

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
Специальность 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 » февраля 2023 г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

на тему: Разработка КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat.

Исполнитель
студент группы 712-ос

К.А. Бакалов 10.02.23
(подпись, дата)

К.А. Бакалов

Руководитель
доцент, канд. физ.-мат. наук

Д.В. Фомин 10.02.23
(подпись, дата)

Д.В. Фомин

Консультант
по БЖД
доцент, канд. техн. наук

А.В. Козырь 10.02.2023
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль

М.А. Аревков 10.02.23
(подпись, дата)

М.А. Аревков

Рецензент

Н.Н. Дворецкий
(подпись, дата)

Н.Н. Дворецкий

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

УТВЕРЖДАЮ
Зам. зав. кафедрой
В.В. Соловьев
« 23 » января 2023 г.

ЗАДАНИЕ

к выпускной квалификационной работе студента Бакалова Константина Александровича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Разработка КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat

(утверждена приказом от 27.12.2022 №3200-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта 10.02.2023 г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: стандарт спутников CubeSat, патентные документы, справочная литература.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: литературный обзор группировок спутников CubeSat, проектная часть, экономическая часть, техника безопасности.

5. Перечень материалов приложения: титульный лист, сборочный чертеж КА, чертеж КДУ, чертеж ОЭТК, чертеж фермы, чертеж СБ, чертеж корпуса КА, схема функционирования группировки, заключение, апробация.

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе: БЖД Козырь А.В., доцент, канд. техн. наук.

7. Дата выдачи задания 23.01.2023 г.

Руководитель выпускной квалификационной работы: Фомин Д.В., доцент, канд. физ.-мат. наук.

Задание принял к исполнению (дата) 23.01.2023 г.

РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 86 страниц, 29 рисунков, 10 таблиц, 1 приложение, 25 источников.

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, НАНОСПУТНИК СТАНДАРТА CUBESAT, ГРУППИРОВКА СПУТНИКОВ, НАДЕЖНОСТЬ, ЦЕЛЕВАЯ ОРБИТА, ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЙ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС, КОМПЛЕКСНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА, ГЕПТИЛ

В работе представлены результаты проектирования космического аппарата для выведения группировки спутников стандарта CubeSat и расчеты основных бортовых систем.

Цель работы – разработка КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat.

Задачи:

- провести анализ сведений о существующих группировках наноспутников и способах их выведения на целевые орбиты;
- спроектировать и рассчитать основные параметры космического аппарата и его основных бортовых систем;
- провести оценку стоимости разработки и изготовления серийного образца КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat;
- определить требования техники безопасности при заправке комплексной двигательной установки гептилом.

СОДЕРЖАНИЕ

Определения, обозначения, сокращения	6
Введение	7
1 Общая часть	8
1.1 Спутники стандарта CubeSat	8
1.2 Группировки спутников CubeSat	12
1.2.1 Обзор различных концепций группировок CubeSat	13
1.2.2 Обзор группировки Planet	16
1.2.3 Обзор группировки SpireGlobal	18
1.3 Возможности выведения спутников CubeSat на орбиту	18
1.3.1 Попутное выведение	19
1.3.2 Адаптеры-диспенсеры для наноспутников	20
1.3.3 ЕСМ CubeSat Deployer 12U	22
2 Проектная часть	27
2.1 Техническое задание на проектирование КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat	27
2.2 Количественная оценка надежности наноспутника стандарта CubeSat	28
2.3 Анализ результатов патентного поиска известных решений	34
2.4 Выбор параметров орбиты КА	39
2.4.1 Определение высоты орбиты из условий обеспечения ширины полосы обзора	39
2.4.2 Выбор параметров солнечно-синхронной орбиты	41
2.5 Расчёт основных параметров аппаратуры наблюдения	42
2.5.1 Расчёт диаметров, размера пикселя и фокусного расстояния	42
2.5.2 Расчет массогабаритных параметров и выбор конструктивной схемы ОС	45
2.6 Выбор элементов системы приёма, преобразования, хранения и передачи информации	48

2.6.1	Расчет информационного потока	48
2.6.2	Выбор элементов системы приема и преобразования информации	51
2.6.3	Выбор параметров запоминающих устройств	52
2.6.4	Выбор параметров бортовой аппаратуры связи с группировкой спутников CubeSat	53
2.6.5	Выбор параметров бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолнии	54
2.7	Расчет массогабаритных параметров комплексной двигательной установки	55
2.7.1	Определение потребной характеристической скорости КА при выполнении динамических маневров	55
2.7.2	Определение запаса топлива	58
2.7.3	Расчет массогабаритных характеристик КДУ	61
2.8	Определение основных характеристик системы электропитания	62
2.8.1	Расчет основных характеристик системы электропитания	62
2.8.2	Выбор солнечных батарей	68
2.8.3	Выбор аккумуляторных батарей	69
2.9	Описание устройства и принципа работы спроектированного КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat	70
3	Оценка стоимости КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat	75
4	Техника безопасности	78
4.1	Воздействие гептила на окружающую среду и человека	78
4.2	Коллективные методы и средства защиты при работе с гептилом	79
	Заключение	82
	Библиографический список	84
	Приложение А	87

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

- АБ – аккумуляторные батареи;
- АТ – азотный тетраоксид;
- БАКУР – блок автоматики контроля и управления;
- ВЗ – вторичное зеркало;
- ВРЛ – высокоскоростная радиолиния;
- ГЗ – главное зеркало;
- ДЗЗ – дистанционное зондирование Земли;
- ЗУ – запоминающее устройство;
- ИК – инфракрасный;
- КА – космический аппарат;
- КАС – комплекс автоматики и стабилизации;
- КДУ – комплексная двигательная установка;
- КПД – коэффициент полезного действия;
- ЛРМ – линейное разрешение на местности;
- НДМГ – несимметричный диметилгидразин;
- НКУ – наземный комплекс управления;
- НППИ – наземный пункт приема информации;
- ОС – оптическая система;
- ОЭТК – оптико-электронный телескопический комплекс;
- ПН – полезная нагрузка;
- РН – ракета-носитель;
- СБ – солнечные батареи;
- СГК – силовой гироскопический комплекс;
- СППИ – система приема и преобразования информации;
- СЭП – система электропитания;
- ТПК – транспортно-пусковой контейнер;
- ФЭП – фотоэлектрические преобразователи.

ВВЕДЕНИЕ

Рассматривая варианты способов выведения группы спутников, можно отметить, что в настоящее время могут применяться различные закрепления спутников на адаптере космического аппарата под разгонный блок или, например, специальные адаптеры. Все они позволяют вывести группировку спутников на заданные орбиты, и на этом их миссия заканчивается. Время функционирования группировки спутников будет зависеть от разных факторов, среди которых можно выделить: высоту орбиты, срок безотказной работы спутников, возможность полноценно осуществлять общую задачу при выходе из строя одного или нескольких спутников группировки.

Поэтому для повышения срока службы группировки спутников целесообразнее использовать космический аппарат, который сможет восполнять вышедшие из строя спутники непосредственно на орбите, осуществлять управление, корректировку орбиты и выполнять роль надёжного ретранслятора группировки. Исходя из этого целью данной работы является: разработка КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- провести анализ сведений о существующих группировках наноспутников и способах их выведения на целевые орбиты;
- спроектировать и рассчитать основные параметры космического аппарата и его основных бортовых систем;
- провести оценку стоимости разработки и изготовления серийного образца КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat;
- определить требования техники безопасности при заправке комплексной двигательной установки гептилом.

1 ОБЩАЯ ЧАСТЬ

1.1 Спутники стандарта CubeSat

Одной из насущных проблем современного состояния ракетно-космической отрасли является снижение массы и затрат на производство космических аппаратов (КА). Частично помогает решить эту проблему уменьшение массогабаритных характеристик спутников, что, в свою очередь, приводит к сложностям, связанными с дороговизной и нецелесообразностью запуска малого КА. Но при запуске ракеты-носителя (РН) в головном обтекателе при размещении основной полезной нагрузки (ПН) остается свободное место для установки малых космических аппаратов, классы которых бывают следующими:

- миниспутник, массой менее 500 кг;
- микроспутник, массой менее 100 кг;
- наноспутник, массой менее 10 кг. [1]

Таким образом, создание малых КА выигрывает в стоимости их разработки, запуска и развертывания, а также в более коротких сроках проектирования и изготовления, в сравнении с классическими крупногабаритными КА. Так, наноспутники, к которым принадлежат спутники стандарта CubeSat, могут быть расположены в головном обтекателе в качестве попутной ПН [1].



Рисунок 1 – Внешний вид наноспутника CubeSat 3U [2]

Идея создания CubeSat зародилась в 1999 году. Основной целью состояла в том, чтобы дать возможность студентам участвовать в создании полноценной ракетно-космической техники. Стандарт CubeSat подразумевает создание кубического юнита (1U) с размерами 10x10x10 см и массой около 1 кг. Также возможно создание промежуточных юнитов формата 1,5U или объединение нескольких юнитов в один полноценный спутник:

- CubeSat 2U с размерами 10x10x20 см;
- CubeSat 3U с размерами 10x10x30 см, является наиболее популярным;
- CubeSat 6U с размерами 10x20x30 см;
- CubeSat 12U с размерами 20x20x30 см, достигнутый предел на данный момент [1].

Увеличение эффективности можно достичь благодаря применению разнесенной на большое расстояние системы спутников, называемой группировкой. Такое решение позволяет снизить ограничение на компоновку полезной нагрузки, путем перераспределения необходимых систем ПН на другие наноспутники группировки. Большая часть спутников CubeSat оснащены одним или двумя приборами научной аппаратуры, также состав бортовой аппаратуры могут входить двигатели-маховики, распахивающиеся или поверхностные солнечные батареи (СБ), выдвижные антенны, блоки аппаратуры. К основным научным задачам CubeSat относятся:

- дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ);
- изучение ионосферы и магнитосферы Земли;
- изучение космического пространства;
- обеспечение телеметрии [1].

Наноспутники набирают популярность простой компоновкой и малыми габаритами. Доставка на орбиту реализуется ракетой-носителем, либо автоматическими или пилотируемыми грузовыми кораблями, а также с борта Международной космической станции (МКС) [1].

Исходя из анализа опыта разработок наноспутников CubeSat, возможно отметить недостатки и достоинства, в сравнении с классическими спутниками [1].

Достоинства:

- возможность выводить аппараты в пассивное состояние;
- способность применения атмосферного торможения для освобождения космического пространства от мусора;
- цельность конструкции;
- способность доставки значительного количества КА ракетой-носителем за один запуск;
- возможность привлечения частных компаний и университетов для изучения космоса;
- способность распределять научную аппаратуру между спутниками группировки;
- низкие затраты на создание;
- способность эксплуатации на низких околоземных орбитах;
- короткие сроки проектирования и изготовления;
- малое энергопотребление (около 1,5-2 Вт);
- простоту конструкции [1].

Применение стандартизированных спутниковых платформ поможет снизить затраты на проект, а также значительно уменьшить время разработки. Сейчас развитие рынка микроэлектроники и других областей техники вышло на такой уровень, что массовые продукты допускается использовать в изготовлении космических аппаратов. В итоге значительно снижается стоимость одного КА и время его проектирования, что позволяет за короткое время осуществить большое количество запусков [1].

Основными недостатками спутников CubeSat являются достаточно малая функциональность и ограниченный диапазон возможных целевых задач из-за малых массогабаритных характеристик. Так, для доставки на целевую орбиту с

дальнейшей корректировкой и изучения дальнего космоса необходима двигательная установка с топливом [1].

Исследование представленного опыта использования и развития наноспутников CubeSat позволяет выявить главные направления и тенденции в их использовании. CubeSat был первоначально задуман как образовательный проект, идея распространилась по всему миру и существенно изменила вид беспилотных космических аппаратов. Она также предоставила возможность для недорогого создания космических аппаратов для частных компаний, любителей, студентов и даже школьников. Наиболее популярными типами являются CubeSat формата 3U из-за своей простоты в сборке и изготовлении [1].

Одним из первых назначений наноспутников является предоставление практики работы с РКТ в образовании школьников и студентов. Минимизация размеров и улучшение спутниковых технологий вызвало уменьшение их веса, что сделало запуски доступными для научных школ и университетов в различных странах мира. Участие в создании наноспутников является решающим фактором в принятии решения о выборе профессии для современных выпускников [1].

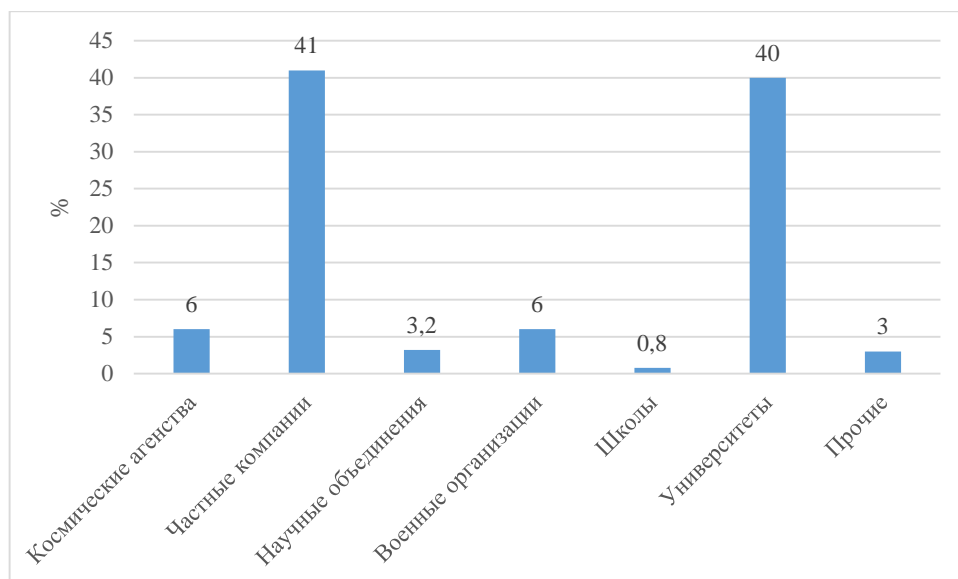


Рисунок 2 – Диаграмма запусков CubeSat по типу организации [3]

Спутники демонстрируют хорошую работу в выполнении миссий, связанных с зондированием Земли и исследованием полярных сияний. Спутники

CubeSat хорошо справляются с мониторингом «космической погоды» и способны собирать и передавать на Землю информацию о транспортировке грузов по воде и на суше. CubeSat, в свою очередь, может стать инновацией с внедрением в поисково-спасательные системы Коспас-Сарсат на низкие, средние и геостационарные орбиты. Особенность конструкции CubeSat будет установка всей бортовой аппаратуры в миниатюрном размере [1].

На текущий момент, наноспутники CubeSat выполняют миссии, такие как измерение общей солнечной радиации и радиационного пояса Земли, исследование ионосферы и магнитосферы Солнца, а также исследование распределения озона в стратосфере, температуры мезосферы и плотности электронов в ионосфере. CubeSat также могут исследовать физику звезд и дальний космос, в том числе экзопланеты, и использоваться для биологических исследований и экспериментов, чтобы оценить влияние космической микрогравитации и полетов на живые организмы. В ближайшее время ожидается запуск CubeSat для тестирования новых методов поиска жизни в небесных телах Солнечной системы и других миссий [1].

