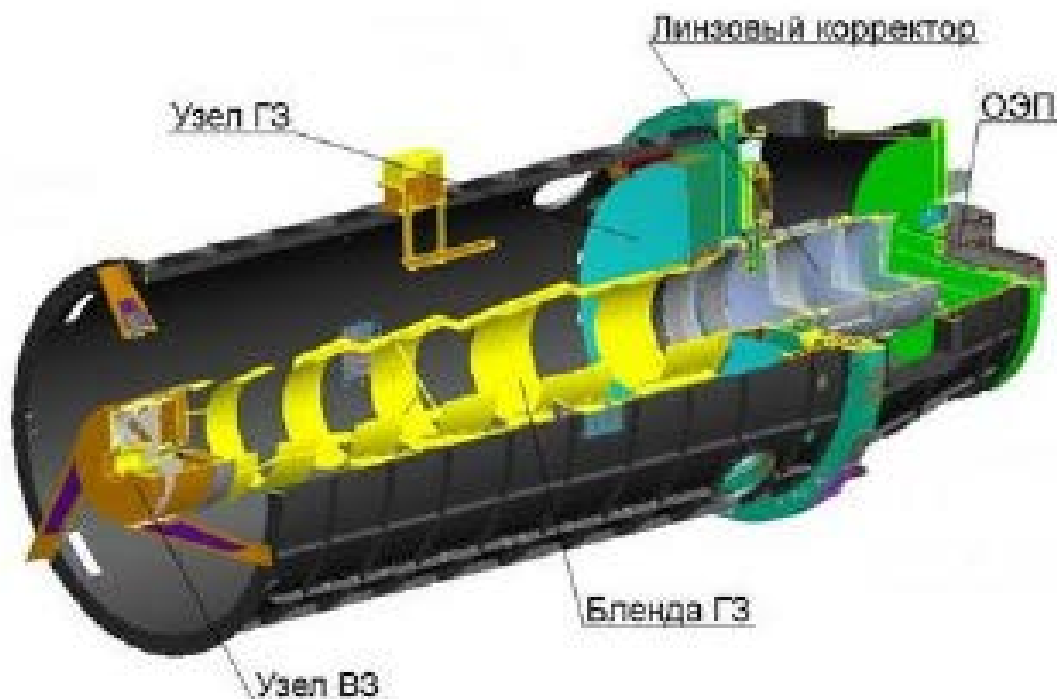


Рисунок 12 – Твёрдотельная модель телескопа ЭК ВР

Таблица 4 – Характеристики ОЭТК-ВР [1]

Параметр	Значение (существующее)
Высота орбиты, км	700
Спектральный диапазон наблюдения, мкм	0,4..1,1
Ширина полосы захвата, км	19,5
Оптическая схема	Ричи-Кретьена
Диаметр входного зрачка, м	1,2
Фокусное расстояние, м	15,4
Угловое поле зрения, град	1,76
Диаметр ОЭТК, м	1,2
Длина ОЭТК, м	4
Коэффициент экранирования	0,392
Масса, кг	800-900
Размер фотоприёмного пикселя, мкм	9

2.4 Выбор элементов системы приёма, преобразования, хранения и передачи информации

Выбор бортовой аппаратуры для КА будем осуществлять на основе ОЭТК, так как ее данные намного «тяжелее» данных, полученных с измерительных блоков.

2.4.1 Выбор элементов СППИ

Для выбранного ОЭТК информационный поток составляет примерно 0,030–0,1 Гб/с.

В качестве СППИ для проектируемого КА подходит СППИ «Степь-29». Характеристики блока СППИ представлены в таблице 5, а общий вид на рисунке 13.

Таблица 5 – Характеристика СППИ «Степь-29» [1]

Характеристика	Значение	
	ПХ	МС
Каналы наблюдения	ПХ	МС
Кол-во спектральных диапазонов	1	8
Проекция пикселя	0,4	1,6
Длина линейки ПЗС, м	0,432	
Спектральные диапазоны, мкм	0,5-0,8	0,45–0,51; 0,51–0,58; 0,63–0,69; 0,77–0,89; 0,40–0,45; 0,58–0,62; 0,70–0,74; 0,86– 1,05
Размер элемента, мкм	9	36
Формат ФПЗС	6144 × 128	1536 × 32(64) × 4
Число шагов накопления	128, 96, 64, 48, 32	32, 16, 8, (64, 32, 16)
Яркостное разрешение, бит/пикс	12	
Степень сжатия	1-4 бит/пикс (ДИКМ) 0,5-4 бит/пикс. (JPEG2000)	
Максимальный поток информации, Гбит/с	Не более 7,53 Гбит/с (без сжатия)	
	Не более 3,76 Гбит/с (со сжатием)	
Ёмкость бортового ЗУ, Гбит	19200 (38400 с резервированием)	

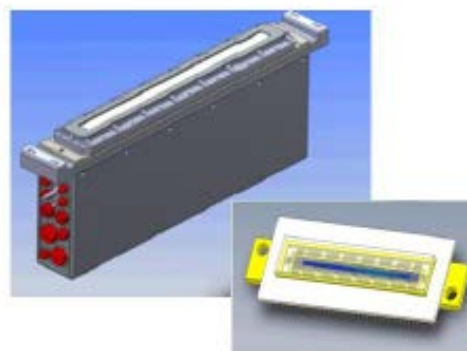


Рисунок 13 – Общий вид блока СППИ «Степь-29»

2.4.2 Выбор параметров запоминающих устройств

На рисунке 14 представлено запоминающее устройство ЭА-296, которое разработано в АО «РКС» на базе микросхем FLASH-памяти.

ЭА-296 осуществляет приём и файловую запись информации от датчиков и одновременное воспроизведение записанной ранее информации по радиоканалу.

В таблице 6 представлены некоторые характеристики запоминающего устройства (ЗУ). В КА необходимо поставить 2 комплекта ЗУ.

Таблица 6 – Характеристика СППИ «Степь-29» [5]

Характеристики ЗУ	ЭА-296
Объём памяти ЗУ, Гбит	1024
Скорость регистрации информации, Гб/с	2
Скорость выдачи информации, Мбит/с	640
Энергопотребление, Вт	≤ 60 Вт
Масса, кг	5



Рисунок 14 – Запоминающее устройство ЭА-296

2.4.3 Выбор параметров бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии

Высокоскоростная радиолиния (ВРЛ) предназначена для передачи больших потоков информации с борта КА на НППИ. Конструктивно ВРЛ состоит из блока аппаратуры и антенного устройства.

Внешний облик выбранной ВРЛ представлены на рисунке 15. Поворотная антенна передает информацию в пределах ± 60 град по каналам крена и тангажа, и ± 180 град по каналу рысканья. На борту КА должно быть установлено два комплекта этой аппаратуры. Характеристики ВРЛ приведены в таблице 7.

Таблица 7 – Характеристики ВРЛ

Характеристика	Значение
Скорость передачи данных	До 1200 Мбит/с
Дальность передачи данных	1200 км
Потребляемая мощность прибора	Не более 70 Вт
Мощность передатчика	8 Вт
Габариты блока электроники	350x500x50 мм
Габариты поворотной антенны	500x350x350
Масса	Не более 10 кг
Разработчик	НИИ ТП



Рисунок 15 – Фотография поворотного антенного устройства ВРЛ с высокочастотным электронным блоком

2.5 Выбор состава и характеристик массозатратных элементов БКУ и СУД

2.5.1 Бортовой комплекс управления

Бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС) состоит из трёх ЭВМ, которые включены по схеме мажоритарного резервирования. В состав КА включим ЦВМ 27, разработанная в АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ», внешний вид которого представлен на рисунке 16, а характеристики – в таблице 8. Всего на КА устанавливается три блока ЦВМ.

Таблица 8 – Характеристики ЦВМ 27

Характеристики	Значение
Объём ОЗУ, Мбайт	2
Объём ЭППЗУ, Мбайт	4
Способ резервирования	Троированный мажоритар
Масса, кг	1,5
Габариты, мм	122x121x121
Потребление, Вт	6-12
Температурный диапазон, °С	-40...+50
Срок АС, лет	15



Рисунок 16 – Внешний вид ЦВМ 27 (АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ»)

БА КИС выполняет приём с наземной станции управления, выдачу команд в бортовые системы КА, приём информации от вычислительных средств КА и передачу их на наземные станции КИС, проведение коррекции бортовой шкалы времени и др. Выбранная БА КИС представлена на рисунке 17, а её характеристики в таблице 9 [1].

Таблица 9 – Характеристики БА КИС

Характеристика	Значение
Объём ОЗУ	2 Мб
Объём ПЗУ	16 Мб
Процессор	Встроенный
Быстродействие	10 млн. оп/с
Потребляемая мощность	14 Вт
Время готовности	20 с
Масса	3,85 кг
Габариты	174x185x191 мм
Ресурс	50000 ч



Рисунок 17 – БА КИС

Система БИТС-М состоит из двух моноблоков со встроенным блоком автоматики и двух радиопередатчиков, питается от бортовой сети напряжением 27 В. К системе подключаются аналоговые, цифровые, температурные датчики. БИТС-М представлен на рисунке 18, характеристики отражены в таблице 10.