В будущем ожидается развитие систем доступа в интернет и мобильной связи через спутники. Cubesat могут также использоваться в этом направлении. Применение меньших спутников класса "микро" и "нано" вместо классических крупногабаритных спутников, позволит снизить стоимость запуска, используя легкие классы РН. При использовании тяжелых классов ракет выведение наноспутников будет осуществляться в виде попутной ПН [1].

1.2 Группировки спутников CubeSat

Группировки (рои) спутников CubeSat являются перспективными и выгодными с экономической точки зрения объединениями наноспутников, предоставляющие модернизированные возможности решения огромного спектра задач. Группировки наноспутников CubeSat предоставляют улучшенные способности обеспечения связи на орбите между спутниками, а также с наземным комплексом управления, при этом являясь высокоэкономичными и многофункциональными научными системами. Одиночные КА имеют

некоторые ограничения, по сравнению с группировкой, например, такие как большая стоимость проектирования и малая зона покрытия. Однако, группировки CubeSat позволяют осуществить резервирование спутников, тем самым повысить надежность, существенно повысить зону покрытия и обеспечить снижение стоимости серийного создания. Также такая схема позволяет повысить частоту попадания КА в зону радиовидимости, тем самым повысить оперативность доставки информации на Землю [4].

1.2.1 Обзор различных концепций группировок CubeSat

Функционирование роев имеет некоторые особенности, такие как: строгая координация во времени и перемещении в пространстве на орбите, единое управление во время выполнения динамических маневров и применение инновационных технологий для качественного управления группировкой наноспутников. Обеспечить выполнение таких задач можно используя технология межспутниковой связи с перспективными алгоритмами управления. Главный упор при эксплуатации роя должен осуществляться на выдачу команд на применение целевой аппаратуры, обработку научной информации и на определение состояния роя в целом и выбора решения по его реконфигурации. Также следует обеспечивать высокую автономность космических аппаратов при эксплуатации. При проектировании наземной инфраструктуры необходимо учитывать некоторые особенности: каналы связи должны предусматривать управление разнесенными КА в виде (КА-Земля), (КА-КА), (КА-КА ретранслятор-Земля) и также в обратном направлении, НКУ должен быть обеспечен непрерывно функционирующей моделью всей системы, которая осуществляет прогнозирование различных штатных и нештатных ситуаций для выдачи управляющей команды и отражает нынешнее состояние роя [4, 5, 6].

С каждым годом количество запусков наноспутников CubeSat стремительно растет, в свою очередь, благодаря осваиванию и развитию группировок. Снижение заметно в 2020 году в связи с наступившей пандемией коронавируса.

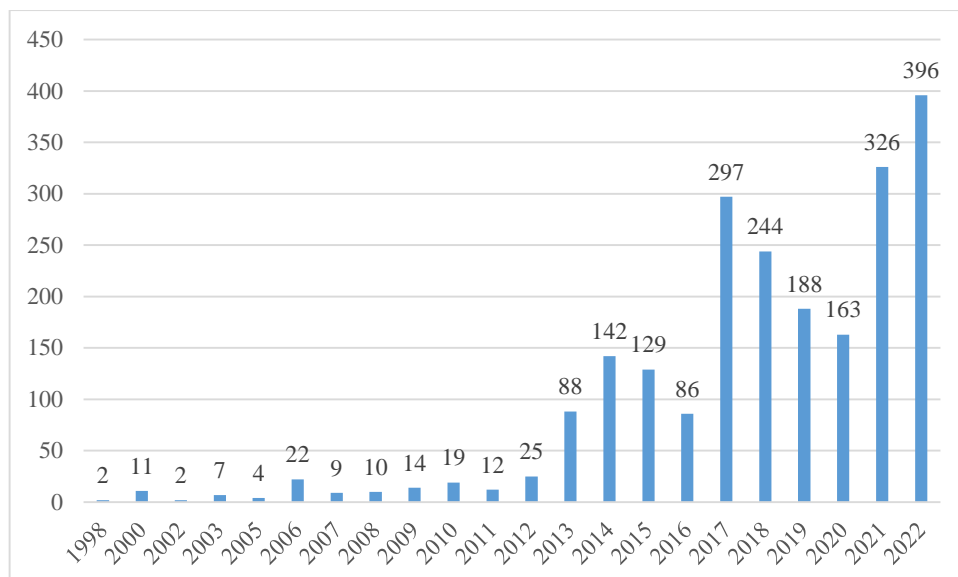


Рисунок 3 – Диаграмма количества запусков наноспутников CubeSat с учетом неудачных [6]

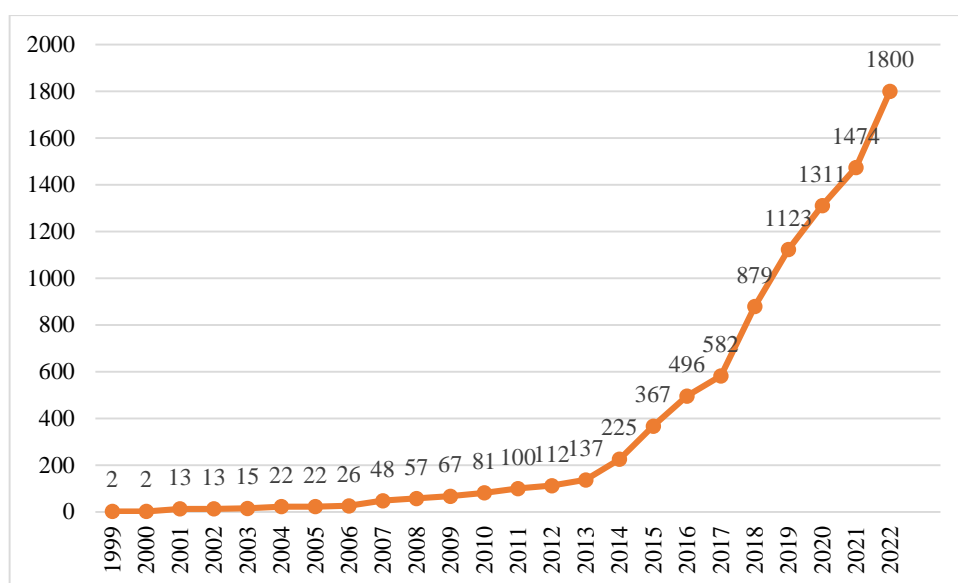


Рисунок 4 – График суммарного количества запусков наноспутников CubeSat с учетом неудачных [6]

Сейчас выполняют миссию 33 космические группировки спутников. 20 из которых направлены на обеспечение связи, 9 на наблюдение за Землей, 3 на изучение погоды, 3 на автоматическое отслеживание движущихся объектов, таких как корабли и самолеты (AIS, ADS-B). Планируется создать 46 группировок для межпланетных космических миссий, в число которых входят

новые цели, такие как отслеживание астероидов, изучение Солнца и ионосферы. Количество КА в каждой группировке может быть различным, этот диапазон охватывает от 10 до 1000, но чаще всего запускается около 50 спутников. Например, в группировке дистанционного зондирования Земли SatRevolution планируется запуск 1024 КА с перспективным разворачиваемым телескопом с оптическим разрешением 50 см. А в рое обеспечения связи Lynk количество спутников должно достигнуть 1000 [4, 5, 6].

Рассмотрим некоторые концепции группировок КА ниже.

NASA предложила в 2009 году две космические программы, ARMADA и HiDEF, для исследования физики плазмы в термосфере и ионосфере в малом масштабе. Космическая программа ARMADA предполагает использование группировки из 20 – 100 наноспутников на псевдослучайных целевых орбитах, оснащенных GPS с радиозатмением [4, 5, 6].

В свою очередь, HiDEF – это инновационный проект, включающий в себя группировку из 90 наноспутников, которые расположены на околоземной полярной орбите. Он предназначен для контроля электрического поля, а также мониторинга изменений плотности нижнего полярного слоя ионосферы и термосферы [4, 5, 6].

Европейское космическое агентство (ESA) задумала проект ELISA, чтобы исследовать волны гравитации. Он включает в себя один материнский спутник и два дочерних КА, расположенных на трех различных орбитах. Обеспечение связи материнского спутника и наземного комплекса управления реализуется через радиосигналы X-диапазона [4, 5, 6].

Дополнительно к изложенным выше концепциям имеются другие космические программы полетов, например, EDSN (Edison Space Network) и Iridium, на основе группировки наноспутников CubeSat. Так EDSN состоит из группировки на низкой околоземной орбите 450-550 км, численностью 8 спутников. КА в группировке собирают данные о погоде и распределяют их между другими спутниками роа в УВЧ-диапазоне со скоростью передачи данных 9,6 Кбит/с. Данные передаются на материнский спутник, используя

межспутниковый канал связи, после чего этот спутник отправляет целевую информацию на наземный комплекс управления, при помощи S-диапазона. Например, проект Iridium имеет 66 стандартных спутников, расположенных в 6 плоскостях по 11 аппаратов в каждой, на высоте 780 км низкой полярной околоземной орбите. На 10% траектории целевой орбиты скорость передачи информации достигает 1 Мбит/с, а для оставшихся 90% – 100 Кбит/с [4, 5, 6].

Более подробно рассмотрим рои, которые наиболее качественно выполняют свои миссии. Характеристики этих роев представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Характеристики группировок Planet и SpireGlobal [4, 5, 6]

Название	Planet	SpireGlobal
Целевая задача	ДЗЗ (получение изображений Земли с разрешением 3-5 м и периодичностью 1 раз в сутки)	ДЗЗ (погода, предсказание землетрясений), автоматическое слежение за самолетами и морскими судами (AIS, ADS-B)
Число запущенных КА	475	151
Число планируемых КА	150	150
Тип орбиты	Низкая	Низкая
Стандарт КА	Наноспутники CubeSat 3U (Flock/Dove)	Наноспутники CubeSat 3U (Lemur/Minas)
Первый запуск	2013	2013
Страна	США	Великобритания
Финансирование	Более 374 млн. долларов	Более 220 млн. долларов

1.2.2 Обзор группировки Planet

Рассмотрим группировку КА дистанционного зондирования Земли, являющейся примером многоспутниковой системы, которая принадлежит компании Planet. Сегодня на орбите функционирует 418 наноспутников (Flock, Dove, SkySat и RapidEye). 29 декабря 2010 года была основана эта компания инженерами, бывшими работниками NASA. Planet стремится использовать КА CubeSat для получения высококачественных изображений Земли. С начала 2014 года компания начала выводить орбитальные рои из первого поколения наноспутников Flock, процесс занял несколько месяцев. Работа

проектировщиков компании Planet направлена на уменьшение трудозатрат на тщательную наземную обработку и резервирование бортовой аппаратуры одного спутника. В обход этого они решили создавать сразу много КА, этим повышая надежность. Разработка качественной конструкции выполнялась за счет стремительного внедрения новых технологий и их отработки на целевой орбите. Также инженеры этой компании стремятся применять в проектировании КА готовых изделий из электронной и автомобильной промышленности [4, 5, 6].

Dove являются спутниками Cubesat 3U, которые работают солнечно-синхронной орбите с наклоном 98° и высотой 475 км. Масса таких аппаратов достигает 4,7 кг. Каждый день наноспутники отправляют на Землю около 550 Гб целевой информации в виде снимков Земли. Частота съемки составляет одну секунду во время облета суши, а точность привязки снимков Земли приблизительно равняется 5-8 м. Flock являются также спутниками Cubesat 3U, которые работают на круговых целевых орбитах с наклоном 52° и высотой 400 км. Оптическое разрешение таких спутников составляет от 3 до 5 м. Системы бортовой аппаратуры включают в себя: УКВ диапазонный передатчик на основе CC1110 для отправки информации о телеметрии и приема управляющих команд, высокоскоростной передатчиком программно-определяемого радио X-диапазона на основе DVB-S2, который осуществляет отправку больших объемов данных, высокоскоростной передатчиком S-диапазона на основе MUX-2400 для отправки снимков. В рое применяются три вида оптических приборов: Planet Scope 0 и Planet Scope1, состоящие из двухэлементной оптической системы Максудова-Кассегрена и 11-мегапиксельного детектора ПЗС, Planet Scope 2 состоит из оптической системы с 29-мегапиксельным детектором ПЗС [4, 5, 6].

Также Planet создала большую наземную инфраструктуру, несмотря на самую многочисленную группировку наноспутников. На трех материках созданы 12 комплексов наземной инфраструктуры, которые имеют 36 антенн с диаметром от 4,5 до 8 м, для получения целевой информации и осуществления управления группировкой. Каждый день комплексы могут осуществлять прием и обработку 6 терабайт целевой информации [4, 5, 6].

1.2.3 Обзор группировки SpireGlobal

Компания SpireGlobal занимается изучением погодных условий (Spire Earth Information и Spire Weather), автоматическим отслеживанием движущихся объектов, таких как самолеты (SpireAviation) и морские суда (SpireMaritime). С момента основания компании было запущено более 150 КА. Например, малые спутники Spire предоставляют информацию почти в реальном времени с любой точки Земли, что позволяет получать более точные прогнозы погоды, данные о транспорте и другую информацию. В настоящее время компания имеет самую большую рассеянную сеть наземных комплексов управления, что позволяет ей передавать данные с высокой скоростью [4, 5, 6].

Компания Spire владеет наноспутниками Lemur и Minas, которые являются гибкими платформами с массой 4,6 кг, созданными в соответствии со стандартом Cubesat 3U. Они предназначены для использования в течении 2 лет. Спутники расположены на различных наклонениях орбиты: 74 спутника находятся на солнечно-синхронной орбите, 4 спутника на орбите с наклонением 83–85 градусов, 4 спутника на экваториальной орбите, 22 спутника находятся на орбите с тем же наклонением, что и МКС, и 8 спутников имеют наклонение в 37 градусов. Полезная нагрузка спутников Spire включает в себя: GNSS-приемник STRATOS для изучения атмосферы и ионосферы с разрешением в 200 км вдоль и 1 км поперек, приемник SENSE для отслеживания морских судов через систему автоматической идентификации AIS, приемник ADS-B для мониторинга самолетов, также на борту располагается набор погодных датчиков. SpireGlobal предлагает пользователю: глобальные прогнозы погоды для различных высот, в том числе на высоте полета самолетов, набор из 50 погодных параметров; краткосрочные прогнозы (ежечасные), среднесрочные (каждые 6 часов) и длительные (на 3 дня и более) [4, 5, 6].

1.3 Возможности выведения спутников CubeSat на орбиту

Много лет разработчики малых космических аппаратов (МКА) фокусировались на возможности ведения как попутной ПН во время коммерческих запусков российских, американских и индийских ракет-

носителей. С 2003 года КА стандарта CubeSat начали запускаться в группах и как попутная ПН на ракетах "Рокот", "Днепр", Falcon-1 и Falcon-9, Minotaur и Taurus, Delta II, Space Shuttle, PSLV, Vega и, наконец, прямо с Международной космической станции. Всего 72 разных МКА были запущены в космос этим методом. Это позволило проверить их функционирование в условиях космического пространства, включая проверку различных назначений, таких как: экспериментальные, научные, технологические, связные, дистанционного зондирования Земли и другие. В начале 2000-х годов главенствующими МКА были миниспутники с массой от 150 до 180 кг или наноспутники CubeSat 1U, разработанные с учетом возможности запуска на классических одноразовых ракетах. Они имели массу 1,3 кг. Однако, с начала 2010-х годов, все больше растет количество МКА с массой от 20 до 40 кг и спутников CubeSat в конфигурациях 3U, 6U и реже 12U. Растет необходимость в доступных средствах для запуска спутников с массой от нескольких килограмм до нескольких десятков килограмм [7, 8].