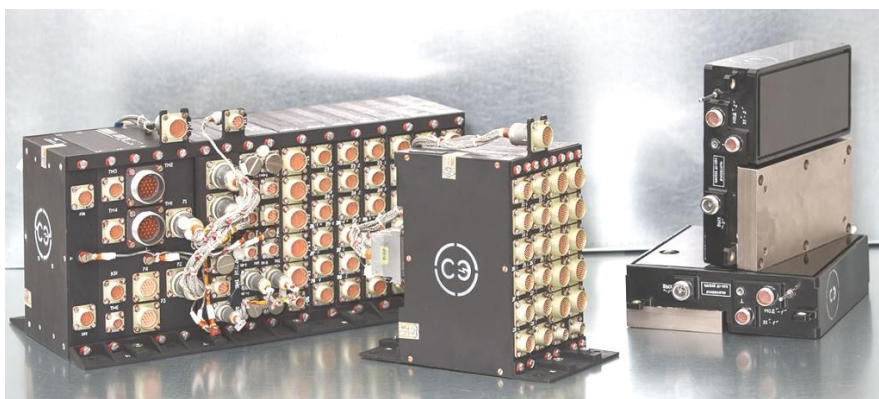


Рисунок 18 – Общий вид системы БИТС-М

Таблица 10 – Характеристики БИТС-М [1]

Напряжение питания, В	23...34
Число цифровых датчиков входов	448
Число аналоговых датчиков входов	128
Емкость ЗУ для хранения ТМ информации, Гб	8
Потребляемая мощность в режиме передачи, Вт	≤ 60
Срок АС, лет	5

Радиопередающее устройство (РПДУ)	Мощность, Вт	10
	Скорость передачи, кБит	256
Масса системы с РПДУ, кг		16

Аппаратура ССН предназначена для определения текущих координат, высоты, скорости и времени по сигналам спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС, GPS, GALILEO и др. АСН состоит из двух взаимозаменяемых полукомплектов для обеспечения двукратного резервирования (рисунок 19). Технические и навигационные характеристики представлены в таблицах 11 и 12 соответственно.



Рисунок 19 – Фотография аппаратуры спутниковой навигации АО «ИРЗ»

Таблица 11 – Технические характеристики АСН [1]

Количество каналов	24+24
Температурный режим работ, °С	- 20...+60
Температурный режим работы кабелей, °С	60...+150
Напряжение питания, В	24-32
Потребляемая мощность, Вт	Не более 17
Масса, кг	4,5

Таблица 12 – Навигационные характеристики АСН [1]

Время приведения в готовность, с,	60
Инструментальная погрешность определения координат, м	Не более ± 30
Скорость движения объекта, м/с	до $12000 \pm 0,06$
Высота, км	до 3000

2.5.2 Система управления движением

Для управления угловым движением КА ДЗЗ использован силовой гироскопический комплекс (СГК), достоинством которого является высокая динамика и точность и небольшая потребляемая мощность в процессе целевых разворотов КА.

В состав СУД входят:

- два инфракрасных построителя местной вертикали (ИК ПМВ);
- четыре блока определения координат звезд (БОКЗ);
- один блок измерителей угловой скорости волоконно-оптический (БИУС ВОА);
- четыре СГК, магнитная система сброса кинетического момента (ССКМ).

Функционально в состав СУД входят:

- бортовое программное обеспечение в БВС;
- комплексная двигательная установка (КДУ);
- жидкостные реактивные двигатели малой тяги (ЖРДМТ).

Для выработки управляющих сигналов по каналам крена и тангажа выберем инфракрасный построитель местной вертикали.

В качестве ИПКМ выбран прибор 344К, разработанный АО "НПП "Геофизика- Космос", с характеристиками, указанными в таблице 20.

Таблица 13 – Характеристики датчика горизонта Земли 344К

Характеристика	Значение
Угловая погрешность для диапазона высот 180-12000км, угл. мин.	3,5-5
Потребляемая мощность, Вт	5

Габариты, мм	120×110×130
Масса, кг	1,2
Ресурс, тыс. ч	150



Рисунок 20 – Общий вид инфракрасного построителя местной вертикали

Для периодической коррекции положения КА в инерционной системе координат подберем БОКЗ.

Выберем БОКЗ-МФ производства ИКИ РАН (2007). БОКЗ представлен на рисунке 21, его характеристики в таблице 14. Всего на КА ставится 4 прибора БОКЗ.

Таблица 14 – Характеристики БОКЗ-МФ ИКИ РАН

Характеристики	Значение
Матрица	1024x1024
Размер пикселя, мкм	20
Объектив, f / D	60 / 2
Поле зрения, град	18 x 18
Угловая разрешающ. способность, угл.с / пикс	55
Точность $\sigma_x, y^\circ / \sigma_z^\circ$, угл.с	1,3/11
Диапазон рабочих звездных величин	до +5,9
Базовое время экспозиции, мс	120
Время начального определения информации, с	8
Частота обновления информации, Гц	1

Угловая скорость при нач. ориентации, град/с	< 1,2
Угловая скорость в режиме «слежения», град/с	< 2
Напряжение питания, В	27±5
Мощность, Вт	8
Масса, кг	2,0
Габариты, мм	200×200×200



Рисунок 21 – Общий вид блока определения координат звезд М60/1000

Для измерения проекций абсолютной угловой скорости и линейного ускорения объекта на оси приборной системы координат подберем блок датчиков угловых скоростей (БДУС). Система построена на основе волоконно-оптических гироскопов и кварцевых акселерометров. БИУС, разработанный НПП «Антарес», представлен на рисунке 22. Там же представлены характеристики.

Таблица 15 – Характеристики БИУС ВОА

Характеристики	Значение
Диапазон измерений, град/с	±30, ±80
Диапазон измерения линейных ускорений, g	10
Погрешность масштабного коэффициента, %	0,03-0,3
Систематическая составляющая ошибки, град/с	0,0003

Случайная составляющая ошибки, град/с	(5-20)x10 ⁻⁵
Готовность, с	60
Потребляемая мощность, Вт	10-20
Ресурс, ч	50000
Габариты, мм	214x212x191
Масса, кг	2,5



Рисунок 22 – Внешний вид прибора БИУС ВОА

На рисунке 23 представлен многофункциональный программируемый контроллер МПК-003 (ОАО «НПП «Антарес»). Он предназначен для приёма управляющих и информационных сигналов, формирования и выдачи управляющих воздействий на элементы СУД. На этом же рисунке представлены характеристики МПК.

Таблица 16 – Характеристики МПК-003

Характеристики	Значение
Вероятность безотказной работы	0,995
Готовность, с	20
Потребляемая мощность, Вт	51,6
Ресурс, ч	не менее 50000
Габариты, мм	454x268x172
Масса, кг	12



Рисунок 23 –Общий вид МПК-003

Для сброса накопленного кинетического момента (при длительной работы СГК) требуется ССКМ. Основными элементами такой системы являются электромагнитные приводы, которые конструктивно представляют собой штанги, и приборный блок. Элементный состав ССКМ представлен на рисунке 24. В таблице 17 представлены характеристики ССКМ [1].

Таблица 17 – Характеристики ССКМ

Характеристики		Значение
Магнитный момент, Ам2		350
Мощность, Вт		15
Масса, кг		9,8
Масса блока, кг		4,8
Габариты, мм	Длина	1000
	Диаметр	55



Рисунок 24 –Фотография системы сброса кинетического момента

Для высокоточного обеспечения разворотов КА при перенацеливании необходима СГК. СГК включает в свой состав четыре гиросприбора. Для выбора

типа СГК необходимо произвести расчет потребных моментов, исходя из заданной производительности, что и делается в следующем разделе.

2.6 Расчёт параметров СГК из условия обеспечения заданной производительности

2.6.1 Оценка среднего времени перенацеливания

Определим время целевой работы КА на одном витке:

$$T_{up} = T \frac{\alpha_{cn}}{2 \cdot \pi} = 6107 \cdot \frac{2,094}{2 \cdot \pi} = 2036 \text{ с}, \quad (22)$$

где T – период обращения КА, с.

Определяем угол нахождения КА в световом пятне:

$$\alpha_{cn} = 2 \left(\frac{\pi}{2} - \eta \right) = 2 \left(\frac{\pi}{2} - 0,524 \right) = 2,094 \text{ рад}, \quad (23)$$

где η – значение угла Солнца над горизонтом (принят 30°) на границе зоны съёмки.

Среднее время, затрачиваемое на перенацеливание, найдем по формуле:

$$t_{cp} = \frac{T_{up}}{N} = \frac{2036}{33} = 61,68 \text{ с} \quad (24)$$

где N – количество объектов, снятых за один виток (по дано не менее 33 объект/вит).

2.6.2 Расчёт потребного значения среднего углового ускорения КА

Средний угол поворота КА при перенацеливании составляет

$$\gamma_{cp} = 45 \text{ град} = 0,785 \text{ рад}$$

Определим среднюю угловую скорость КА при перенацеливании:

$$\omega_{cp} = \frac{\gamma_{cp}}{t_{cp}} = \frac{0,785}{61,68} = 0,013 \cdot 10^{-3} \frac{рад}{с} = 0,73 \frac{град}{с}. \quad (25)$$

Определим максимальное значение потребного углового ускорения, которое зависит от схемы ускорения и замедления углового движения КА при перенацеливании:

$$\varepsilon_{max} = \frac{16 \cdot \gamma_{cp}}{3 \cdot t_{cp}^2} = \frac{16 \cdot 0,785}{3 \cdot 61,68^2} = 1,101 \cdot 10^{-3} \frac{рад}{с^2}. \quad (26)$$

Была принята схема ускорения и замедления, представленная на рисунке 25.

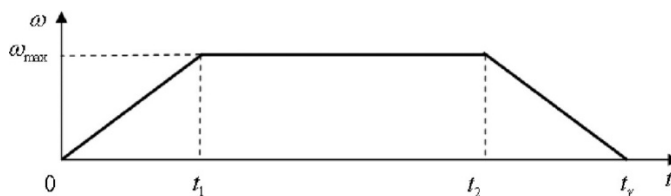


Рисунок 25 – Схема, иллюстрирующая изменение угла поворота КА от времени

ω - угловая скорость, t – время

2.6.3 Вычисление среднего значение управляющего момента СГК.

Определяем в первом приближении массу будущего КА:

$$m_{ка} = k \cdot m_{ца} = 6 \cdot 190 = 1140 \text{ кг}, \quad (27)$$

где $k = 4...6$ – коэффициент, который означает во сколько раз масса КА $m_{ка}$ больше массы целевой аппаратуры $m_{ца}$.

Диаметр и длину КА принимаем равными:

$$D_{ка} = 2 \cdot D_{з} = 2 \cdot 0,736 = 1,472 \text{ м}. \quad (28)$$

$$L_{ка} = 1,1 \cdot (d + \Delta) = 1,1 \cdot (2,016 + 0,6) = 2,878 \text{ м.} \quad (29)$$

Дадим оценку момента инерции КА относительно оси, перпендикулярной продольной оси КА и проходящей через его центр масс [1]:

$$J_{ка} = m_{ка} \left(\frac{D_{ка}^2}{16} + \frac{L_{ка}^2}{12} \right) = 1140 \cdot \left(\frac{1,472^2}{16} + \frac{2,878^2}{12} \right) = 941,03 \text{ кг} \cdot \text{м}^2. \quad (30)$$

Вычислим потребный управляющий момент КА по формуле:

$$M_{ка} = \varepsilon_{max} \cdot J_{ка} = 1,101 \cdot 10^{-3} \cdot 941,03 = 1,036 \text{ Н} \cdot \text{м.} \quad (31)$$

2.6.4 Расчёт массогабаритных параметров СГК

Принимаем, что момент силы, прикладываемый к внешней рамке двухстепенного ГП, равен моменту, который необходим для поворота КА:

$$M_{ссп} = M_{ка}$$

Рассчитаем потребный кинетический момент ротора гиросприбора, учитывая, что по одному каналу разворота работает 2 гиросприбора:

$$K_{ссп} = \frac{M_{ссп}}{2 \cdot \omega_{прец}} = \frac{1,036}{2 \cdot 0,14} = 3,71 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}, \quad (32)$$

где $\omega_{прец}$ – угловая скорость прецессии, рад/с, $\omega_{прец} = 8 \text{ град} = 0,14 \text{ рад}$.

Момент инерции ротора гиросприбора находится по формуле:

$$J_{рсп} = \frac{K_{ссп}}{\omega_{рсп}} = \frac{3,71}{1236} = 0,003 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \quad (33)$$

где $\omega_{рсп}$ – угловая скорость РГП, рад/с, $\omega_{рсп} = 11800 \frac{\text{об}}{\text{мин}} = 1236 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$.

Ротор giroприбора выбираем в форме шара радиусом R с цилиндрическим вырезом радиусом r , представлен на рисунке 26.

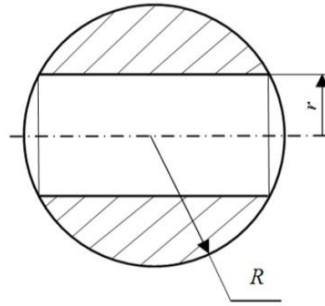


Рисунок 26 – Форма ротора giroприбора

Внешний радиус ротора ГП определяем по формуле [1]:

$$R = \sqrt[5]{\frac{240 \cdot J_{pen}}{113 \cdot \pi \cdot \rho_{pen}}} = \sqrt[5]{\frac{240 \cdot 0,003}{113 \cdot \pi \cdot 7800}} = 0,048 \text{ м}, \quad (34)$$

где $\rho_{r\Gamma\Pi} = 7800$ кг – плотность материала ротора (высокопрочная сталь).

Находим массу ротора по следующей формуле:

$$m_{pen} = \frac{5}{6} \cdot \pi \cdot \rho_{pen} \cdot R^3 = \frac{5}{6} \cdot \pi \cdot 7800 \cdot 0,048^3 = 2,287 \text{ кг}. \quad (35)$$

Рассчитаем предельно допустимую скорость вращения ротора:

$$\omega_{pen} \leq \omega_{don} = \sqrt{\frac{[\sigma]}{f \cdot \rho_{pen} \cdot R^2}} = \sqrt{\frac{2000 \cdot 10^6}{2 \cdot 7800 \cdot 0,048^2}} = 7428 \frac{\text{рад}}{\text{с}}. \quad (36)$$

где $[\sigma]$ – допустимые напряжения в роторе (примем $[\sigma] = 2000$ МПа);

f – коэффициент безопасности (примем 2,0).

Проверим условие ограничения по скорости вращения ротора:

$$\omega_{pen} = 1236 \frac{\text{рад}}{\text{с}} \leq \omega_{don} = 7428 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$$

Условие выполняется.

Рассчитываем массу СГП по формуле:

$$m_{сгп} = k_1 \cdot m_{рзн} = 1,3 \cdot 2,287 = 2,973 \text{ кг}, \quad (37)$$

где $k_1 = 1,3$ – коэффициент превышения массы СГП над массой ротора.

Определим массу электроники СГП:

$$m_{элСГП} = k_2 \cdot m_{сгп} = 0,2 \cdot 2,973 = 0,595 \text{ кг}, \quad (38)$$

где $k_2 = 0,2$ – коэффициент, показывающий долю масса электроники от массы СГП. Определяем массу одного СГП с блоком электроники по формуле:

$$m_{СГ1} = m_{сгп} + m_{элСГП} = 2,973 + 0,595 = 3,568 \text{ кг}. \quad (39)$$

СГК включает в себя 4 СГП с блоками электроники, масса СГК составляет:

$$m_{СГК} = 4 \cdot m_{СГ1} = 4 \cdot 3,568 = 14,27 \text{ кг}. \quad (40)$$

2.6.5 Выбор СГК из существующих в отрасли

По результатам расчетов были выбраны гиродины СГК-20-20 («НПСЦ Полус»). Внешний вид гироприбора приведён на рисунке 27, а основные характеристики – в таблице 18 [6].

Всего на КА устанавливается 4 силовых гироприбора.

Таблица 18 – Характеристики СГК-20-20

Характеристики	Значение
Кинетический момент, Н·м·с	20
Макс. управляющий момент, Н·м	± 20
Масса гироприбора, кг	14,5
Масса блока электроники, кг	8,0

Мощность в режиме разгона, Вт	60
Мощность в режиме стабилизации, Вт	< 30
Ресурс, ч	150 000



Рисунок 27 – Внешний вид гиродина СГК-20-20 и его компоновка

2.7 Расчёт массогабаритных параметров комплексной двигательной установки

Для сброса углового кинетического момента, накопленного за время длительной работы СГК, корректировки орбиты и обеспечения движения КА относительно центра масс используется КДУ. На данном этапе, по сути, производится обеспечение срока активного существования КА по критерию запасов топлива в КДУ. Расчёт проводится по методике, изложенной в [1].

2.7.1 Определение потребной характеристической скорости КА при выполнении динамических маневров

Определим затраты характеристической скорости на различные маневры для предварительного расчёта масса-габаритных параметров [1]. Расчётная схема представлена на рисунке 28. Обозначения будут ясны из дальнейшего изложения материала.

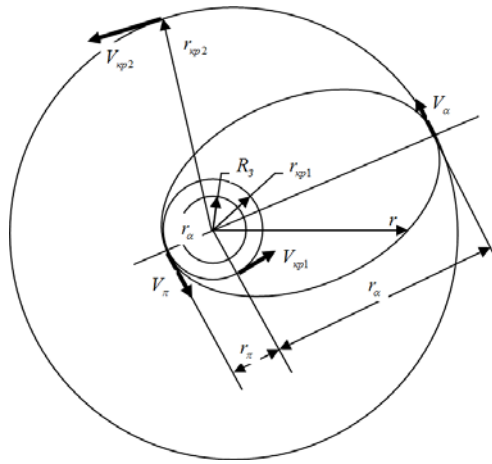


Рисунок 28 – Схема перевода КА на рабочую орбиту

Рассчитаем параметры используемых орбит:

– круговая орбита выведения $H_B = 300$ км:

$$R_{кп1} = R_{\pi} = R_3 + H_B = 6371 + 300 = 6671 \text{ км.} \quad (41)$$

– переходная эллиптическая орбита:

$$R_{кп2} = R_{\alpha} = R_3 + H_p = 6371 + 850 = 7221 \text{ км;} \quad (42)$$

$$a_1 = \frac{R_{\pi} + R_{\alpha}}{2} = \frac{6671 + 7221}{2} = 6946 \text{ км,} \quad (43)$$

где R_{α} – радиус апогея переходной эллиптической орбиты, км;

R_{π} – радиус перигея переходной эллиптической орбиты, км;

a_1 – большая полуось переходной эллиптической орбиты, км;

H_p – высота рабочей орбиты, км.

Радиус круговой орбиты, с которой начнётся захоронение, определим по формуле:

$$R_{кр3} = R_{\pi3} = R_3 + H_3 = 6371 + 200 = 6571 \text{ км}; \quad (44)$$

где H_3 – высота орбиты захоронения, км.

Большая полуось эллиптической переходной орбиты на опорную орбиту, с которой будет осуществляться манёвр захоронения, определяется по формуле:

$$a_2 = \frac{R_{\pi3} + R_\alpha}{2} = \frac{6571 + 7221}{2} = 6896 \text{ км}. \quad (45)$$

Необходимое приращение скорости для перехода КА с низкой круговой на эллиптическую орбиту вычисляется по формуле:

$$\begin{aligned} \Delta V_1 &= V_1 \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left(\frac{2}{R_{кр1}} - \frac{1}{a_1} \right)} - V_1 \cdot \sqrt{\frac{R_3}{R_{кр1}}} = \\ &= 7,91 \cdot \sqrt{6371 \cdot \left(\frac{2}{6671} - \frac{1}{6946} \right)} - 7,91 \cdot \sqrt{\frac{6371}{6671}} = 151,5 \frac{\text{м}}{\text{с}}, \end{aligned} \quad (46)$$

где $V_1 = 7,91$ – первая космическая скорость, км/с.