1.3.1 Попутное выведение

Запуск попутной ПН может происходить, если главный КА не использует все возможности ракеты-носителя. В отсеке для полезных грузов ракеты предусмотрено место для установки попутной ПН на разгонный блок или последнюю ступень РН. Размеры для попутной ПН и условия установки указаны в предложениях на предоставление запуска. Так как запуск оплачивается главным заказчиком, цена запуска попутной нагрузки может быть более доступной для владельца малого космического аппарата [7, 8].

В этом варианте, главной проблемой является то, что попутная ПН должна подчиняться жестким требованиям по запуску основного КА, в том числе дате запуска, характеристик орбиты, месте запуска, схеме выведения, страхованию и стоимости. МКА должны запускаться в "спящем" режиме, то есть их включение происходит только после отделения основной полезной нагрузки. Это значит, что вопрос оперативности выведения может не подниматься. Владельцы малых космических аппаратов могут ждать много месяцев или даже лет, чтобы

запустить свои КА с необходимыми параметрами, а стоимость такого запуска не низка [7, 8].

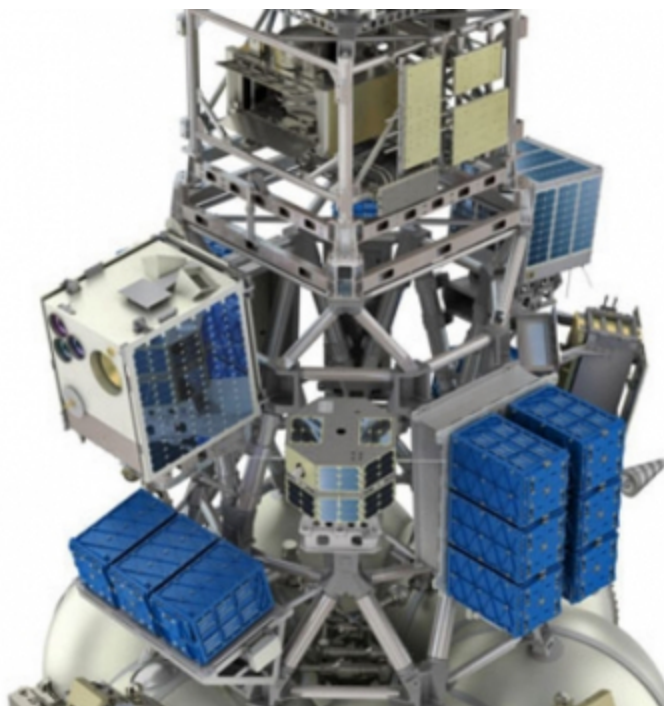


Рисунок 5 – Внешний вид транспортно-пусковых контейнеров CubeSat в качестве попутной ПН [8]

1.3.2 Адаптеры–диспенсеры для наноспутников

Для облегчения ограничений для разработчиков МКА в сфере запусков были запущены некоторые работы, например, такие как:

- разработка специальных многоместных адаптеров-диспенсеров;

- гарантии устойчивых стандартных условий для попутного запуска МКА на эксплуатируемых ракетах-носителях, что помогло бы перейти к надежному планированию запусков [7, 8].

Для совершенствования процесса установки CubeSat в РН были предложены специальные многоместные диспенсеры, которые были выполнены в виде контейнеров для удобного комплектования малых КА. Первыми были выдвинуты:

- P-POD (Poly-Picosatellite Orbital Deployer), который вмещает три CubeSat, установленных один на другой (3U);

- T-POD (Tokyo Pico-satellite Orbital Deployer) [7, 8].

В 2003 году впервые был использован многоместный диспенсер P-POD Mk I для выведения 6 спутников стандарта CubeSat во время запуска РН "Рокот". Затем, в 2006 и 2007 годах, в процессе запусков РН "Днепр" было выведено в космос 14 и 7 наноспутников CubeSat с помощью 5 и 3 диспенсеров P-POD Mk II соответственно. В последующие годы, CubeSat были также выведены на РН Minotaur I, Falcon-1, M-V, PLSV, Delta II и, наконец, в 2012 году – на РН Vega и Atlas V. Это доказало универсальную применимость диспенсеров P-POD [7, 8].

По заказу главы обеспечения полетов разведывательного управления NRO (NRO Mission Support Directorate – MSD) курсанты Морской школы послевузовского образования ВМФ США (Naval Postgraduate School - NPSCul) разработали «контейнер для контейнеров» - диспенсер NPSCul, вмещающий до восьми диспенсеров P-POD, каждый из которых может принять до трех CubeSat в конфигурации 1U или 24 отдельных МКА [7, 8].

Первый раз этот прибор использовали 13 сентября 2012 года на ракете Atlas V. Тогда в РН на нижнем днище разгонного блока был установлен диспенсер NPSCul, который успешно выпустил 11 наноспутников CubeSat, расположенных в контейнерах P-PODS [7, 8].

Японское космическое агентство JAXA создало свой собственный прибор J-POD (JAXA-Picosatellite Orbital Deployer) для запуска наноспутников с помощью японских ракет. В диспенсер можно установить до четырех наноспутников. После получения сигнала для отделения, дверцы диспенсера открываются по команде контрольно-вычислительного устройства и происходит выведение наноспутников по очереди [7, 8].

Впервые J-POD пошел в работу 20 мая 2010 г. во время запуска КА венерианской станции Planet-C «Akatsuki» на РН Н-ПА. Были запущены МКА Waseda-Sat2, KSat [7, 8].

JAXA создало не только диспенсер J-POD, но и особое устройство Small Satellite Orbital Deployer (J-SSOD). Оно предназначено для безопасного, надежного и доступного запуска CubeSat с Международной космической станции с помощью манипулятора Remote Manipulator System. Манипулятор

установлен на японском лабораторном модуле JEM и позволяет вынимать упакованные CubeSat из шлюзового отсека и выпускать их в космос. В один момент может быть запущено от трех до шести CubeSat в зависимости от количества контейнеров. Они выталкиваются из контейнера J-SSOD по очереди с помощью пружины, крепящейся на краевой панели [7, 8].

Если использовать Международную космическую станцию как место хранения и запуска спутников CubeSat, то частота создания и пополнения групп низкоорбитальных спутников может улучшиться. В случае сбоя одного из спутников, МКС позволяет быстро заменить его. Также, МКС предоставляет возможность проводить испытания новых аппаратов в условиях космического полета. Использование МКС для CubeSat уменьшает расходы на разработку новых КА, улучшает эффективность восстановления группировок спутников, в случае потери части КА, и улучшает возможности научных экспериментов в программе МКС [7, 8].

1.3.3 ECM CubeSat Deployer 12U

В настоящее время подавляющее большинство спутников CubeSat доставляются на орбиту, используя транспортно-пусковые контейнеры формата 12U. Это позволяет унифицировать производство контейнеров, а также упростить их размещение в головном обтекателе ракеты-носителя за счет схожести габаритных размеров и геометрии. Формат 12U позволяет комбинировать спутники CubeSat в различной комплектации благодаря использованию определенных наборов перегородок, адаптеров и крышек [9].

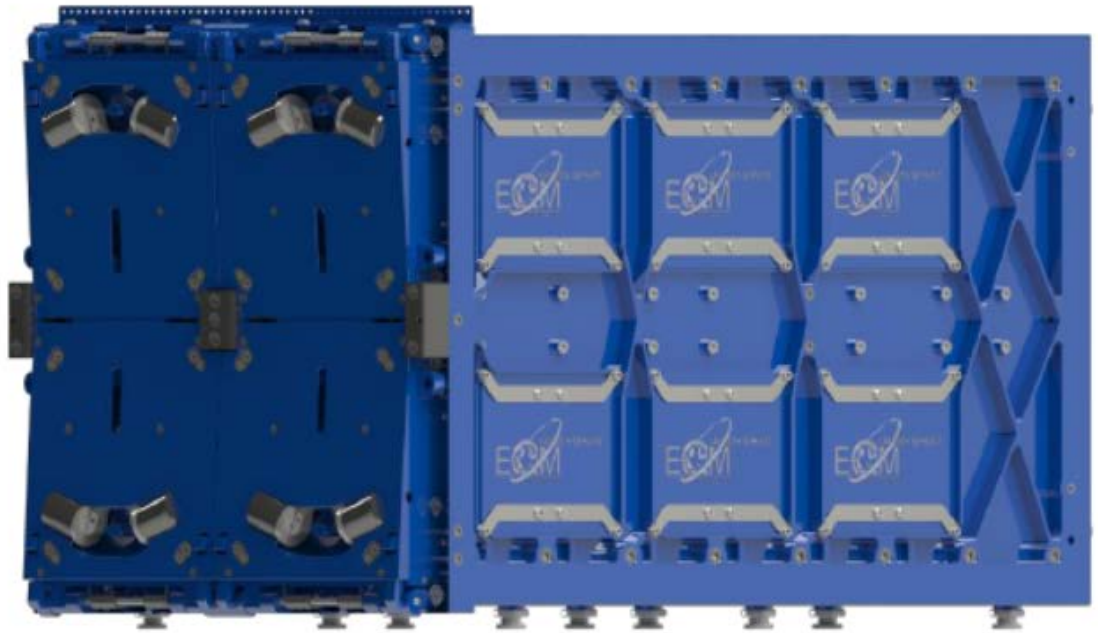


Рисунок 6 – Внешний вид ECM CubeSat Deployer 12U в базовой конфигурации [9]

ECM CubeSat Deployer 12U (CSD 12U) предназначен для обеспечения легкого размещения, безопасной транспортировки и надежного отделения спутников CubeSat по команде на заданной орбите. В базовой конфигурации CSD 12U оснащен четырьмя разделительными слотами, каждый из которых имеет размер подходящий для размещения наноспутника CubeSat 3U (S4). Также возможны конфигурации с одним слотом 12U для спутника Cubesat 12U (S1), с двумя слотами 6U для двух спутников CubeSat 6U (S2), с двумя слотами 3U и одним 6U для размещения спутников CubeSat 3U и 6U соответственно (S3). Для размещения спутников формата меньше 3U используются специальные адаптеры, например, для CubeSat 1U и 2U показаны на рисунке (8) [9].

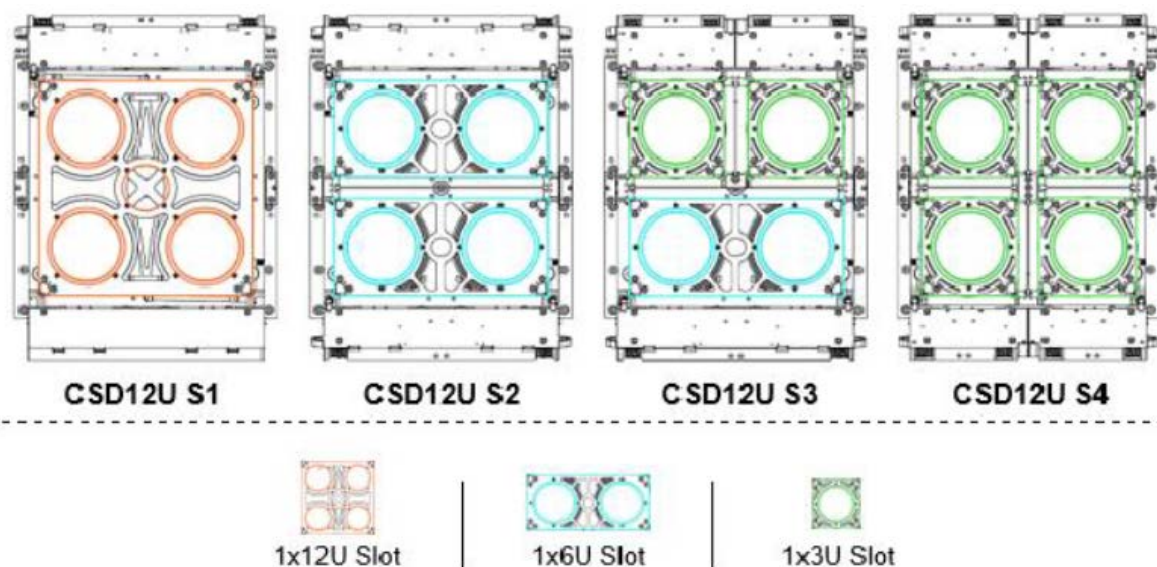


Рисунок 7 – Схема различных конфигураций CSD 12U [9]

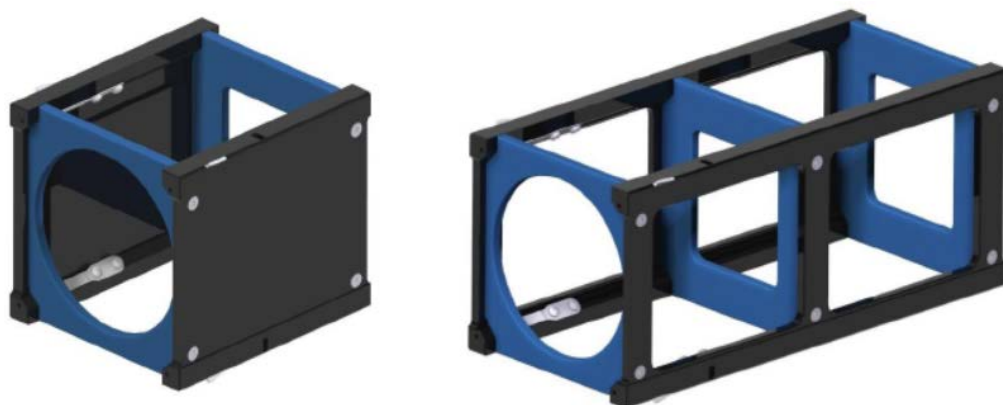


Рисунок 8 – Внешний вид специальных адаптеров для размещения спутников CubeSat 2U и 1U соответственно [9]

В состав основных элементов контейнера входят:

- корпус;
- окна для доступа к спутнику;
- датчики с кабелями;
- пружинный толкатель;
- крышки с электрозамками;
- специальные адаптеры (по требованию);
- экранно-вакуумная теплоизоляция (по требованию) [9].