Приращение скорости, необходимой для перевода КА с эллиптической орбиты на круговую орбиту назначения, определяется по формуле:

$$\begin{aligned} \Delta V_2 &= V_1 \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left(\frac{2}{R_{кр2}} - \frac{1}{a_1} \right)} - V_1 \cdot \sqrt{\frac{R_3}{R_{кр2}}} = \\ &= 7,91 \cdot \sqrt{6371 \cdot \left(\frac{2}{7221} - \frac{1}{6946} \right)} - 7,91 \cdot \sqrt{\frac{6371}{7221}} = 148,6 \frac{\text{м}}{\text{с}}. \end{aligned} \quad (47)$$

Необходимое для перевода КА с рабочей орбиты на эллиптическую, переходную к низкой опорной, приращение скорости вычисляется по формуле по формуле:

$$\begin{aligned}\Delta V_3 &= V_1 \cdot \sqrt{\frac{R_3}{R_{кр2}}} - V_1 \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left(\frac{2}{R_{кр2}} - \frac{1}{a_1} \right)} = \\ &= 7,91 \cdot \sqrt{\frac{6371}{7221}} - 7,91 \cdot \sqrt{6371 \cdot \left(\frac{2}{7221} - \frac{1}{6946} \right)} = 177,2 \frac{M}{c}.\end{aligned}\quad (48)$$

Необходимое для перевода КА с эллиптической орбиты на низкую опорную, с которой будет осуществлён манёвр захоронения, приращение скорости вычисляется по формуле:

$$\begin{aligned}\Delta V_4 &= V_1 \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left(\frac{2}{R_{кр3}} - \frac{1}{a_2} \right)} - V_1 \cdot \sqrt{\frac{R_3}{R_{кр3}}} = \\ &= 7,91 \cdot \sqrt{6371 \cdot \left(\frac{2}{6571} - \frac{1}{6896} \right)} - 7,91 \cdot \sqrt{\frac{6371}{6571}} = 181,4 \frac{M}{c}.\end{aligned}\quad (49)$$

Принимаем приращение характеристической скорости для схода КА с низкой орбиты для захоронения в акватории Мирового океана по статистике равным:

$$\Delta V_{затопл} = \Delta V_5 = 170 \frac{M}{c}.$$

Суммарная характеристическая скорость:

$$V_x = \sum_{i=1}^m \Delta V_i = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 + \Delta V_4 + \Delta V_{затопл} = 531,6 \frac{M}{c}.\quad (50)$$

2.7.2 Выбор топлива и определение его запаса

Имея затраты характеристической скорости, можем определить массу топлива, необходимую для проведения маневров:

$$m_1 = m_{ка} - \frac{m_{ка}}{e^{\frac{V_x}{J_{yo}}}} = 1140 - \frac{1140}{e^{\frac{531,6}{3120}}} = 178,6 \text{ кг}\quad (51)$$

где $V_x = \sum_{i=1}^5 \Delta V_i$ – суммарная характеристическая скорость, км/с, $V_x = 0,478 \frac{км}{с}$;

$J_{y0} = 3120$ м/с – удельный импульс двигателя (топлива).

В качестве компонентов топлива используем несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и азотный тетраоксид (АТ).

СГК нуждается в "разгрузке". Эта операция проводится с использованием двигателей малой тяги, входящих в состав КДУ. Нагрузка СГК производится раз в сутки в течение всего срока активного существования. Для разгрузки производится секундный импульс с расходом топлива $\Delta m = 0,0024$ кг/с. Произведём расчёт необходимой для этих операций массы топлива по следующей формуле:

$$m_{кор} = T_{ac} \cdot \Delta m = 5 \cdot 365 \cdot 0,0024 = 4,38 \text{ кг}, \quad (52)$$

где $T_{ac} = 5$ лет – срок активного существования.

Суммарная масса топлива вычисляется по формуле:

$$m_{топл} = k_{топл} \cdot (m_1 + m_{кор}) = 1,05 \cdot (178,6 + 4,38) = 192,1 \text{ кг}, \quad (53)$$

где $k_{топл}$ – коэффициент, учитывающий остатки топлива, $k_{топл} = 1,05$.

Зная общую массу топлива, можно определить массу всей КДУ воспользовавшись формулой:

$$m_{кду} = \frac{s}{s-1} \cdot m_{топл} = \frac{3}{3-1} \cdot 192,1 = 288,2 \text{ кг}, \quad (54)$$

где s – конструктивная характеристика КДУ, примем $s = 3$.

Зная массу топлива, определим массу каждого из его компонентов (НДМГ+АТ) по следующим формулам:

$$m_{ок} = m_{топл} \cdot \frac{k}{1+k} = 192,1 \cdot \frac{3,2}{1+3,2} = 146,4 \text{ кг}; \quad (55)$$

$$m_{гор} = m_{топл} \cdot \frac{1}{1+k} = 192,1 \cdot \frac{1}{1+3,2} = 45,74 \text{ кг}, \quad (56)$$

где k – отношение компонентов топлива. Для топливной связки НДМГ+АТ:
 $k \approx 3,2$.

Определим объём, занимаемый каждым компонентом топлива по формуле:

$$W_i = k_{нез_i} \cdot \frac{m_i}{\rho_i} \quad (59)$$

где ρ_i – плотность компонента топлива, кг/м³;

$k_{нез_i}$ – коэффициент, учитывающий незаполнение баков.

Плотность компонентов выбранного топлива равна $\rho_{ок} = 1443$ кг/м³,
 $\rho_{гор} = 793$ кг/м³, а коэффициент $k_{ок} \approx k_{нез_i} \approx 1,2$ (диапазон 1,2..1,3). Подставляем
эти значения в формулу (59):

$$W_{ок} = 1,2 \cdot \frac{146,4}{1443} = 0,122 \text{ м}^3 \quad (60)$$

$$W_{гор} = 1,2 \cdot \frac{45,74}{793} = 0,069 \text{ м}^3 \quad (61)$$

2.7.3 Расчёт массогабаритных характеристик КДУ

Основную долю всего объёма КДУ занимают баки, выполненные в форме шара и разнесенные по кругу на одинаковом расстоянии от главной оси. Примем, что КДУ включает в себя по 2 бака с горючим и окислителем, тогда:

$$W_{\bar{o}} = W_{ок} + W_{зоп} = 0,122 + 0,069 = 0,191 \text{ м}^3. \quad (62)$$

Объем занимаемый КДУ равен:

$$W_{кду} = k_{кду} \cdot W_{\bar{o}} = 1,2 \cdot 0,191 = 0,229 \text{ м}^3, \quad (63)$$

где $k_{кду}$ – коэффициент, учитывающий превышение длины двигательной установки над диаметром бака, $k_{кду} = 1,2$ ($k_{кду} = 1,2 \dots 1,5$).

Определим радиус баков:

$$R_{\bar{o}_{ок}} = \sqrt[3]{\frac{3}{4} \cdot \frac{0,5 \cdot W_{ок}}{\pi}} = \sqrt[3]{\frac{3}{4} \cdot \frac{0,5 \cdot 0,122}{\pi}} = 0,244 \text{ м}; \quad (64)$$

$$R_{\bar{o}_{зоп}} = \sqrt[3]{\frac{3}{4} \cdot \frac{0,5 \cdot W_{зоп}}{\pi}} = \sqrt[3]{\frac{3}{4} \cdot \frac{0,5 \cdot 0,069}{\pi}} = 0,202 \text{ м}. \quad (65)$$

Объем, занимаемый отсеком КДУ, равен:

$$W_{кду}^{Omc} = k_{кду}^{Omc} \cdot W_{кду} = 1,4 \cdot 0,229 = 0,321 \text{ м}^3, \quad (66)$$

где $k_{кду}^{Omc} = 1,4$ – коэффициент превышения объема отсека КА над объемом КДУ ($k_{кду}^{Omc} = 1,2 \dots 1,5$).

Тогда длина КДУ условно принимается равной:

$$L_{кду} = \frac{4 \cdot W_{кду}^{Omc}}{\pi \cdot D_{кду}^2} = \frac{4 \cdot 0,321}{\pi \cdot 1,03^2} = 0,385 \text{ м}, \quad (67)$$

где $D_{кду}$ – диаметр отсека, $D_{кду} = 0,7 \cdot D_{ка} = 0,7 \cdot 1,472 = 1,03 \text{ м}$.

Для определения длины отсека введем коэффициент, учитывающий

превышение длины двигательного отсека над длиной КДУ $k_{омс} = 1,4$. Длина отсека составляет:

$$L_{омс} = k_{омс} \cdot L_{кд\dot{y}} = 1,4 \cdot 0,385 = 0,539 \text{ м.} \quad (68)$$

Момент инерции КДУ:

$$J_{кд\dot{y}} = m_{кд\dot{y}} \cdot \left(\frac{D_{кд\dot{y}}^2}{16} + \frac{L_{кд\dot{y}}^2}{12} \right) = 288,2 \cdot \left(\frac{1,03^2}{16} + \frac{0,385^2}{12} \right) = 22,68 \text{ кг} \cdot \text{м}^2. \quad (69)$$

2.7.4 Выбор КДУ из существующих

Произведём заказ КДУ с требуемыми техническими характеристиками. Схема КДУ представлена на рисунке 23, в которой имеется корректирующе-тормозной двигатель (КТД), четыре двигателя ориентации, система хранения и подачи компонентов топлива к двигателям. Характеристики КДУ представлены в таблицах 19, 20.

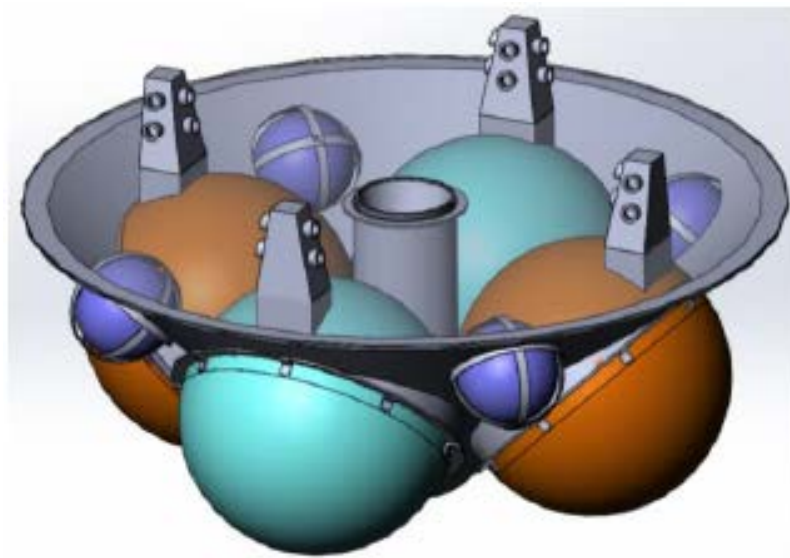


Рисунок 23 – Твёрдотельная модель комплексной двигательной установки

Таблица 19 – Массовые характеристики КДУ незаправленной топливом [1]

Масса блока баков, кг	80-100
-----------------------	--------

Масса КТД, системы наддува и системы подачи	70
Масса двигателя ориентации, кг (4 шт)	10-20
Масса крепёжных элементов, кг	4,5
Масса трубопроводов, кг	2

Таблица 20 – Основные характеристики КДУ [1]

Масса окислителя, кг	561,036
Масса горючего, кг	175,324

2.8 Расчёт основных параметров системы электропитания

К основным массозатратным элементам СЭП относятся солнечные батареи (СЭП), аккумуляторные батареи (АБ) и комплекс автоматики и стабилизации (КАС).

2.8.1 Расчёт основных характеристик СЭП

Методика расчёта приведена в [1], исходные данные в таблице 21.

Таблица 21 – Исходные данные и обозначения

Наименование	Обозначение	Значение
Срок активного существования КА, лет (целых)	ТАС	5
Удельный поток энергии Солнца, Вт м ²	qСолн	1348
Среднее значение косинуса угла α	cos α	0,38
Среднее значение разрядного напряжения АБ, В	U _{ср р}	27
Среднесуточная мощность целевой аппаратуры	РЦА	450
Среднесуточная мощность бортовых обеспеч. систем	РБОС	500
Средняя мощность нагрузки на теневом участке, Вт	$P_{СМН}^m$	120
Средняя мощность нагрузки на участке работы АН, Вт	$P_{СМН}^{АН}$	570
Длительность теневого участка орбиты, мин	τ_m	37
Средняя длительность участка работы АН, мин	$\tau_{АН}$	50
Коэффициент собственного потребления СЭП	$k_{ЭП}^{Соб}$	0,07
Коэффициент ежегодного снижения мощности ФЭП	кФЭП	0,05

Продолжение таблицы 21

КПД БАКУР	$\eta_{\text{БАКУР}}$	0,85
КПД аккумуляторной батареи	$\eta_{\text{АБ}}$	0,95
КПД фотоэлектрических преобразователей	$k_{\text{ФЭП}}$	0,155
Удельная масса ФЭП, кг м ²	$\gamma_{\text{ФЭП}}$	3,2
Коэфф. заполнения площади панелей СБ ФЭПами	$k_{\text{Зап}}$	0,93
Удельная масса конструкции панели СБ, кг м ²	$m_{\text{СБ}}^{\text{уд}}$	1,6
Удельная энергоёмкость АБ, Вт·ч кг	$\gamma_{\text{АБ}}$	147
Удельная мощность БАКУР, Вт/кг	$P_{\text{БАКУР}}^{\text{уд}}$	50

Рассчитаем среднюю мощность нагрузки целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем:

$$P_{\text{СМН}} = P_{\text{ЦА}} + P_{\text{БОС}} = 450 + 500 = 950 \text{ Вт}. \quad (70)$$

Мощность системы электропитания:

$$P_{\text{СЭП}} = \frac{P_{\text{ЦА}} + P_{\text{БОС}}}{1 - k_{\text{эн}}^{\text{Соб}}} = \frac{450 + 500}{1 - 0,07} = 1022 \text{ Вт}; \quad (71)$$

$$P_{\text{эн}}^{\text{Соб}} = P_{\text{СЭП}} - P_{\text{СМН}} = 1022 - 950 = 71,505 \text{ Вт}. \quad (72)$$

Мощность ФЭП:

$$P_{\text{ФЭП}} = \frac{P_{\text{СЭП}}}{k_{\text{БАКУР}} \cdot \cos \alpha} = \frac{1022}{0,85 \cdot 0,38} = 3163 \text{ Вт}. \quad (73)$$

Коэффициент ежегодного снижения мощности с учетом срока активного существования:

$$k_{AC} = (1 - k_{ФЭП})^T = (1 - 0,05)^5 = 0,663. \quad (74)$$

Удельная мощность:

$$p_{y\partial} = k_{AC} \cdot k_{ФЭП} \cdot q_{Солн} = 0,663 \cdot 0,155 \cdot 1348 = 138,615 \frac{Вт}{м^2}. \quad (75)$$

Площадь и массу ФЭП найдем по формулам:

$$S_{ФЭП} = \frac{P_{ФЭП}}{p_{y\partial}} = \frac{3163}{138,615} = 22,815 м^2; \quad (76)$$

$$m_{ФЭП} = \gamma_{ФЭП} \cdot S_{ФЭП} = 3,2 \cdot 22,815 = 73 кг. \quad (77)$$

Площадь СБ:

$$S_{СБ} = \frac{S_{ФЭП}}{k_{зан}} = \frac{22,815}{0,93} = 24,533 м^2. \quad (78)$$

Масса СБ:

$$m_{КСБ} = m_{СБ}^{y\partial} \cdot S_{СБ} = 1,6 \cdot 24,533 = 39,252 кг; \quad (79)$$

$$m_{СБ} = m_{ФЭП} + m_{КСБ} = 73 + 39,252 = 112,261 кг. \quad (80)$$

$$\begin{aligned} \mathfrak{E}_{AB}^{min} &= \frac{(P_{СМН}^m + P_{ЭП}^{Соб}) \cdot \tau_m + (P_{СМН}^{АН} + P_{ЭП}^{Соб}) \cdot \tau_{АН}}{\eta_{БАКУР} \cdot 60} = \\ &= \frac{(120 + 71,505) \cdot 37 + (570 + 71,505) \cdot 50}{0,85 \cdot 60} = 767,862 Вт \cdot ч; \end{aligned} \quad (81)$$

$$\mathcal{E}_{ABT}^{min} = \frac{\mathcal{E}_{AB}^{min}}{(1-k_{AB}^{Год})^T} = \frac{767,862}{(1-0,05)^5} = 1157 \text{ Bm} \cdot \text{ч}. \quad (82)$$

$$\mathcal{E}_{Pез} \approx \mathcal{E}_{ABT}^{min} = 1157 \text{ Bm} \cdot \text{ч};$$

$$\mathcal{E}_{AB} = \mathcal{E}_{Pез} + \mathcal{E}_{ABT}^{min} = 1157 + 767,862 = 1925 \text{ Bm} \cdot \text{ч}. \quad (83)$$

Массы элементов:

$$m_{AB}^{эл} = \frac{\mathcal{E}_{AB}}{k_{Э}^{yд}} = \frac{1925}{147} = 13,097 \text{ кг} \quad (84)$$

$$m_{MKY} = k_{MKY} \cdot m_{AB}^{эл} = 0,2 \cdot 13,097 = 2,619 \text{ кг}; \quad (85)$$

$$m_{AB+MKY}^{эл} = m_{AB}^{эл} + m_{MKY} = 13,097 + 2,619 = 15,717 \text{ кг}; \quad (86)$$

$$m_{КАБ} = k_{КАБ} \cdot m_{AB+MKY}^{эл} = 0,2 \cdot 15,717 = 3,143 \text{ кг}; \quad (87)$$

$$m_{AB} = m_{AB+MKY}^{эл} + m_{КАБ} = 15,717 + 3,143 = 18,86 \text{ кг}; \quad (88)$$

$$m_{БАКУР} = \frac{P_{Нагр}}{P_{БАКУР}^{yд}} \approx \frac{P_{ФЭП}}{P_{БАКУР}^{yд}} = \frac{3163}{50} = 63,251 \text{ кг}; \quad (89)$$

$$m_{СЭП} = m_{СБ} + m_{AB} + m_{БАКУР} = 112,261 + 18,86 + 63,251 = 194,373 \text{ кг}. \quad (90)$$

2.8.2 Солнечная батарея

Каркас панелей СБ представляет собой набор тонкостенных пустотелых ячеек, выполненных под размер ФЭП (рисунок 24). В проектируемом КА

используются ФЭП на основе арсенид галлия (GaAs), характеристики ФЭП также представлены на рисунке.