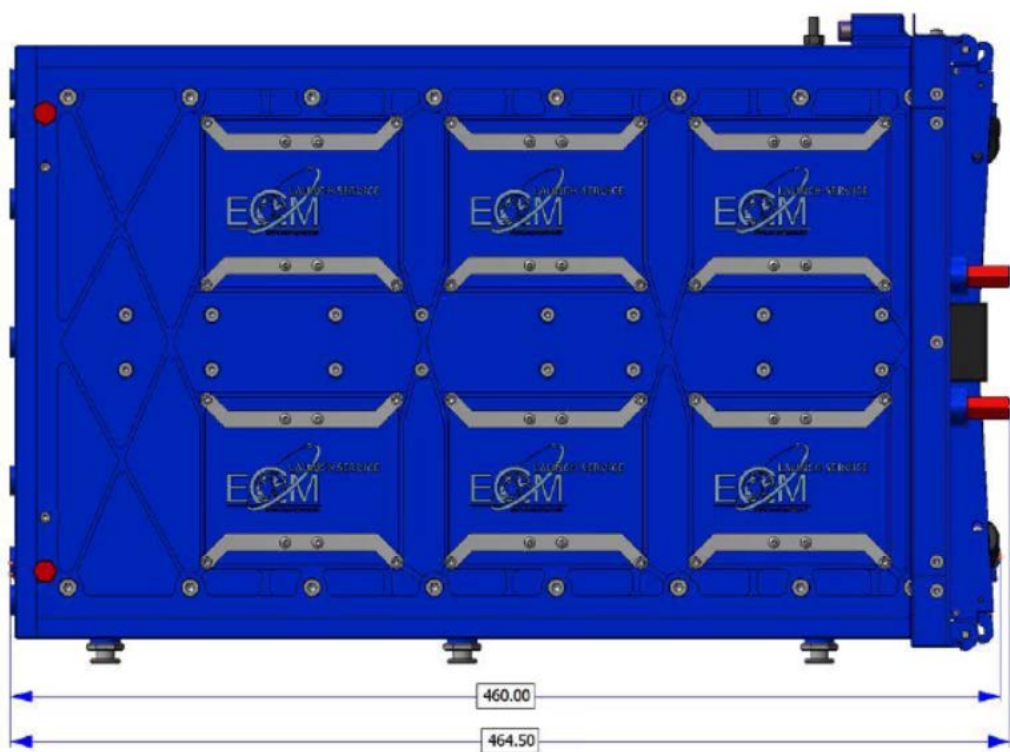
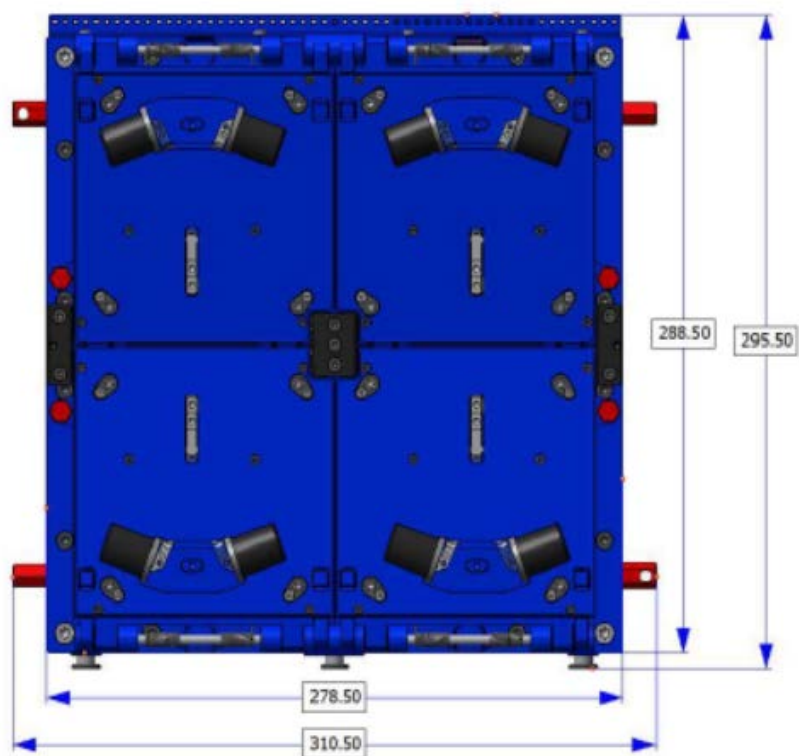


Рисунок 9 – Чертеж CSD 12U с габаритными размерами в мм [9]

Таблица 2 – Массовая сводка [9]

Конфигурация	Масса, кг
CSD 12U S1	7,930
CSD 12U S2	9,430
CSD 12U S3	10,340

CSD 12U S4	11,220
Адаптер для CubeSat 1U	0,506
Адаптер для CubeSat 2U	0,556

Принцип работы CSD 12U заключается в следующем: на замок подается сигнал для открытия крышек, которые под действием своих пружин открываются, после чего спутник по направляющим прямолинейно выдвигается пружинным толкателем. Простота конструкции повышает надежность всей системы, что позволяет достаточно точно вывести спутник на заданную орбиту [9].

Итак, в данной главе был произведен обзор основных достоинств и недостатков наноспутников CubeSat, выделены ключевые и перспективные задачи и тенденции их использования, определены основные типы организации назначения для запуска.

Были выявлены главные преимущества и отличия запуска в виде группировок от одиночных запусков наноспутников. Проведен анализ роста количества запусков наноспутников за последние годы. Определены оптимальные количества КА, функционирующих в составах группировок. Представлены различные концепции и задачи, выполняемые существующими и разворачиваемыми роями CubeSat.

Проанализированы способы выведения наноспутников на целевую орбиту. Выделены основные устройства для запуска КА, в частности, проведен детальный обзор транспортно-пускового контейнера ECM CubeSat Deployer 12U.

2 ПРОЕКТНАЯ ЧАСТЬ

2.1 Техническое задание на проектирование КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat

1. Спроектировать КА, способный сформировать на орбите управляемую группировку спутников, путем доставки на орбиту спутников стандарта CubeSat, используя транспортно-пусковые контейнеры «ECM CubeSat Deployer 12U».

2. В проектируемый космический аппарат должно быть установлено 32 транспортно-пусковых контейнера, которые должны иметь возможность транспортировать до 64 спутников формата CubeSat 6U или 128 спутников формата CubeSat 3U.

3. Провести количественную оценку надежности наноспутника стандарта CubeSat.

4. КА должен осуществлять резервирование части наноспутников и восполнять вышедшие из строя на рабочей орбите.

5. Корпус КА должен иметь форму восьмиугольной вытянутой призмы. Конструкция должна позволять расположить по 4 ТПК на каждой грани.

6. Снабдить проектируемый КА оптико-электронным телескопическим комплексом высокого разрешения для проведения дистанционного зондирования Земли. Провести расчет основных параметров ОЭТК.

7. Обмен данными должен осуществляться двумя наборами антенн. При этом первый набор должен обеспечивать связь внутри группировки между КА и наноспутниками, а второй – между КА и наземным комплексом управления (НКУ). КА должен выступать в роли ретранслятора для наноспутников. Рассчитать информационный поток группировки.

8. КА должен осуществлять коррекцию рабочей орбиты и выполнять процедуры стабилизации и ориентации с помощью комплексной двигательной установки (КДУ). Провести расчет основных параметров КДУ.

9. В целях увеличения срока службы аккумуляторов зарезервированных наноспутников требуется спроектировать систему электропитания, осуществляющую периодическая подзарядка спутника.

2.2 Количественная оценка надежности наноспутника стандарта CubeSat

В настоящей работе ставится задача резервирования наноспутников на борту проектируемого космического аппарата. Целесообразность такого решения можно обосновать лишь в случае высокого процента аварийных ситуаций наноспутников на орбите, обусловленных отказами бортового оборудования, не взаимосвязанных со средствами выведения.

Для оценки вероятности безотказной работы проведем расчет показателя надежности типового наноспутника CubeSat 3U. Структурная схема представлена на рисунке 10.

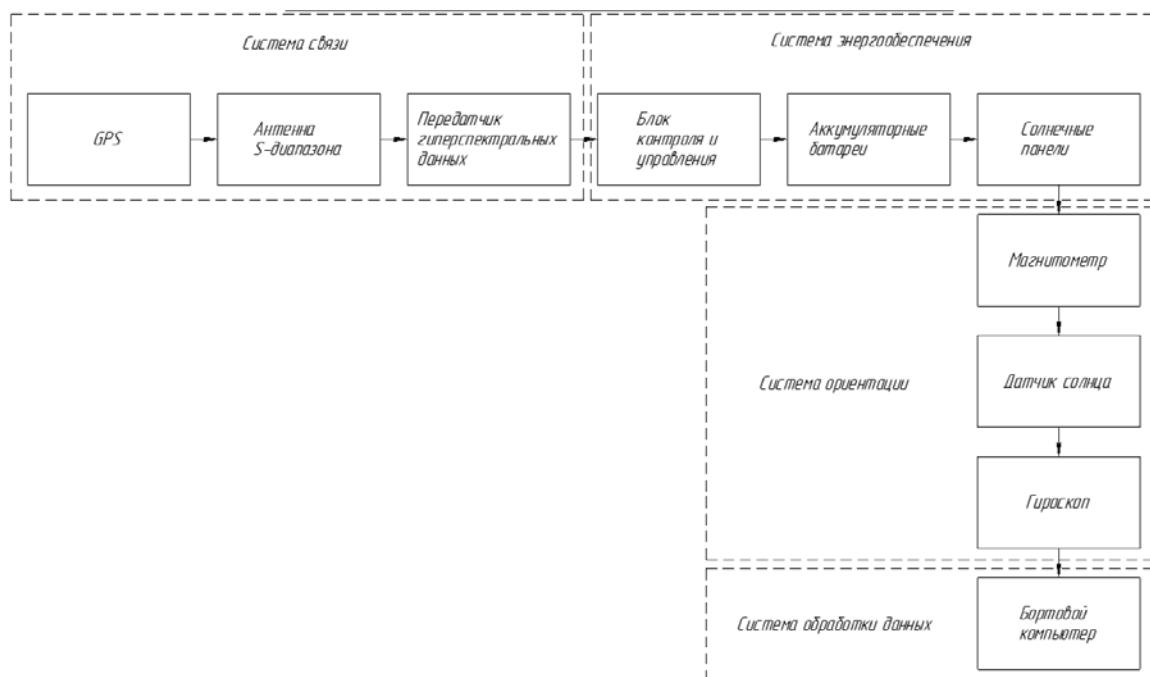


Рисунок 10 – Структурная схема типового наноспутника [10]

Расчет будет производиться без учета полезной нагрузки, так как в зависимости от целевой задачи и устройства ПН интенсивность отказов может существенно различаться. Будем рассматривать основные бортовые обеспечивающие системы, такие как:

- система связи;
- система энергообеспечения;
- система ориентации;
- система обработки данных [10].

Принять следующие допущения и ограничения:

- надежность элементов системы подчиняется экспоненциальному закону распределения;
- время работы принимается равной времени эксплуатации на орбите;
- отказы элементов принимаются независимыми;
- одновременные отказы элементов не рассматриваются [11].

В нашем случае каждая основная бортовая обеспечивающая система состоит из набора элементов, отказ каждого из которых может привести к критическому отказу всего наноспутника. В связи с этим будем расценивать соединение элементов и систем как последовательное.

В таком соединении надежность всей системы определяется произведением надежностей каждого элемента системы. В данном случае надежность наноспутника будет находиться путем перемножения показателя надежности четырех основных бортовых систем [11]:

$$H = H_{CC} \cdot H_{CЭ} \cdot H_{CO} \cdot H_{COD}, \quad (1)$$

где H – показатель надежности наноспутника;

H_{CC} – показатель надежности системы связи;

$H_{CЭ}$ – показатель надежности системы энергообеспечения;

H_{CO} – показатель надежности системы ориентации;

H_{COD} – показатель надежности системы обработки данных.

В свою очередь надежность каждой системы определяется следующим образом [11]:

$$H_{\text{системы}} = \prod_{i=1}^N H_i, \quad (2)$$

где $H_{\text{системы}}$ – показатель надежности основной бортовой обеспечивающей системы;

H_i – показатель надежности i -го элемента основной бортовой обеспечивающей системы.

При экспоненциальном законе надежность элементов рассчитывается [11]:

$$H_i = \exp(-\lambda_i \cdot t), \quad (3)$$

где λ_i – интенсивность отказов i -го элемента основной бортовой обеспечивающей системы;

t – время работы i -го элемента основной бортовой обеспечивающей системы.

Интенсивность отказов является основным справочным параметром безотказности элементов, который учитывает, как внезапные, так и постепенные отказы [10].

Справочные значения интенсивности отказов для элементов приведены в таблице 3.

Таблица 3 – Значения интенсивности отказов [10]

Наименование элемента	$\lambda_i \cdot 10^{-6}, \frac{1}{\text{час}}$
GPS	2,430
Антенна S-диапазона	0,050
Передатчик гиперспектральных данных	0,339
Блок контроля и управления	0,985
Аккумуляторные батареи	4,200
Солнечные панели	0,016
Магнитометр	0,904
Датчик солнца	0,286
Гироскоп	0,784
Бортовой компьютер	0,960

Рассмотрим случай со средним временем эксплуатации наноспутника, равным 2 года. Примем $t=2$ года=17520 часов.

Определяем показатель надежности системы связи [11]:

$$H_{CC} = H_{GPS} \cdot H_{ант} \cdot H_{пер} = 0,958 \cdot 0,999 \cdot 0,994 = 0,952, \quad (4)$$

где $H_{GPS} = \exp(-2,430 \cdot 10^{-6} \cdot 17520) = 0,958$ – показатель надежности системы GPS;

$H_{ант} = \exp(-0,050 \cdot 10^{-6} \cdot 17520) = 0,999$ – показатель надежности антенны S-диапазона;

$H_{пер} = \exp(-0,339 \cdot 10^{-6} \cdot 17520) = 0,994$ – показатель надежности передатчика гиперспектральных данных.

Находим показатель надежности системы энергообеспечения [11]:

$$H_{СЭ} = H_{БКУ} \cdot H_{АБ} \cdot H_{СП} = 0,983 \cdot 0,929 \cdot 0,999 = 0,913, \quad (5)$$

где $H_{БКУ} = \exp(-0,985 \cdot 10^{-6} \cdot 17520) = 0,983$ – показатель надежности блока контроля и управления;

$H_{АБ} = \exp(-4,200 \cdot 10^{-6} \cdot 17520) = 0,929$ – показатель надежности аккумуляторных батарей;

$H_{СП} = \exp(-0,016 \cdot 10^{-6} \cdot 17520) = 0,999$ – показатель надежности солнечных панелей.

Определяем показатель надежности системы ориентации [11]:

$$H_{СО} = H_{маг} \cdot H_{ДС} \cdot H_{гур} = 0,984 \cdot 0,995 \cdot 0,986 = 0,966, \quad (6)$$

где $H_{маг} = \exp(-0,904 \cdot 10^{-6} \cdot 17520) = 0,984$ – показатель надежности магнитометра;

$H_{ДС} = \exp(-0,286 \cdot 10^{-6} \cdot 17520) = 0,995$ – показатель надежности датчика солнца;

$H_{гир} = \exp(-0,784 \cdot 10^{-6} \cdot 17520) = 0,986$ – показатель надежности гироскопа.

Показатель надежности системы обработки данных вычисляется [11]:

$$H_{СОД} = H_{БК} = (-0,960 \cdot 10^{-6} \cdot 17520) = 0,983. \quad (7)$$

Находим надежность наноспутника [11]:

$$H = 0,952 \cdot 0,913 \cdot 0,966 \cdot 0,983 = 0,825.$$

Таким образом, на основе проведенных выше расчетов, за 2 года эксплуатации среди тысячи отказ наступит в среднем у 175 наноспутников. Это достаточно низкий показатель надежности, так, к примеру, у ракеты-носителя «Союз-2» этот показатель равен $H=0,985$.

Построим график зависимости надежности наноспутника от времени для 3 лет эксплуатации с помощью многофункциональной интерактивной вычислительной системы MathCAD. На оси ординат располагаются значения надежности, а ось абсцисс показывает время эксплуатации в часах.

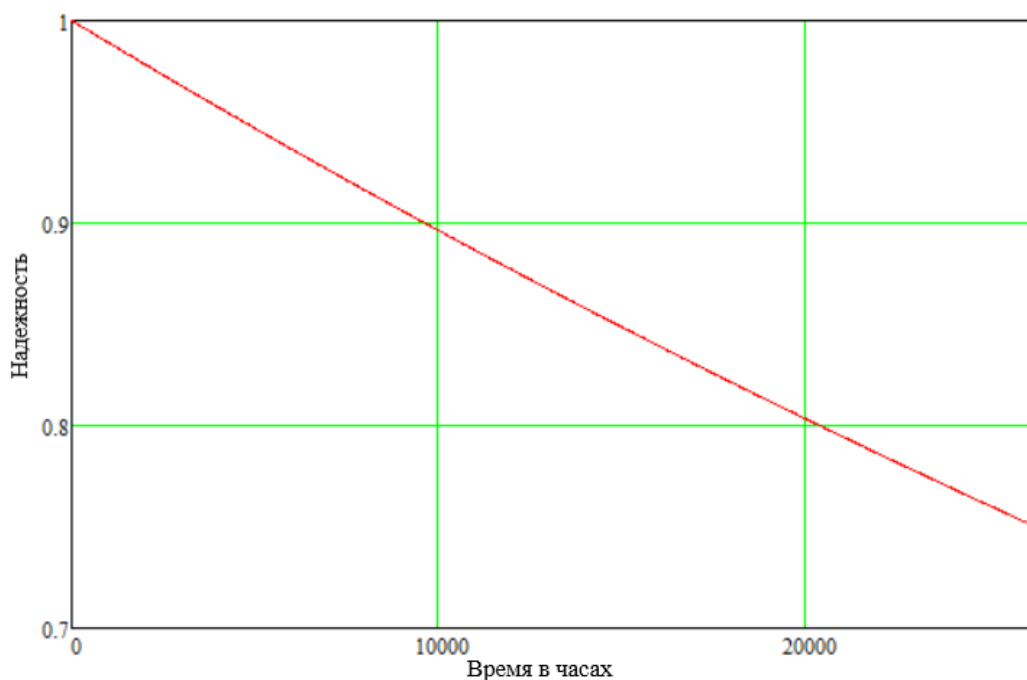


Рисунок 11 – График зависимости надежности наноспутника от времени

Проанализировав график видно, что с увеличением времени эксплуатации спутника на орбите надежность падает, и после выработки трех лет ее значение составит $H=0,750$. Это говорит о том, что в среднем четверть запущенных наноспутников может отказать. Именно поэтому требуется осуществлять резервирование наноспутников.

Также рассмотрим статистический анализ надежности наноспутников CubeSat относительно других классов КА, проведенный М. Langer и J. Bouwmeester [12].

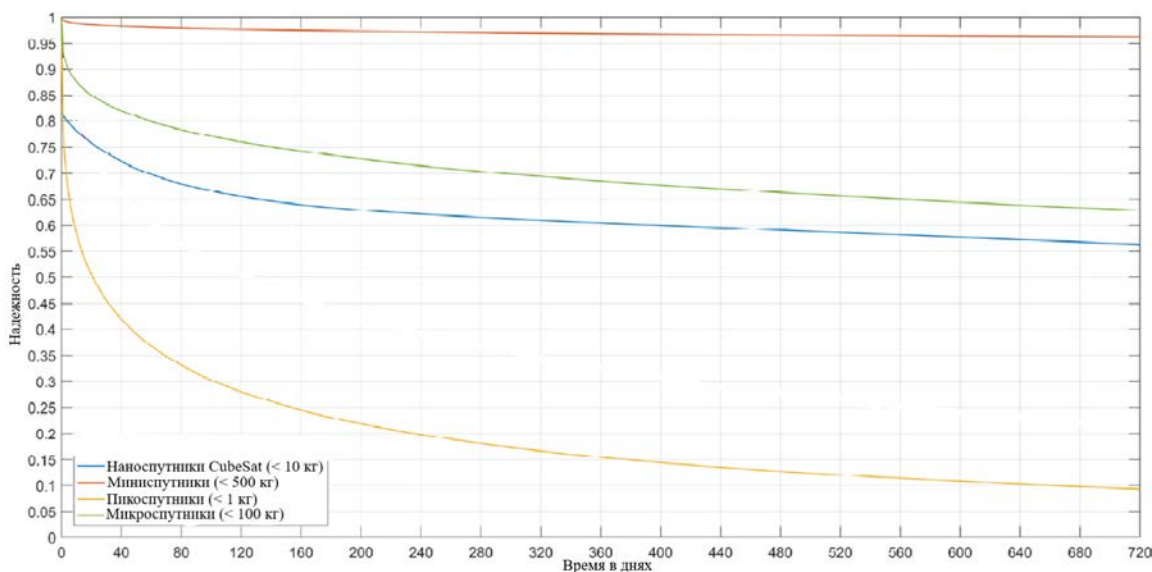


Рисунок 12 – График надежности различных классов КА [12]

Из графика видно, что надежность наноспутников имеет промежуточное значение между «микро» и «пико» спутниками. Самым низким показателем обладают пикоспутники, а КА класса «мини» - самым высоким. Следовательно, масса КА имеет прямую зависимость с показателем безотказности. Что подтверждается массой наноспутников, которая находится между «микро» и «пико» спутниками.

На основе проведенного расчета и анализа можно сделать вывод, что наноспутники стандарта CubeSat обладают достаточно низкой надежностью, что подтверждается исследованием [12]. Так в расчете типового наноспутника безотказность для 2 лет эксплуатации была равна $H=0,825$, что выше чем значение $H=0,560$ полученной на рисунке 4, объяснить это можно тем, что в

статистическом анализе М. Langer и J. Bouwmeester учитывалось наличие ПН и случаи отказов, наступивших во время успешного выведения на орбиту. Таким образом, задача резервирования наноспутника, выдвигаемая в этой работе, является целесообразной.

2.3 Анализ результатов патентного поиска известных решений

Для того чтобы разработать космический аппарат, согласно техническому заданию, было необходимо проанализировать уже существующие способы группового запуска КА.

Поиск известных решений для устройств группового запуска космических аппаратов выполнялся с помощью следующих патентных баз:

- «Федеральный институт промышленной собственности»;
- Google Patent Search;
- Яндекс. Патенты.

На рисунке показан адаптер для попутного выведения полезных нагрузок, заявленный в патенте RU 2624959 С1.

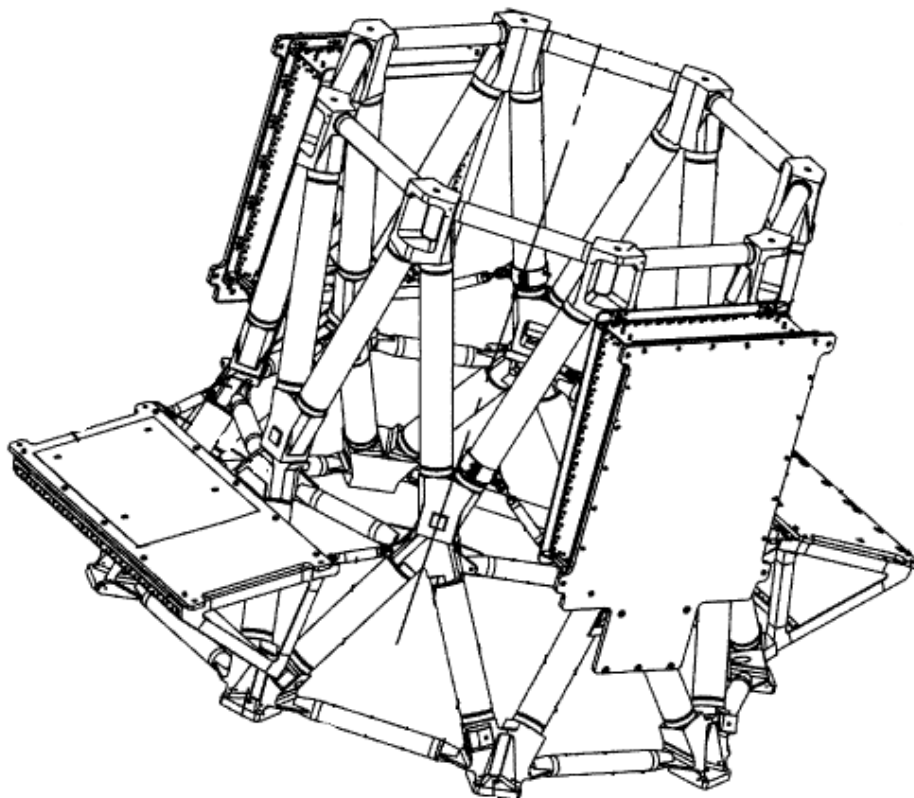


Рисунок 13 – Внешний вид адаптера для попутного выведения полезных нагрузок [13]

Данный адаптер для попутного выведения полезных нагрузок состоит из фермы, которая содержит верхний и нижний силовые пояса и два яруса треугольных решеток, которые соединены между собой промежуточным поясом. Верхняя часть фермы выполнена в форме цилиндра, а нижняя в форме усеченного конуса [13].

Также в адаптер установлены не меньше одного первого средства крепления попутных ПН, и не меньше одного второго средства крепления попутных ПН [13].

Первое средство крепления попутных ПН состоит из корпуса, выполненного в форме ящика, дно которого перекрыто панелью, а наружная поверхность которого направлена от продольной оси устройства. Корпус первых средств крепления попутных ПН прикреплен на внешнем боковом обводе верхнего яруса фермы. Сверху закрепление происходит на двух соседних опорных узлах верхнего пояса фермы, снизу вблизи середины закрепление осуществляется на опорном узле промежуточного пояса, а углы нижней части корпуса с помощью стержней закреплены с раскосами верхнего яруса фермы [13].

Второе средство крепления состоит из корпуса, который выполнен в форме прямой призмы с основанием в виде треугольника и укреплен силовыми элементами, которые проходят вдоль сторон основания и боковых ребер корпуса. Также пролет между первым и вторым боковыми ребрами корпуса перекрыт основной панелью. Вторые средства крепления попутных ПН располагаются над нижним ярусом фермы. Первое ребро корпуса закреплено с тремя соседними опорными узлами промежуточного пояса фермы, а концы третьего ребра закреплены с двумя соседними опорными узлами нижнего пояса фермы [13].

Цилиндрическая форма верхнего яруса фермы позволяет разместить на нем минимум одно первое средство крепления попутных ПН, а выполнение нижнего яруса в форме усеченного конуса позволяет разместить на нем минимум одно второе средство крепления попутных ПН. Также размещение

существенного числа ТПК спутников стандарта CubeSat достигается наличием донной панели корпуса первого средства крепления и основной панели корпуса второго средства крепления [13].

Работа адаптера для попутного выведения ПН осуществляется следующим образом [13].

При помощи известных методов, технологий и приемов механического производства изготавливаются все элементы адаптера. После чего осуществляется сборка, в процессе которой на средства крепления попутных ПН устанавливаются ТПК спутников стандарта CubeSat, а основная ПН размещается на опорных узлах верхнего пояса фермы [13].

Собранный адаптер с основной и попутными ПН с помощью опорных узлов нижнего пояса фермы закрепляется на ответных элементах разгонного блока [13].

Разгонный блок в первую очередь выводит на заданную орбиту и производит отделение основной ПН. Затем РБ осуществляет выведение адаптера с попутными ПН на их целевые орбиты. Целесообразно сначала вывести ПН, установленную на первых средствах крепления, а после ПН на вторых средствах. Предпочтительно симметрично устанавливать на адаптер по два первых средства крепления и по два вторых. Такая установка позволит производить отделение парами, что позволит уменьшить возмущающий момент на адаптер и увеличить разведение спутников CubeSat [13].

Проведя анализ данного патента можно сделать выводы, что адаптер для попутного выведения полезных нагрузок имеет основную особенность в том, что средства крепления попутных ПН располагаются симметрично с противоположных сторон, что позволит уменьшить возмущающий момент и увеличить разведение спутников во время их отделения. Симметричная конструкция фермы позволяет с установленными основной и попутными ПН обеспечить положение центра тяжести в окрестностях продольной оси. К недостаткам данного устройства можно отнести невозможность адаптера самостоятельно выводить ПН на целевые орбиты.

На рисунке показано устройство для группового выведения космических аппаратов, заявленное в патенте RU 2226482 С2.

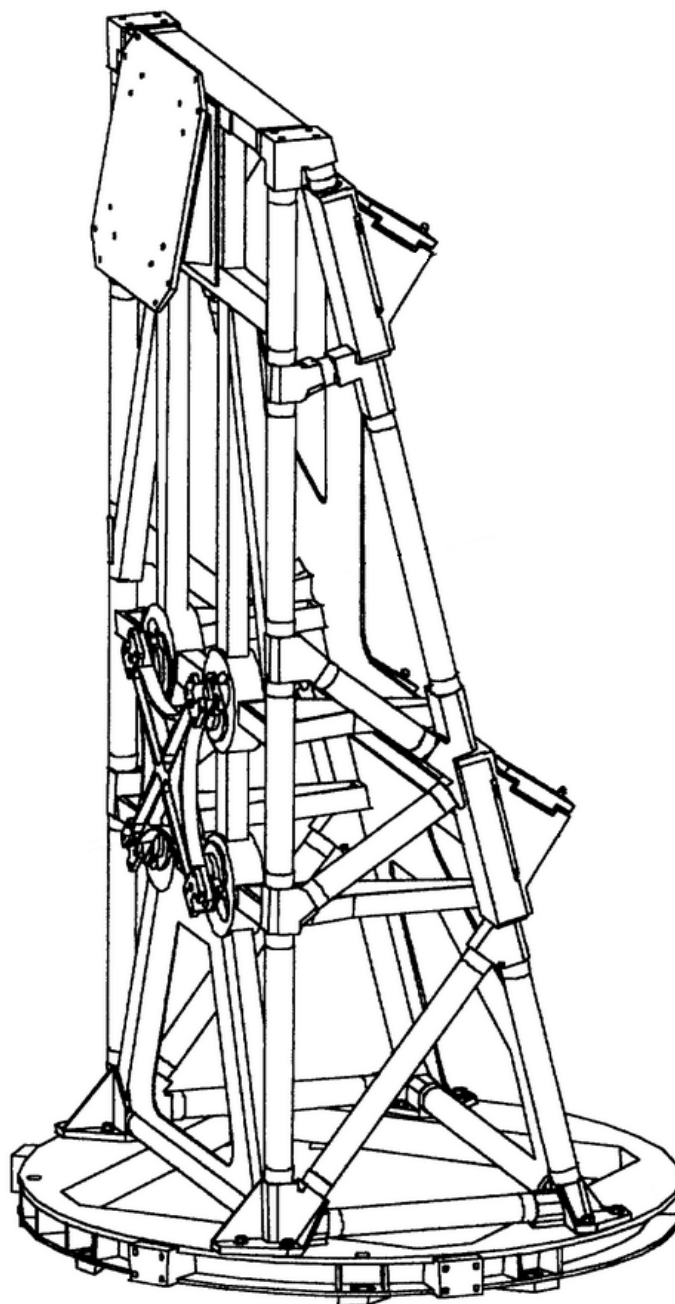


Рисунок 14 – Внешний вид устройства для группового выведения космических аппаратов [14]

Данное устройство выполнено в виде стержневой силовой конструкции, которая состоит из фермы с посадочными местами для ПН и стыковочного кольца, расположенного внизу и предназначенного для крепления на приборном отсеке ракеты. Посадочные места для попутных ПН расположены в плоскости,

перпендикулярной плоскости стыковочного кольца, а места для основного КА закреплены на плоскости, расположенной под углом к плоскости стыковочного кольца [14].