Таблица 22 – Характеристики СБ с ФЭП

Характеристики	Значения
Срок активного существования, лет	15
КПД, %	до 35
Удельная мощность, Вт/м ²	
Начало САС	309
Конец САС	252
Удельная масса, кг/м ²	1,6

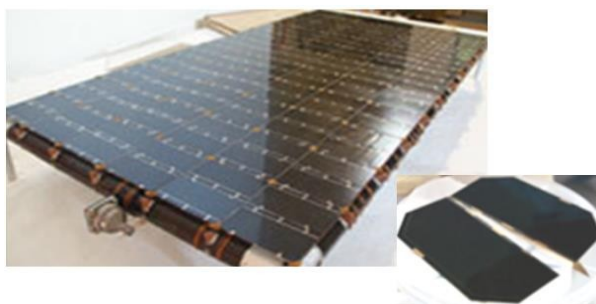


Рисунок 24 – Общий вид каркаса солнечной батареи с ФЭП [8]

Солнечные батареи (СБ) размещаются на отдельных панелях на корпусе КА с помощью поворотно-крепежного устройства (рисунок 25). СБ имеют механизмы раскрытия после отделения КА от ракеты-носителя.



Рисунок 25 – Общий вид поворотно-крепежного устройства ВРЛ

2.8.3 Выбор аккумуляторные батареи

Аккумуляторные батареи (АБ) служат накопителем энергии, расходуемой в режимах пикового энергопотребления или когда часть оборудования КА должна работать на теневом участке орбиты. АБ может служить в качестве стабилизатора напряжения бортовой сети, так как в диапазоне рабочих температур его напряжение мало меняется при изменении тока нагрузки.

В качестве аккумуляторной батареи выбрана батарея 12ЛИ-48 со встроенным модулем контроля и управления (МКУ), разработанная ПАО «Сатурн». Характеристики приведены в таблице 23.

Таблица 23 – Характеристики АБ

Характеристика	Значение
Номинальное напряжение, не более, В	44
Энергоёмкость, Вт·ч	2370
Удельная энергия, Вт·ч/кг	103
Вт·ч/литр	109
Масса, кг	23
Номинальная ёмкость, А·ч	55
Габариты, мм	385×257×195



Рисунок 26 – Общий вид АБ 12ЛИ-48 с МКУ

Корпус АБ конструктивно представляет собой моноблок с плотно упакованными литий-ионными герметичными призматическими

аккумуляторами. Моноблок представлен в виде контейнер из Mg-Al сплава, использующим в качестве основания нижнюю плиту. Нижняя плита снабжена пленочными электрообогревателями.

2.8.4 Комплекс автоматики и стабилизации

Комплекс автоматики и стабилизации (КАС) системы электропитания служит для контроля степени зарядки и разрядки АБ, переключения режимов заряда и разряда АБ. КАС конструктивно представляет собой один или несколько приборных блоков, обычно расположенных в приборно-агрегатном отсеке КА.

Вид твердотельной модели КА представлен на рисунке 27.

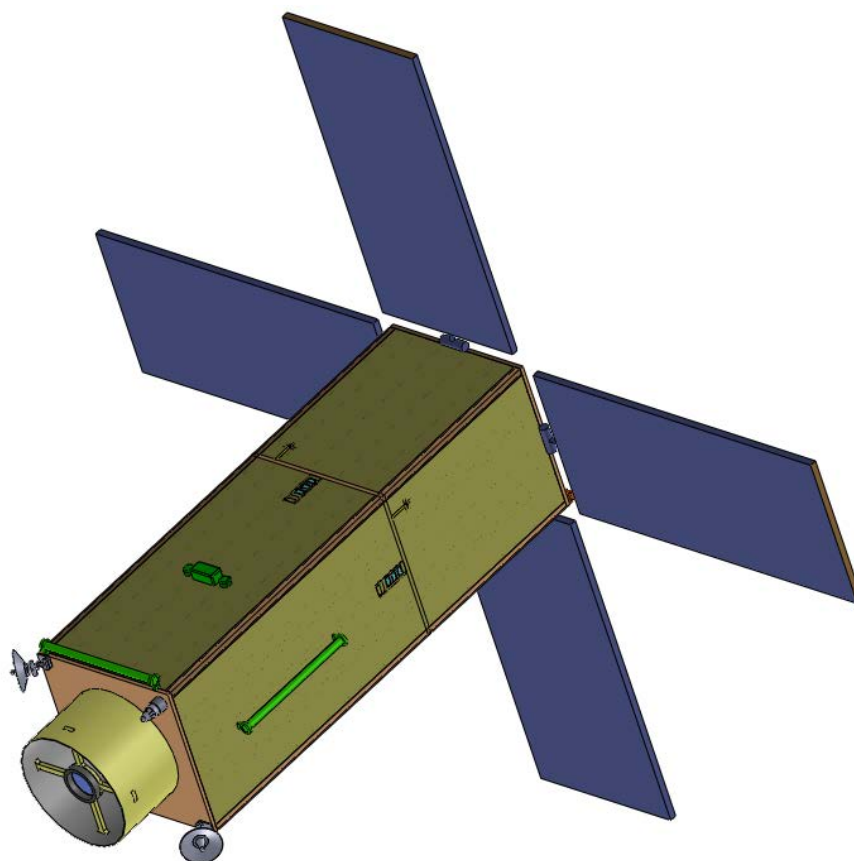


Рисунок 27 – Твердотельная модель космического аппарата

Таким образом, в данной главе представлен результат проектирования КА и полезной нагрузки для регистрации заряженных частиц.

При проектировании измерительного блока были учтены габаритные размеры и конструктивные особенности выбранных приборов «ДеКоР-1,2,3».

При проектировании КА были рассчитаны:

- система электропитания;
- массогабаритные характеристики КДУ;
- основные характеристики ОЭТК
- массогабаритные характеристики КА.

Был проведен частотный анализ, который показал, что конструкция выдержит нагрузки при выводе КА на орбиту.

Также были разработаны сборочные чертежи КА и измерительного блока (рисунок 28 и рисунок 29, соответственно).

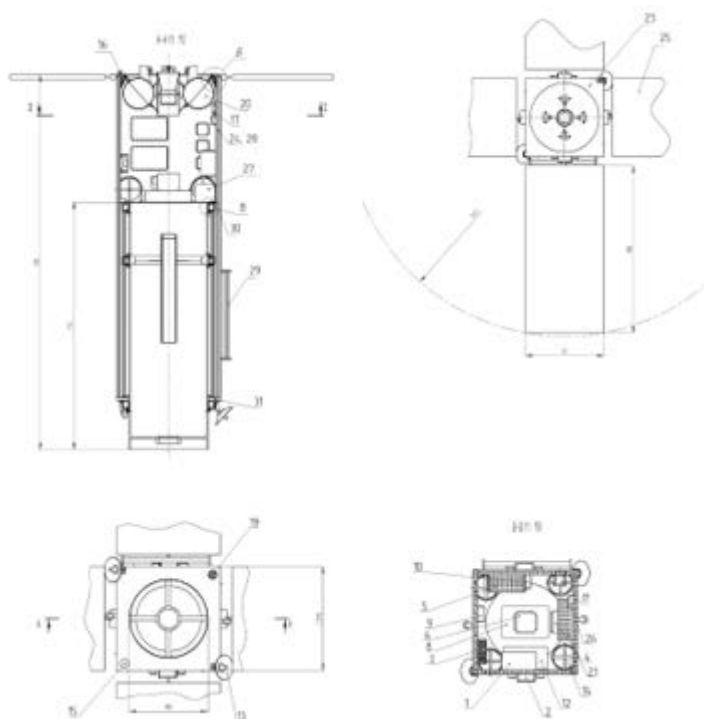


Рисунок 28 – Сборочный чертеж КА

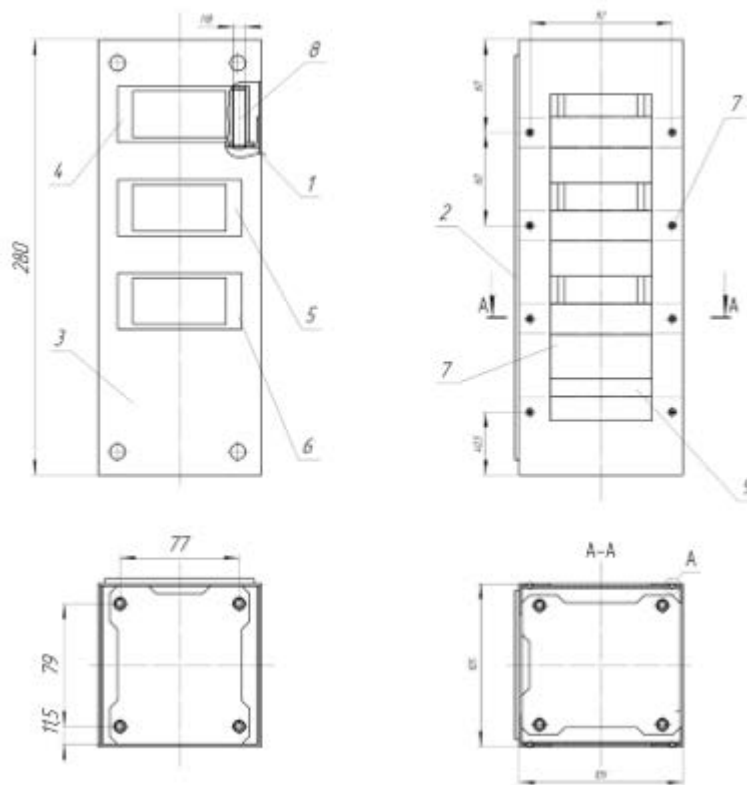


Рисунок 29 – Сборочный чертеж измерительного блока

3 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Проведем расчёт себестоимости проектирования космического аппарата с полезной нагрузкой для регистрации заряженных частиц.

В стоимость проекта включаются все затраты, связанные с реализацией независимо от источника его финансирования. Расчёт стоимости производится исходя из:

- 1) основной и дополнительной заработной платы основных исполнителей;
- 2) взносов на страхование в пенсионный фонд и фонд социального страхования;
- 3) затраты на расходные материалы;
- 4) прочие расходы;
- 5) накладные расходы.

Таблица 24 – Затраты на расходные материалы

№ п/п	Наименование материала	Количество	Цена, тыс. ед.	Сумма затрат, тыс. ед.
1	Лицензионная версия MS Office 2021 Business	21 шт.	10,0	210,0
2	Платформа nanoCAD	1 шт.	81,9	81,9
Итого:				291,9

Разработка КА от разработки технического задания до конструкторской документации длится до 1,5 лет. Как правило, за каждый этап отвечает один отдел конструкторского бюро, а это, примерно, 20 человек в каждом.

Согласно производственному календарю на 2023 и 2024 года (см. Приложение Б), для разработки КА потребуется 2962 рабочих часа.

Средняя заработанная плата для инженера-проектировщика космических аппаратов составляет 50 тыс. усл. ед., для руководителя средняя зарплата будет 80 тыс. усл. ед. Исходя из всего вышеперечисленного, рассчитаем основную плату разработчикам и представим результаты в таблице 10.

Установим предварительные сроки на каждый этап работы и запишем их в таблицу 25.

Таблица 25 – Рабочее время на каждый этап разработки

Наименование этапов	Рабочие часы
Разработка технического задания	810
Разработка эскизного проекта	890
Консультации с руководителем проекта	40
Разработка геометрических моделей и чертежей	942
Разработка маршрутной и операционной технологии изготовления изделия	120
Подготовка технической документации	120
Сдача результатов проектирования	40

Таблица 26 – Основная заработная плата разработчиков

Наименование этапов	Исполнители	Трудоемкость, чел/час	Зарплата в месяц, тыс. усл. ед.	Рабочий час, тыс. усл. ед.	Затраты по зарплате, тыс. усл. ед.
Разработка технического задания	Инженеры	16200	50	0,31	5062,50
Разработка эскизного проекта	Инженеры	17800	50	0,31	5562,50
Консультации с руководителем проекта	Руководитель	40	80	0,50	20,00
Разработка геометрических моделей и чертежей	Инженеры	18840	50	0,31	5887,50
Разработка маршрутной и операционной технологии изготовления изделия	Инженеры	2400	50	0,31	750,00
Подготовка технической документации	Инженеры	2400	50	0,31	750,00
Сдача результатов проектирования	Инженеры	800	50	0,31	250,00
Итого:					18282,50

Дополнительная заработная плата разработчиков составляет 20% от основной заработной платы и рассчитывается по следующей формуле:

$$\Phi_{д} = \frac{20}{100} \cdot \Phi_{ос}, \quad (91)$$

где $\Phi_{д}$ – дополнительная заработная плата разработчиков, тыс. усл. ед.;

$\Phi_{ос}$ – фонд основной заработной платы разработчиков, тыс. усл. ед.

Фонд основной заработной платы разработчиков составляет 18282,50 тыс. усл. ед. В соответствии с формулой (91) дополнительная заработная плата инженеров-конструкторов составляет:

$$\Phi_{д} = \frac{20}{100} \cdot 18282,50 = 3656,50 \text{ тыс. усл. ед.}$$

Страховые взносы в пенсионный фонд и фонды социального страхования составляют 30,2 % от фонда общей заработной платы, и определяется по следующей формуле:

$$СВ = \frac{30,2}{100} \cdot (\Phi_{ос} + \Phi_{д}), \quad (92)$$

где СВ – страховые взносы в пенсионный фонд и фонды социального страхования.

В соответствии с формулой (120), размер отчислений составляет:

$$СВ = \frac{30,2}{100} \cdot (18282,50 + 3656,50) = 6625,60 \text{ тыс. усл. ед.}$$

Накладные расходы составляют 180–250 % от фонда основной заработной платы. Берём минимальное значение равное 180%. Таким образом, расчет накладных расходов осуществляется по формуле:

$$H_{р} = \frac{180}{100} \cdot \Phi_{ос}, \quad (93)$$

где H_p – накладные расходы.

В соответствии с формулой (121):

$$H_p = \frac{180}{100} \cdot 18282,50 = 32908,50 \text{ тыс. усл. ед.}$$

Прочие расходы составляют 80% от фонда основной заработной платы инженера-конструктора, определим их по следующей формуле:

$$З_{пр} = \frac{80}{100} \cdot \Phi_{ос}; \quad (94)$$

$$З_{пр} = \frac{80}{100} \cdot 18282,50 = 14626,00 \text{ тыс. усл. ед.}$$

Себестоимость проектирования КА представлена в таблице 11.

Таблица 27 – Себестоимость проектирования вакуумной установки

№ п/п	Наименование статей расходов	Затраты, тыс. усл. ед.
1	Расходные материалы	291,90
2	Основная заработная плата разработчиков	18282,50
3	Дополнительная заработная плата разработчиков	3656,50
4	Страховые взносы в пенсионный фонд и фонд социальных фонды социального страхования	6625,60
5	Накладные расходы	32908,50
6	Прочие расходы	14626,00
Итого		76390,98

Таким образом, в данной главе представлен расчет себестоимости проектирования КА, которая составила 76390,98 тыс. усл. ед.

4 ТЕХНИКА БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

4.1 Общие требования техники безопасности при проведении испытаний

Общие требования безопасности гласят, что [9]:

1) перед началом испытаний или работ необходимо обеспечить выполнение мероприятий по обеспечению безопасности обслуживающего персонала и окружающей среды;

2) лица, работающие в тяжелых и вредных для здоровья условиях (с токсичными компонентами ракетных топлив, газами под давлением, на высоте и др.), должны быть прошли обязательный медицинский осмотр по месту постоянной работы;

3) для проведения испытаний и работах на агрегате допускаются лица, имеющие практические навыки работы в объеме функциональных обязанностей, прошедшие проверку на знание материальной части агрегатов, правил эксплуатации сдавшие зачеты по знанию материальной части агрегатов, правилам ее эксплуатации, техники безопасности, пожарной безопасности, программы и методик испытаний агрегатов и имеющие, при необходимости, медицинские справки.

4.2 Вибрационные испытания космического аппарата

Испытания данного вида проводят на вибростендах, при работе на котором необходимо соблюдать технику безопасности.

До начала работ необходимо [16]:

1) проверить исправность и наличие:

- токоведущих частей электроаппаратуры (пускателей, выключателей, рубильников);
- ручного инструмента, (гаечные ключи);
- исправность заземления токоведущих частей вибростенда;
- изоляции наружной электропроводки вибростенда;

- ограждений токоведущих частей вибростенда;
- освещение в рабочей зоне.

3) При обнаружении неисправностей оборудования, инструментов, приспособлений и других нарушений требований охраны труда, которые невозможно устранить собственными силами, появлению угрозы здоровью, личной или коллективной безопасности, работнику необходимо сообщить об этом руководителю работ. Запрещено приступать к выполнению работ до устранения обнаруженных нарушений.

Во время работы на вибростенде:

- 1) работать только на исправном вибростенде и только исправным инструментом;
- 2) запрещается прикасаться к незащищенным токоведущим частям оборудования;
- 3) установку и снятие деталей (модулей) выполнять строго после отключения вибростенда от сети;
- 4) подключаться к электросети только при помощи электровилки;
- 5) жёстко закреплять модуль с помощью приспособления к столу вибростенда;
- 6) закреплять приспособление с модулем к столу вибростенда на все болтовые крепления;
- 7) в процессе работы поддерживать рабочее место в порядке, запрещено допускать захламление и загромождение рабочего места;
- 8) выполнять снятие, установку, замену деталей (модулей) со стола вибростенда только при выключенном вибростенде;
- 9) запрещается удлинять с помощью каких-либо предметов гаечные ключи для зажима детали (модуля) на рабочем столе вибростенда;
- 10) запрещается применять прокладки для устранения зазора между плоскостями губок ключей и головок болтов или гаек.
- 11) запрещается оставлять рабочее место при включенном вибростенде, при уходе отключить от сети вибростенд;

После работы на стенде:

- 1) отключить вибростенд от электросети;
- 2) сообщить руководителю работ о выявленных замечаниях;
- 3) очистить лицо и руки при помощи теплой воды и мыла, снять спецодежду.

4.3 Термобалансные и термовакуумные испытания космического аппарата

Термобалансные испытания (ТБИ) предназначены для экспериментального подтверждения обеспечения системой теплового режима заданных эксплуатационных температурных пределов аппаратуры КА при штатных и предельных условиях функционирования.

При помощи термовакуумных испытаний (ТВИ) производят проверку электрических характеристик оборудования и функционирования систем автоматического КА в условиях вакуума при экстремальных или близких к ним значениях температур в условиях эксплуатации.

ТБИ и ТВИ проводятся при помощи вакуумных стендов, рассмотрим технику безопасности при работе на них.

Для начала работ за вакуумным испытательным стендом необходимо в первую очередь проверить исправность СИЗ. Волосы должны быть заправлены под головной убор. Убрать из карманов острые предметы, снять ювелирные украшения. Работы выполняются в закрытой обуви.