Нижнее посадочное место для попутной ПН выполнено в виде кронштейна, который жестко закреплен с фермой, и крестовины, которая соединена замками-толкателями с кронштейном. В свою очередь, крестовина содержит собственные посадочные платы с отверстиями для фиксации ПН [14].

Верхнее посадочное место для попутной ПН выполнено в виде кронштейна, который жестко соединен фермой, и платы, которая соединена пирозамками с кронштейном. Закрепление ПН осуществляется шпильками, которые смонтированы на плате. Полезная нагрузка отделяется от адаптера толкателями [14].

Крепление основного КА осуществляется с помощью четырех идентичных посадочных мест. Каждое место выполнено в виде кронштейна, который жестко соединен с фермой. Каждый кронштейн имеет собственные кронштейны с отверстиями для закрепления основного КА. В свою очередь, кронштейны друг с другом соединены замками-толкателями [14].

Порядок запуска основной и попутной ПН совпадает с предыдущим патентом. Сначала ракеты выводит основной КА, и только после это выводятся попутные полезные нагрузки [14].

Проведя анализ данного патента можно сделать выводы, что устройство для группового выведения космических аппаратов имеет основную особенность в том, что крепление этого адаптера осуществляется на приборный отсек ракеты. Это, с одной стороны, является достоинством, потому что позволяет сэкономить на разгонном блоке, с другой – появляются ограничения в высоте целевой орбиты. Также данный адаптер позволяет устанавливать в посадочные места попутной ПН не только ТПК для спутников CubeSat, но и микроспутники, в которых предусмотрены ответные крепления. Это повышает вариативность компоновки адаптера. К недостаткам можно отнести смещенный центр масс относительно продольной оси собранного адаптера с полезными нагрузками,

чтобы этого избежать придется уравнивать массу основного КА и попутных ПН, что не всегда представляется возможным.

2.4 Выбор параметров орбиты КА

Выбор характеристик орбиты следует делать с учетом возможности функционирования наноспутников. Статистика распределения приведена на рисунке 15.

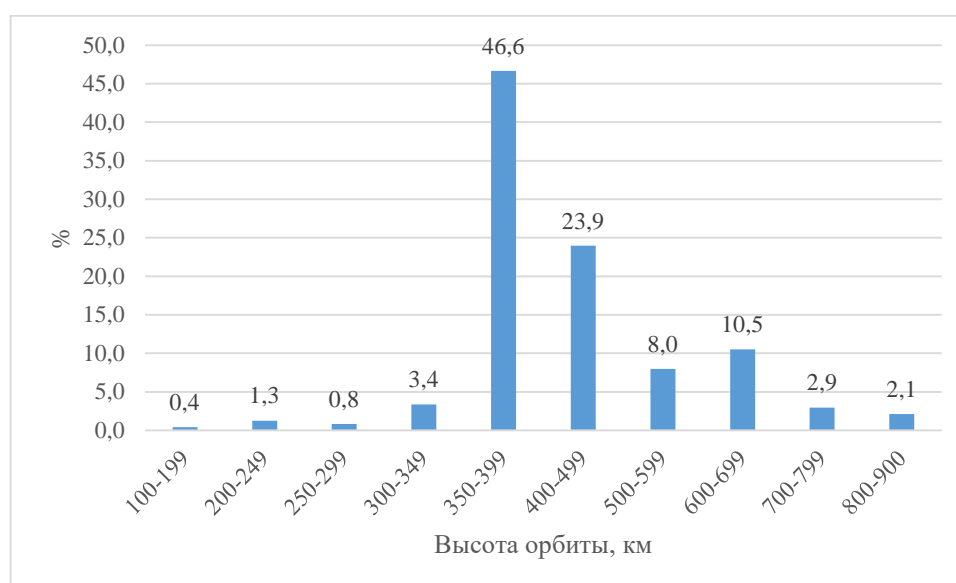
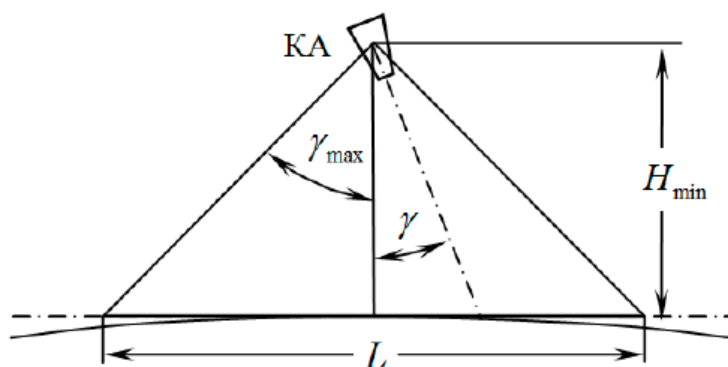


Рисунок 15 – Диаграмма процентного распределения наноспутников CubeSat на различных высотах [15]

Из диаграммы видно, что подавляющее большинство спутников CubeSat летает на орбитах высотой от 300 до 900 км. Поэтому выбор высоты орбиты следует делать в пользу среднего значения из этого диапазона, равного 600 км. Также следует учитывать ширину полосы захвата и обзора, потому что в проектируемом КА предусматривается ОЭТК высокого разрешения.

2.4.1 Определение высоты орбиты из условий обеспечения ширины полосы обзора

Минимальная высота орбиты определяется исходя из требуемой ширины полосы и руководствуется геометрией, которая изображена на рисунке 16 [16].



H_{min} - высота орбиты,
 γ - угол максимального отклонения от надира.

Рисунок 16 – Схема определения минимальной высоты орбиты [16]

Находим минимальную высоту орбиты без учета и с учетом кривизны Земли [16]:

$$H = \frac{L_{обз}}{2 \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}, \quad (8)$$

$$H_{min} = \frac{R_3}{\sin(\gamma)} \sin\left(\frac{L_{обз}}{2 \cdot R_3} + \gamma\right) - R_3, \quad (9)$$

где $L_{обз}$ – ширина полосы обзора, км;

R_3 – радиус Земли, км;

γ – угол максимального отклонения от надира, град.

Требуемая ширина полосы обзора исходя из статистических данных спутников ДЗЗ аналогов равняется $L_{обз} = 950$ км.

Принимаем угол максимального отклонения от надира равным $\gamma = \pm 45^\circ$.

$$H = \frac{950}{2 \cdot \operatorname{tg}(45^\circ)} = 475 \text{ км},$$

$$H_{min} = \frac{6371}{\sin(45)} \sin\left(\frac{950}{2 \cdot 6371} + 45\right) - 6371 = 456,861 \text{ км}.$$

Исходя из условий обеспечения функционирования большинства наноспутников CubeSat выбираем высоту орбиты [16]:

$$H_{min} = 620 \text{ км}.$$

Находим ширину полосы обзора [16]:

$$L = 620 \cdot 2 \cdot \operatorname{tg}(45^\circ) = 1240 \text{ км.}$$

Находим ширину полосы захвата [16]:

$$B = 2 \cdot H_{\min} \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\omega}{2}\right), \quad (10)$$

где ω – угловое поле зрения, $\omega = 1,28$ град.

$$B = 2 \cdot 620 \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{1,28}{2}\right) = 13,852 \text{ км.}$$

2.4.2 Выбор параметров солнечно-синхронной орбиты

По виду трассы орбиту принимаем солнечно-синхронной. Связь наклона плоскости орбиты с высотой определяется следующим соотношением [16]:

$$\cos(i) = \frac{\mu \cdot p^2 \cdot (2\pi - T_c \cdot \omega_3)}{2\pi \cdot \varepsilon \cdot N}, \quad (11)$$

где μ – гравитационный параметр Земли, $\mu = 398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$;

p – фокальный параметр орбиты, км;

T_c – длительность средних солнечных суток, $T_c = 86400 \text{ с}$;

ω_3 – угловая скорость вращения Земли, $\omega_3 = 0,7292115 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}$;

ε – постоянная сжатия Земли, $\varepsilon = 2,634 \cdot 10^{10} \text{ км}^5/\text{с}^2$;

N – количество витков КА вокруг Земли в течение суток.

Если принять орбиту круговой, то фокальный параметр будет определяться следующим соотношением [16]:

$$p = R_3 + H = 6371 + 620 = 6991 \text{ км}, \quad (12)$$

где R_3 – средний радиус Земли.

Находим количество витков КА вокруг Земли [16]:

$$N = \frac{T_c}{T}, \quad (13)$$

где T – период одного витка КА на орбите.

$$T = \frac{2\pi \cdot \sqrt{p^3}}{\sqrt{\mu}} = \frac{2\pi \cdot \sqrt{6991^3}}{\sqrt{398600}} = 5817 \text{ с}, \quad (14)$$

$$N = \frac{86400}{5817} = 14,49.$$

Округлив, получаем:

$$N = 14.$$

Находим величину наклона орбиты, используя найденные выше параметры [16]:

$$i = \arccos \left[\frac{398600 \cdot 6991^2 \cdot (2\pi - 86400 \cdot 0,729 \cdot 10^{-4})}{2\pi \cdot 2,634 \cdot 10^{10} \cdot 14} \right] = 98,316^\circ.$$

2.5 Расчёт основных параметров аппаратуры наблюдения

Размещение большого количества транспортно-пусковых контейнеров вынуждает создавать вытянутый корпус КА. Эта особенность дает возможность установить оптико-электронный телескопический комплекс высокого разрешения, что позволит повысить эффективность и вариативность целевых задач группировки.

2.5.1 Расчёт диаметров, размера пикселя и фокусного расстояния

Устройство оптической схемы выполним согласно широко распространенной в КА ДЗЗ зеркальной системе Ричи-Кретьена с линзовым корректором [17].

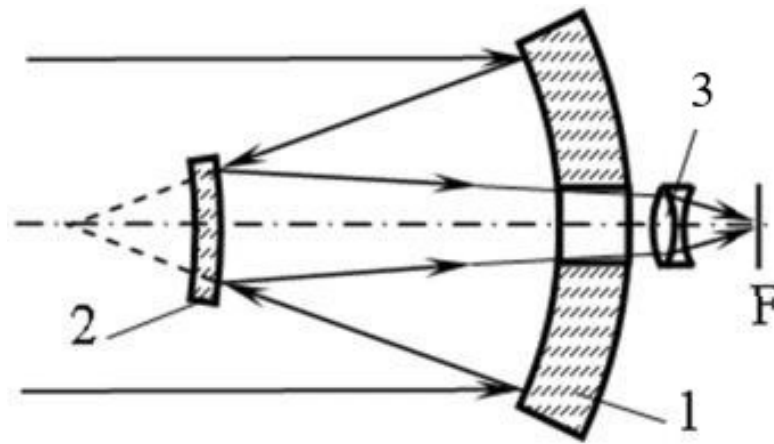


Рисунок 17 – Оптическая схема Ричи-Кретьена [17]

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

Статистически известно, что для не очень благоприятных, но зачетных условий отношение эксплуатационного ЛРМ (линейное разрешение на местности) к проекции пикселя будет равняться от 1,3 до 1,5. Поэтому, если выбрать $k_{\text{э}}=1,4$ и $L_M=0,9$ м, то найдем проекцию пикселя [17]:

$$L_{\Pi} = \frac{L_M}{k_{\text{э}}} = \frac{0,9}{1,4} = 0,643 \text{ м.} \quad (15)$$

где L_M – линейной разрешение на местности.

Найдем потребное дифракционное разрешение, выбрав коэффициент совершенства оптической системы $K = 2,2$ и проекцию пикселя $L_{\Pi} = 0,643$ [17]:

$$L_{\text{д}} = \frac{L_{\Pi}}{K} = \frac{0,643}{2,2} = 0,292. \quad (16)$$

Находим потребный диаметр ОС [17]:

$$D = \frac{\lambda_p H}{2L_{\text{д}}} = \frac{0,645 \cdot 10^{-6} \cdot 620000}{2 \cdot 0,292} = 0,684 \text{ м,} \quad (17)$$

где λ_p – среднее значение из рабочего видимого диапазона длин волн 0,5–0,79 (т.е. $\lambda_p = 0,645$ мкм);

H – рабочая высота орбиты.

Рассчитываем диаметр ГЗ [17]:

$$D = \frac{\lambda_p H}{2k_0 L_M} = \frac{0,645 \cdot 10^{-6} \cdot 620000}{2 \cdot 0,300 \cdot 0,900} = 0,741 \text{ м}, \quad (18)$$

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

Окончательно округляем значение диаметра главного зеркала $D_{ГЗ} = 0,75$ м.

Определим значение размера фотоприёмного элемента (пикселя).

Для первого приближения размер пикселя выбираем исходя 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. Окончательно размер пикселя выбираем равным 9 мкм [17].

Статистически для оптико-электронных телескопических комплексов с оптимальными характеристиками должно выполняться следующее соотношение [17]:

$$\frac{f_{экр}}{D} = (0,8086 \pm 0,0800) \frac{l_{эл}}{\lambda_p}, \quad (19)$$

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

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

Определим потребное фокусное расстояние:

$$f_{экр} = (0,8086 \pm 0,0800) D \frac{l_{эл}}{\lambda_p} \approx 0,810 \cdot 0,750 \cdot \frac{9 \cdot 10^{-6}}{0,645 \cdot 10^{-6}} = 8,477 \text{ м}. \quad (20)$$

2.5.2 Расчет массогабаритных параметров и выбор конструктивной схемы ОС

В первом приближении допускается упрощение ОС до схемы Ричи-Кретьена без линзового корректора, потому что основная задача корректора – исправление aberrаций, что мало влияет на фокусное расстояние. Расчетная схема изображена на рисунке 18 [17].