В процессе осмотра рабочего места сотрудник обязан убрать предметы, препятствующие работе. Убедиться, что система вентиляции исправна, рабочее помещение хорошо освещено. Проверить наличие средств тушения пожара, аптечки и пути эвакуации. Проверить исправность электропроводки, элементов вакуумной системы, измерительных приборов. Также, прежде чем выполнять работы, необходимо убедиться в исправности фиксации оборудования и защитных кожухов.

В случае обнаружения неисправности сообщить руководителю работ. Не приступать к выполнению работ до устранения выявленных неисправностей.

Допускается выполнять только те работы, по которым было пройдено соответствующее обучение.

В течение рабочего дня необходимо поддерживать порядок и чистоту рабочего места. Не допускается загромождения и захламления прохода к рабочему месту. При выполнении работ производить контроль процесса так, чтобы обезопасить себя от опасных производственных факторов.

В процессе проведения работ необходимо контролировать исправность всех элементов стенда испытаний.

При работе со стендами запрещается:

- присутствие посторонних лиц при работе и вблизи рабочего места;
- касаться мокрыми руками электрооборудования;
- натягивать и перекручивать сетевой шнур;
- проводить техническое обслуживание и ремонт стенда, а также снимать элементы корпуса вакуумной камеры, пока внутри нее давление отлично от атмосферного;
- использовать элементы стенда при обнаружении неисправности или не по прямому назначению;
- работать с неисправным электрооборудованием;
- работать без СИЗ;
- совершать прием пищи на рабочем месте.

В случае ухудшения самочувствия прекратить работу, сообщить руководителю работ и обратиться за медицинской помощью.

По завершению работ со стендом необходимо:

- выключить компоненты испытательного стенда, и отключить их от электросети;
- промыть внутреннюю поверхность испытательной вакуумной камеры;
- привести в порядок свое рабочее место;
- снять СИЗ, проверить на наличие повреждений, убрать в специально отведенное место;

- очистить лицо и руки при помощи теплой воды и мыла;
- Сообщить руководителю работ все выявленные в процессе работы нарушения и замечания, принять меры по их устранению.

Таким образом, в данной главе представлены общие меры безопасности при проведении наземных испытаний КА, а также меры безопасности при испытаниях на вибрационном стенде, термобалансные и термовакуумные испытания.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной дипломной работе были проанализированы основные факторы космической погоды и их влияние на работу систем КА. Рассмотрена методика мониторинга и прогнозирования космической погоды. Так же был произведен обзор приборов для регистрации заряженных частиц.

Таким образом, для проведения исследования уровня космической радиации были выбраны три прибора «ДеКоР», одновременная работа которых позволяет регистрировать частицы с энергией от 0,05 до 10 МэВ. Для установки, а также управления, приборами был спроектирован измерительный блок, расчетные размеры которого составили 105x105x280 мм. В состав измерительного блока входят: корпус, приборы «ДеКоР-1,2,3», управляющей устройством, которое включает в себя микроконтроллер, таймер реального времени и постоянное запоминающее устройство, расположенные на отдельной плате, а также коммутационная плата. Спроектируемая конструкция позволяет крепить корпус блока к сотовой панели.

Частотный анализ показал, что конструкция выдерживает нагрузки при транспортировке КА на орбиту, поскольку максимальная массовая доля была получена в направлении X при 1859,2 Гц, которая равна 37,91%.

Согласно техническому заданию спроектирован ОЭТК, габаритные размеры которого составили $\varnothing 870 \times 2770$ мм.

Для размещения измерительных блоков и ОЭТК был спроектирован КА с массой 1,4 т и размерами 4000x870x870 мм. Для него рассчитана система электропитания, аккумуляторные батареи в которой имеют энергопотребление до 2 кВт·ч. Определен состав аппаратуры передачи данных, которые позволяют передавать пакеты данных со скоростью до 1200 Мбит/с в X-диапазоне.

Экономический расчет показал, что себестоимость разработки КА составит 76390,98 тыс. усл. ед.

Дополнительно были определены меры безопасности при проведении наземных испытаний спроектированного КА.

Исходя из представленных выше выводов, можно заключить, что цель данной дипломной работы достигнута.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Батраков, А.С. Математическая модель для прогнозирования линейного разрешения космических оптико-электронных систем дистанционного зондирования [Текст] / А.С.Батраков, А.Ю.Анатольев // Оптический журнал. – 2000. – Т. 67, № 7. – С. 92.;
2. Безродных И.П. Радиационные эффекты в космосе. Часть 1. Радиация в околоземном космическом пространстве / И. П. Безродных, А. П. Тютнев, В.Т. Семёнов. – М. : ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2014. – 106 с.
3. Безродных И.П. Радиационные эффекты в космосе. Часть 2. Воздействием космической радиации на электротехнические материалы / И. П. Безродных, А. П. Тютнев, В.Т. Семёнов. – М. : ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2014. – 106 с.;
4. Белоконов, В.М. Основы теории полёта космических аппаратов [Текст]: учебное пособие / В. И. Куренков – Самара: Из-во Самара. Гос. Аэрокосм. Ун-та, 2006. - 67 с;
5. Калегаев В.В. Центр оперативного космического мониторинга НИИЯФ МГУ [Текст]/ В.В. Калегаев, С.Ю. Бобровников, Н.В. Кузнецов, И.Н. Мягкова, Ю.С. Шугай – М. : ФГБУ ИКИ РАН, 2016. – 13 с.;
6. Кирилин, К.Н. Космическое аппаратостроение. Научно-технические исследования и практические разработки АО «РКЦ «Прогресс» (2-е издание) [Текст] / А.Н.Кирилин, Г.П.Аншаков, Р.Н.Ахметов – Самара: АО «РКЦ «Прогресс». 2017. -376 с;
7. Куренков, В. И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика [Текст]: учебное пособие / В. И. Куренков. – Самара: Издательство Самарского университета, 2020. – 461 с;
8. Новиков Л.С. Радиационные воздействия на материалы космических аппаратов. Учебное пособие. – М.: Университетская книга, 2010. – 192 с.;

9. ГОСТ Р 51143-98 Комплексы стартовые и технические ракетно-космических комплексов. Общие требования к испытаниям и приемке. – ИПК Издательство стандартов, 1999. – 78 с.;

10. ГОСТ Р 56530-2015. Совместимость космической техники электромагнитная. Общие требования к бортовой кабельной сети космической техники;

11. Пат. 2759244 Российская Федерация, МПК G01T 1/00. Компактный детектор космической радиации для использования на малых космических аппаратах [Текст]/ В.В. Богомолов, А.Ф. Июдин, М.И. Панасюк, С.И. Свертилов ; ФГБОУ ВО «МГУ им. М.В. Ломоносова». – №2020143938; Заявл. 30.12.20; Опубл. 11.11.21, Бюл. № 32.

10. АО НПЦ Полюс [Электронный ресурс]. – 2021 – Режим доступа: <https://polus-tomsk.ru/>. – 21.12.2022;

11. Солнечные батареи [Электронный ресурс]: офиц. сайт». – Режим доступа: <https://saturn-kuban.ru/produksiya/solnechnye-batarei/>. – 20.10.2022;

12. Центр анализа космической погоды НИИЯФ МГУ [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – Режим доступа: <https://swx.sinp.msu.ru/weather.php>. – 15.10.2022;

14. Комплекс научной аппаратуры «РЭЛЕК» [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – Режим доступа: <http://www.sinp.msu.ru/ru/project/17429>. – 20.01.20223;

16. Инструкция по охране труда при работе на вибростенде [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – Режим доступа: <https://biot.su/instrukciya-po-oxrane-truda-pri-rabote-na-vibrostende.html?ysclid=le5765r68j455440791>. – 18.01.2023;

17. Инструкция по охране труда при наземных испытаниях [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://инструкция-по-охране-труда.рф/ins-pri-provedenii-ispitany>. – 18.01.2023;

18. Мониторинг и прогнозирование космической погоды [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://nuclphys.sinp.msu.ru/cosmw/cosmw4.htm?yscli>. – 10.12.2022

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Производственный календарь 2023

Производственный календарь на 2023 год с праздниками и выходными утвержденный правительством РФ для пятидневной рабочей недели.

Всего в 2023 году будет 247 рабочих дней (1973 часа) и 118 выходных дней для 5 дневки.

Другие года: [2024](#) [2023](#) [2022](#) [2021](#)

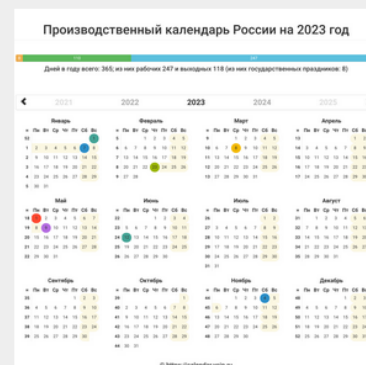


Рисунок А.1 – Производственный календарь на 2023 год

Производственный календарь 2024

Производственный календарь на 2024 год с праздниками и выходными утвержденный правительством РФ для пятидневной рабочей недели.

Всего в 2024 году будет 248 рабочих дней (1978 часов) и 118 выходных дней для 5 дневки.

Другие года: [2024](#) [2023](#) [2022](#)

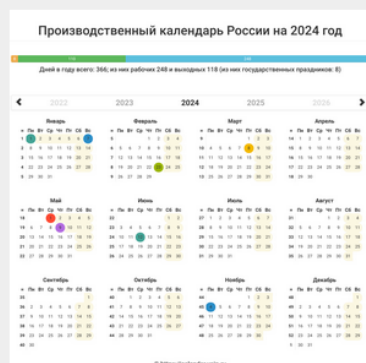


Рисунок А.2 – Производственный календарь на 2024 год