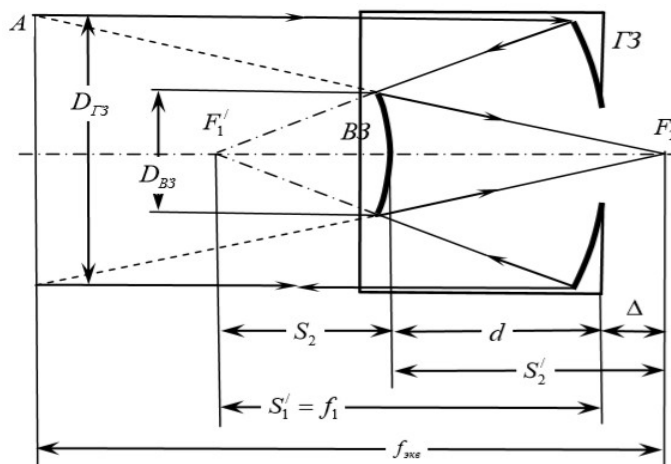


Рисунок 18 – Расчетная схема ОС Ричи-Кретьена [17]

Определим диаметр вторичного зеркала [17]:

$$D_{ВЗ} = q \cdot D_{ГЗ} = 0,392 \cdot 0,750 = 0,294 \text{ м.} \quad (21)$$

где q – мера центрального экранирования, показывающая отношение и из статистики численно равная $q = D_{ВЗ} / D_{ГЗ} = 0,392$.

Определим расстояние между ГЗ и ВЗ [17]:

$$d = q \cdot f_{экв} - \Delta = 0,392 \cdot 8,477 - 0,300 = 3,023 \text{ м,} \quad (22)$$

где Δ – расстояние от фокальной плоскости до главного зеркала, численно равная из статистики $\Delta = 0,300$ м.

Определим расстояние от фокуса главного зеркала до вторичного зеркала [17]:

$$S_2 = \frac{q \cdot d}{1-q} = \frac{0,392 \cdot 3,023}{1-0,392} = 1,949 \text{ м.} \quad (23)$$

Определим фокусное расстояние главного зеркала [17]:

$$f_{ГЗ} = d + S_2 = 3,023 + 1,949 = 4,972 \text{ м.} \quad (24)$$

Найдем радиус кривизны главного зеркала [17]:

$$r_{ГЗ} = 2f_{ГЗ} = 2 \cdot 4,972 = 9,944 \text{ м.} \quad (25)$$

Определим фокусное расстояние ВЗ [17]:

$$f_{ВЗ} = \left| \frac{q \cdot f_{ЭКВ} (\Delta - q \cdot f_{ЭКВ})}{\Delta + f_{ЭКВ} (1 - 2q)} \right| = \left| \frac{0,392 \cdot 8,477 \cdot (0,3 - 0,392 \cdot 8,477)}{0,300 + 8,477 \cdot (1 - 2 \cdot 0,392)} \right| = 4,714 \text{ м.} \quad (26)$$

Найдем радиус кривизны вторичного зеркала [17]:

$$r_{ВЗ} = 2f_{ВЗ} = 2 \cdot 4,714 = 9,427 \text{ м.} \quad (27)$$

Определим характеристику сходимости пучка после ВЗ β и меру увеличения изображения на ВЗ M [17]:

$$\beta = \frac{f_{ГЗ}}{f_{ЭКВ}} = \frac{4,972}{8,477} = 0,587, \quad (28)$$

$$M = \frac{1}{\beta} = \frac{1}{0,587} = 1,705. \quad (29)$$

Выбираем угловое поле зрения $2\omega=1,280^\circ$ и определяем диаметр поля зрения в фокусе ГЗ [17]:

$$\phi_1 = f_{\Gamma 3} \cdot \operatorname{tg}(\omega) \cdot d_1 \approx f_{\Gamma 3} \cdot \omega \approx 4,972 \cdot 1,280^\circ \cdot \frac{\pi}{180} = 0,111 \text{ м.} \quad (30)$$

Находим диаметр поля зрения в фокальной плоскости [17]:

$$\phi_\Phi = M \cdot \phi_1 = 1,705 \cdot 0,111 = 0,189 \text{ м.} \quad (31)$$

Определим диаметр корпуса ОЭТК [17]:

$$D_{\text{ОЭТК}} = k_D D_{\Gamma 3} = 1,20 \cdot 0,75 = 0,90 \text{ м,} \quad (32)$$

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

Находим общую длину ОЭТК [17]:

$$L_{\text{ОЭТК}} = d + \Delta = q f_{\text{экв}} = 3,023 + 0,300 = 3,323 \text{ м.} \quad (33)$$

Определяем коэффициент уменьшения длины корпуса в сравнении с фокусным расстоянием [17]:

$$k_f = \frac{L_{\text{ОЭТК}}}{f_{\text{экв}}} = \frac{3,323}{8,477} = 0,392. \quad (34)$$

В первом приближении масса ОЭТК будет вычисляться по следующей формуле [17]:

$$m_{\text{ОЭТК}} = k_{y\partial} \cdot k_D \cdot \pi \frac{\lambda_p H^2}{2k_0 L_M^2} \left(k_D \frac{\lambda_p}{4k_0} + k_f l_{\text{эл}} \right), \quad (35)$$

где $k_{y\partial} = 33 \text{ кг/м}^2$ – удельная масса единицы площади поверхности ОЭТК;

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

Находим массу ОЭТК:

$$m_{\text{ОЭТК}} = 33 \cdot 1,2 \cdot \pi \frac{0,645 \cdot 10^{-6} \cdot 620000^2}{2 \cdot 0,300 \cdot 0,900^2} \times$$
$$\times \left(1,200 \frac{0,645 \cdot 10^{-6}}{4 \cdot 0,300} + 0,392 \cdot 9 \cdot 10^{-6} \right) = 264,850 \text{ кг.}$$

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

Система приема, преобразования и передачи информации (СППИ) обеспечивает прием и упаковку измерительной информации от работающих наноспутников CubeSat и подсистем ОЭТК с последующей отправкой ее на наземный комплекс управления, с помощью высокоскоростной радиолинии (ВРЛ) передачи информации. В связи с требованиями технического задания на проектирование КА нужно обеспечить установку двух наборов антенн, которые будут обеспечивать связь с НКУ и внутри группировки.

2.6.1 Расчет информационного потока

Найдем длину линейки ПЗС, с учетом того, что максимальная длина линейки ПЗС равняется диаметру мгновенного поля зрения ОЭТК в фокальной плоскости [16]:

$$l = 0,189 \text{ м.}$$

Количество спектральных диапазонов прямо влияет на количество линеек ПЗС и их расположение в фокальной плоскости [16].

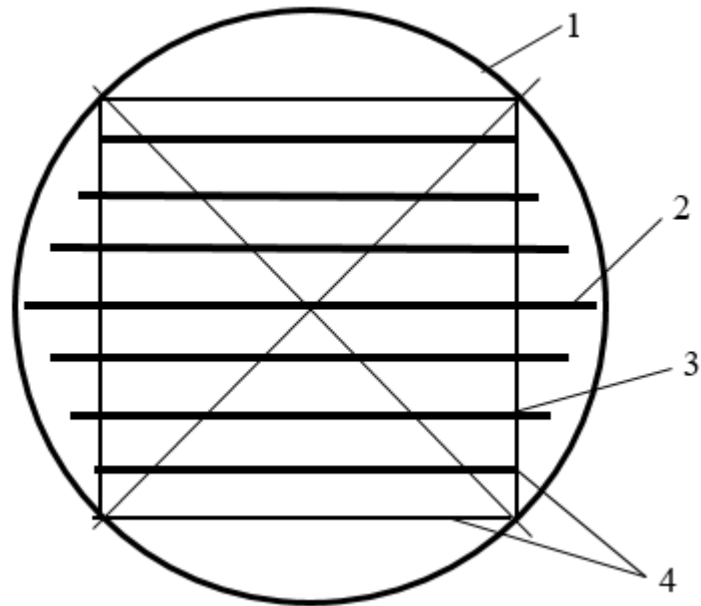


Рисунок 19 – Схема расположения линеек ПЗС в фокальной плоскости
 1 – контур поля зрения; 2 – центральная линейка ПЗС;
 3 – периферийная линейка ПЗС; 4 – границы поля зрения для кадровой съёмки.

Определяем предельный размер периферийных линеек, путем расчета длины линейки ПЗС по размеру диаметра поля зрения в фокальной плоскости, как квадрат, вписанный в круг поля зрения [16]:

$$l = \frac{\sqrt{2}}{2} \varnothing = \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot 0,189 = 0,134 \text{ м.} \quad (36)$$

Найдем информационный поток ОЭТК в режиме стационарного сканирования поверхности Земли с учетом передаваемой информации от группировки наноспутников CubeSat.

Определим количество пикселей в одной линейке ПЗС, учитывая их размер ($l_{эл} = 9 \text{ мкм}$) [16]:

$$n = \frac{l}{l_{эл}} = \frac{0,189}{9 \cdot 10^{-6}} = 2,104 \cdot 10^4. \quad (37)$$

Найдем время экспозиции фоточувствительного элемента по следующей формуле [16]:

$$\tau_{\text{экс}} = \frac{L_{\text{П}}}{V_3} = \frac{0,643}{6,881 \cdot 10^3} = 9,342 \cdot 10^{-5} \text{ с}, \quad (38)$$

где V_3 – скорость движения подспутниковой точки КА, определяемая следующей формулой:

$$V_3 = V_1 \frac{R_3}{R_3 + H} \sqrt{\frac{R_3}{R_3 + H}} = 7,910 \frac{6371}{6371 + 620} \sqrt{\frac{6371}{6371 + 620}} = 6,881 \text{ км/с}, \quad (39)$$

где V_1 – первая космическая скорость ($V_1 = 7,910$ км/с).

Определим частоту смены строк следующим выражением [16]:

$$N_{\text{стр}} = \frac{1}{\tau_{\text{экс}}} = \frac{V_3}{L_{\text{П}}} = \frac{6,881 \cdot 10^3}{0,643} = 1,070 \cdot 10^4 \frac{1}{\text{с}}. \quad (40)$$

Найдем рабочую частоту «опросов» всех пикселей в ПЗС-линейке [16]:

$$f'_{\text{ПЗС}} = n \cdot N_{\text{стр}} = 2,104 \cdot 10^4 \cdot 1,070 \cdot 10^4 = 2,252 \cdot 10^8 \frac{1}{\text{с}}. \quad (41)$$

Определяем информационный поток ОЭТК [16]:

$$I_{\text{ОЭТК}} = m \frac{n \cdot N_{\text{стр}}}{k_{\text{сж}}} = 10 \cdot \frac{2,104 \cdot 10^4 \cdot 1,070 \cdot 10^4}{4} = 5,631 \cdot 10^8 \frac{\text{бит}}{\text{с}}, \quad (42)$$

где m – количество уровней квантования (принимаяем 10);

$k_{сж}$ – коэффициент сжатия информации (принимаяем 4).

Рассчитываем информационный поток спутников CubeSat, с учетом того, что в каждый ТПК установлено по два CubeSat 6U:

$$I_{куб} = I_1 \cdot 2 \cdot N_{кон} = 1,049 \cdot 10^7 \cdot 2 \cdot 32 = 6,711 \cdot 10^8 \frac{бит}{с}, \quad (43)$$

где I_1 – информационный поток спутника CubeSat 6U [2];

$N_{кон}$ – количество транспортно-пусковых контейнеров, установленных в КА.

Находим общий информационный поток:

$$I = I_{ОЭТК} + I_{куб} = 5,631 \cdot 10^8 + 6,711 \cdot 10^8 = 1,234 \cdot 10^9 \frac{бит}{с}. \quad (44)$$

2.6.2 Выбор элементов системы приема и преобразования информации

В качестве СППИ для проектируемого КА подходит СППИ «Степь-29».

Характеристики блока СППИ представлены в таблице 4, а внешний вид – на рисунке 20 [18].

Таблица 4 – Характеристика СППИ «Степь-29» [18]

Характеристика	Значение	
	ПХ	МС
Каналы наблюдения	1	8
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, <i>бит/пикс</i>	12
Степень сжатия	1-4 <i>бит/пикс</i> (ДИКМ) 0,5-4 <i>бит/пикс.</i> (JPEG2000)
Максимальный поток информации, <i>Гбит/с</i>	Не более 7,53 <i>Гбит/с</i> (без сжатия) Не более 3,76 <i>Гбит/с</i> (со сжатием)
Емкость бортового ЗУ, <i>Гбит</i>	19200 (38400 с резервированием)

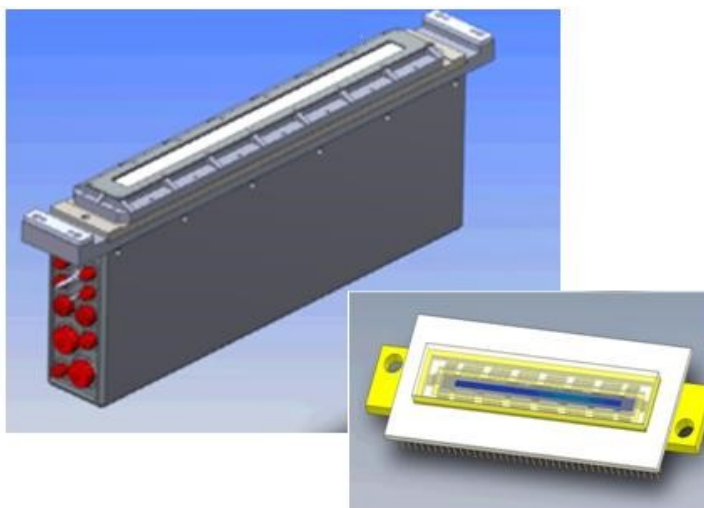


Рисунок 20 – Внешний вид блока СППИ [18]

2.6.3 Выбор параметров запоминающих устройств

На рисунке 21 представлено запоминающее устройство ЭА-296 (разработки АО «РКС», г. Москва), которое разработано на базе микросхем FLASH-памяти. Устройство осуществляет приём и файловую запись информации от датчиков и одновременное воспроизведение записанной ранее информации по радиоканалу. В таблице 5 представлены некоторые характеристики запоминающего устройства (ЗУ). В КА необходимо поставить 2 комплекта ЗУ [19].

Таблица 5 – Характеристики ЭА-296 [19]

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

Масса, кг	5
-----------	---



Рисунок 21 – Внешний вид запоминающего устройства ЭА-296 [19]

2.6.4 Выбор параметров бортовой аппаратуры связи с группировкой спутников CubeSat

Данная аппаратура используется для передачи потоков информации внутри группировки между КА и спутниками CubeSat. Конструкция выполнена из блока аппаратуры и антенного устройства. На борту КА должно быть установлено два комплекта этой аппаратуры. Характеристики приведены в таблице 6 [20].

Таблица 6 – Характеристики ПРД 3 [20]

Параметр	Значение
Скорость передачи данных, Мбит/с	200
Диапазон частот	X (8050-8400 МГц)
Полоса частот, до, МГц	85
Мощность передатчика, Вт	8
Потребляемая мощность, Вт	70
Скорость передачи информации	до 200 Мбит/с
Напряжение питания, В	23-31
Рабочий диапазон температур, °С	от минус20 до плюс 40
Размер, мм	230x154x45



Рисунок 22 – Внешний вид высокоскоростного передатчика ПРД-3 и антенного устройства [20]

2.6.5 Выбор параметров бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии

Высокоскоростная радиолиния (ВРЛ) используется для передачи больших потоков информации с борта КА на НППИ. Поворотная антенна имеет пределы передачи информации в ± 60 градусов по каналам крена и тангажа, и ± 180 градусов по каналу рысканья. Характеристики ВРЛ приведены в таблице 7 [19].
Таблица 7 – Характеристики ВРЛ [19]

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 мм
Масса	Не более 10 кг
Разработчик	НИИ ТП



Рисунок 23 – Внешний вид антенного устройства ВРЛ с высокочастотным электронным блоком [19]

2.7 Расчёт массогабаритных параметров комплексной двигательной установки

Комплексная двигательная установка выполняет задачи корректировки орбиты и обеспечения движения космического аппарата относительно центра масс. В процессе работы силового гироскопического комплекса накапливается кинетический момент, сброс которого также осуществляет КДУ. Выполнение расчета должно производиться с учетом наличия ферменной конструкции, транспортно-пусковых контейнеров и спутников стандарта CubeSat.

2.7.1. Определение потребной характеристической скорости КА при выполнении динамических маневров

В первом приближении для определения массогабаритных параметров комплексной двигательной установки требуется найти затраты характеристической скорости для различных динамических маневров. Схема для расчета изображена на рисунке 24 [16].

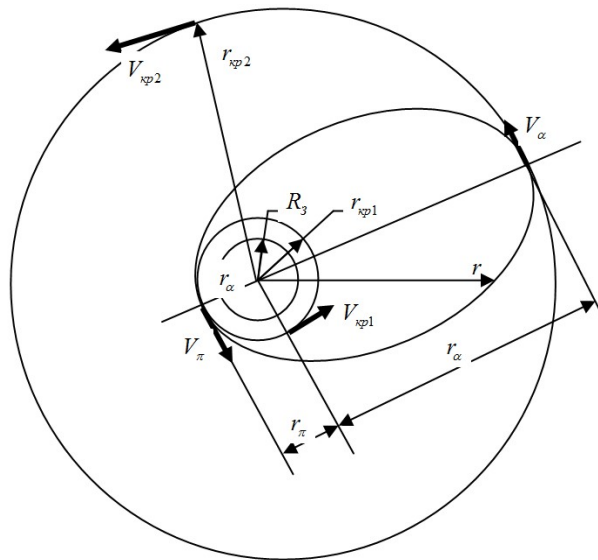


Рисунок 24 – Схема перевода КА на рабочую орбиту [16]

Определяем характеристики используемых орбит.

Находим круговую орбиту выведения с высотой $H_B = 300$ км [16]:

$$R_{kp1} = R_{\pi} = R_3 + H_B = 6371 + 300 = 6671 \text{ км}, \quad (45)$$

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

Переходная эллиптическая орбита [16]:

$$R_{kp2} = R_{\alpha} = R_3 + H_p = 6371 + 620 = 6991 \text{ км}, \quad (46)$$

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

H_p – высота рабочей орбиты, км.

Находим большую полуось переходной эллиптической орбиты [16]:

$$\alpha_1 = \frac{R_{kp1} + R_{kp2}}{2} = \frac{6671 + 6991}{2} = 6831 \text{ км}. \quad (47)$$

Определим радиус круговой орбиты, с которой начнется захоронение [16]:

$$R_{KP} = R_{\pi 3} = R_3 + H_3 = 200 + 6371 = 6571 \text{ км}, \quad (48)$$

где H_3 – высота орбиты захоронения, км.

Определим большую полуось переходной эллиптической орбиты, с которой будет выполнен маневр захоронения [16]:

$$\alpha_2 = \frac{R_{\pi 3} + R_\alpha}{2} = \frac{6571 + 6991}{2} = 6781 \text{ км}. \quad (49)$$

Находим приращение скорости, необходимое для перевода космического аппарата с низкой круговой на эллиптическую орбиту [16]:

$$\Delta V_1 = V_1 \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{R_{KP1}} - \frac{1}{a_1} \right)} - V_1 \sqrt{\frac{R_3}{R_{KP1}}}, \quad (50)$$

$$\Delta V_1 = 7,91 \sqrt{6371 \left(\frac{2}{6671} - \frac{1}{6831} \right)} - 7,91 \sqrt{\frac{6371}{6671}} = 90 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Находим приращение скорости, необходимое для перевода космического аппарата с эллиптической орбиты на круговую орбиту назначения [16]:

$$\Delta V_2 = V_1 \sqrt{\frac{R_3}{R_{KP2}}} - V_1 \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{R_{KP2}} - \frac{1}{a_1} \right)}, \quad (51)$$

$$\Delta V_2 = 7,91 \sqrt{\frac{6371}{6991}} - 7,91 \sqrt{6371 \left(\frac{2}{6991} - \frac{1}{6831} \right)} = 89 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Находим приращение скорости, необходимое для перевода космического аппарата с рабочей орбиты на эллиптическую, переходную к низкой опорной [16]:

$$\Delta V_3 = V_1 \sqrt{\frac{R_3}{R_{KP2}}} - V_1 \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{R_{KP2}} - \frac{1}{a_2} \right)}, \quad (52)$$

$$\Delta V_3 = 7,91 \sqrt{\frac{6371}{6991}} - 7,91 \sqrt{6371 \left(\frac{2}{6991} - \frac{1}{6781} \right)} = 117,8 \frac{M}{c}.$$

Находим приращение скорости, необходимое для перевода космического аппарата с эллиптической орбиты на низкую опорную с которой будет произведен манёвр захоронения [16]:

$$\Delta V_4 = V_1 \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{R_{KP3}} - \frac{1}{a_1} \right)} - V_1 \sqrt{\frac{R_3}{R_{KP3}}}, \quad (53)$$

$$\Delta V_4 = 7,91 \sqrt{6371 \left(\frac{2}{6571} - \frac{1}{6831} \right)} - 7,91 \sqrt{\frac{6371}{6571}} = 146,8 \frac{M}{c}.$$

Приращение характеристической скорости для схода космического аппарата с низкой орбиты для захоронения в акватории Мирового океана из статистики будет равняться [16]:

$$\Delta V_{затон} = \Delta V_5 = 170 \frac{M}{c}. \quad (54)$$

Находим суммарную характеристическую скорость [16]:

$$V_X = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 + \Delta V_4 + \Delta V_5 = 614 \frac{M}{c}. \quad (55)$$

2.7.2 Определение запаса топлива

Находим в первом приближении массу проектируемого КА:

$$m_{КА} = k \cdot m_{ОЭТК} + (m_{куб} + m_{кон}) \cdot N_{кон} \cdot k_{констр} = 6 \cdot 265 + (14 + 9) \cdot 32 \cdot 1,15 = 2435 \text{ кг}, \quad (56)$$

где $k = 6$ – коэффициент, отношения массы КА к массе ОЭТК;

$m_{куб}$ – усредненная масса спутников стандарта CubeSat, расположенных в контейнере;

$m_{кон}$ – масса транспортно-пускового контейнера;

$N_{кон}$ – количество контейнеров;

$k_{констр}$ – коэффициент, учитывающий массу конструкции фермы.

Находим массу топлива, которая необходима для проведения маневров, учитывая найденные затраты характеристической скорости [16]:

$$m_1 = m_{КА} - \frac{m_{КА}}{\exp\left[\frac{V_X}{J_{уд}}\right]} = 2435 - \frac{2435}{\exp\left[\frac{614}{3120}\right]} = 435 \text{ кг}, \quad (57)$$

где $J_{уд} = 3120$ м/с – удельный импульс.

Заправка КДУ осуществляется горючим несимметричным диметилгидразином и окислителем тетраоксидом азота. Разгрузка силового гироскопического комплекса осуществляется двигателями малой тяги раз в сутки в течении всего срока эксплуатации. Расход топлива для этой операции составляет $\Delta m = 0,0024$ кг/с. Определим массу, затрачиваемую на эту операцию для всего срока существования [16]:

$$m_{кор} = T_{АС} \Delta m = 10 \cdot 365 \cdot 0,0024 = 8,7600 \text{ кг}, \quad (58)$$

где $T_{АС} = 10$ лет – срок активного существования.

Определим суммарную массу топлива [16]:

$$m_{ТОП} = k_{ТОП} \cdot (m_{кор} + m_1) = 1,05 \cdot (8,76 + 435) = 465,70 \text{ кг}, \quad (59)$$

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

Находим массу комплексной двигательной установки, учитывая массу топлива [16]:

$$m_{КДУ} = \frac{S}{S-1} m_{ТОП} = \frac{3}{3-1} 465,7 = 698,5 \text{ кг}, \quad (60)$$

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

Находим массу компонентов топлива [16]:

$$m_{ОК} = \frac{K}{K+1} m_{ТОП} = \frac{3,2}{3,2+1} 465,7 = 354,8 \text{ кг}, \quad (61)$$

$$m_{ГОР} = \frac{1}{K+1} m_{ТОП} = \frac{1}{3,2+1} 465,7 = 110,9 \text{ кг}, \quad (62)$$

где $K=3,2$ – массовое отношение компонентов топлива.

Находим объём, занимаемый каждым компонентом топлива [16]:

$$W = k_{нез} \frac{m}{\rho}, \quad (63)$$

где ρ – плотность компонента топлива, кг/м^3 ;

$k_{нез}$ – коэффициент, учитывающий неполное заполнение баков.

Плотность окислителя и горючего соответственно равна $\rho_{ОК} = 1443 \text{ кг/м}^3$, $\rho_{ГОР} = 793 \text{ кг/м}^3$, а коэффициент $k \approx 1,2$.

$$W_{ОК} = k_{нез} \frac{m_{ОК}}{\rho_{ОК}} = \frac{354,8}{1443} 1,2 = 0,295 \text{ м}^3, \quad (64)$$

$$W_{ГОР} = k_{нез} \frac{m_{ГОР}}{\rho_{ГОР}} = \frac{110,9}{793} 1,2 = 0,168 \text{ м}^3. \quad (65)$$

2.7.3. Расчёт массогабаритных характеристик КДУ

Большую часть всего объёма комплексной двигательной установки занимают топливные баки, которые выполнены в форме шара и разнесены по кругу на одинаковом расстоянии от главной оси [16].

Объем занимаемый КДУ равен [16]:

$$W_{КДУ} = k_{КДУ} (W_{OK} + W_{гор}) = 1,2(0,295 + 0,168) = 0,555 \text{ м}^3, \quad (66)$$

где $k_{КДУ}$ – коэффициент, учитывающий превышение длины двигательной установки над диаметром бака, $k_{КДУ} = 1,2$.

Учтем, что в КДУ располагаются по два бака окислителя и горючего и найдем радиусы баков [16]:

$$R_{OK} = \sqrt[3]{\frac{3W_{OK}}{2 \cdot 4 \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 0,295}{2 \cdot 4 \cdot \pi}} = 0,328 \text{ м}, \quad (67)$$

$$R_{гор} = \sqrt[3]{\frac{3W_{гор}}{2 \cdot 4 \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 0,168}{2 \cdot 4 \cdot \pi}} = 0,272 \text{ м}. \quad (68)$$

Находим объем отсека КДУ [16]:

$$W_{КДУ\ отс} = W_{КДУ} k_{отс} = 1,4 \cdot 0,555 = 0,778 \text{ м}^3, \quad (69)$$

где $k_{отс} = 1,4$ – коэффициент, учитывающий превышение объема отсека над объемом КДУ.

Определим диаметр отсека [16]:

$$D_{КДУ} = 0,750 \cdot D_{КА} = 0,750 \cdot 1,800 = 1,350 \text{ м}. \quad (70)$$

Находим длину КДУ [16]:

$$L_{\text{КДУ}} = \frac{4W_{\text{КДУ ОТС}}}{\pi \cdot D_{\text{КДУ}}^2} = \frac{4 \cdot 0,778}{\pi \cdot 1,350^2} = 0,543 \text{ м.} \quad (71)$$

Находим длину отсека КДУ [16]:

$$L_{\text{КДУ ОТС}} = L_{\text{КДУ}} \cdot k_{\text{ОТС}} = 0,543 \cdot 1,4 = 0,761 \text{ м.} \quad (72)$$

2.8 Определение основных характеристик системы электропитания

К затратам массы системы электропитания главным образом относятся следующие элементы: комплекс автоматики и стабилизации (КАС), аккумуляторные (АБ) и солнечные батареи (СБ). Также расчет следует проводить с учетом зарезервированных спутников CubeSat, которые требуют периодическую подзарядку аккумуляторов. Средняя мощность CubeSat 6U равняется 2 Вт. Для упрощения расчетов принимаем количество зарезервированных спутников равным 32, исходя из этого увеличиваем мощность целевой аппаратуры на 60 Вт.

2.8.1 Расчёт основных характеристик системы электропитания

Таблица 8 - Исходные данные и обозначения [16]

Срок активного существования КА, лет	T_{AC}	10,00
Удельный поток энергии Солнца, Вт/м ²	$q_{\text{солн}}$	1348,00
Среднее значение косинуса угла a	$\cos(a)$	0,38
Среднее значение разрядного напряжения АБ, В	$U_{\text{СРР}}$	27,00
Среднесуточная мощность целевой аппаратуры	$P_{\text{ЦА}}$	500,00
Среднесут. мощность бортовых обеспеч. систем	$P_{\text{БОС}}$	210,00
Средняя мощн. нагрузки на теневом участке, Вт	$P_{\text{СМН}}^m$	120,00
Средняя мощн. нагрузки на участке работы АН, Вт	$P_{\text{СМН}}^{\text{АН}}$	570,00
Длительность теневого участка орбиты, мин	τ_m	19,10
Средняя длительность участка работы АН, мин	$\tau_{\text{АН}}$	30,80
Коэффициент собственного потребления СЭП	$k_{\text{СЭП}}^{\text{соб}}$	0,07
Коэф. ежегодного снижения мощности ФЭП	$k_{\text{ФЭП}}$	0,05
КПД БАКУР	$\eta_{\text{БАКУР}}$	0,85
КПД аккумуляторной батареи	$\eta_{\text{АБ}}$	0,95

КПД фотоэлектрических преобразователей	$\eta_{ФЭП}$	0,15
Удельная масса ФЭП, кг/ м ²	$\gamma_{ФЭП}$	3,50
Коэф. заполнения площади панелей СБ ФЭП	$k_{ЗАП}$	0,93
Удельная масса конструкции панели СБ, кг/м ²	$m_{СБ}^{уд}$	1,60
Удельная энергоёмкость АБ, Вт·ч/кг	$\gamma_{АБ}$	147,00
Удельная мощность БАКУР, Вт/кг	$P_{СН}^{уд}$	50,00

Находим среднесуточную мощность системы электропитания, не учитывая собственное потребление [16]:

$$P_{СМН} = P_{ЦА} + P_{БОС} = 400 + 210 = 610 \text{ Вт.} \quad (73)$$

Находим среднесуточную мощность системы электропитания, учитывая собственное потребление [16]:

$$P_{СЭП} = \frac{P_{СМН}}{1 - k_{соб}} = \frac{610}{1 - 0,07} = 655,90 \text{ Вт,} \quad (74)$$

где $k_{соб}$ – доля мощности на собственное потребление системы электропитания.

Находим мощность собственного потребления системы электропитания [16]:

$$P_{СЭП}^{соб} = P_{СЭП} - P_{СМН} = 655,9 - 610 = 45,9 \text{ Вт.} \quad (75)$$

Найдем требуемую мощность фотоэлектрического преобразователя на конец срока активного существования по формуле [16]:

$$P_{ФЭП} = \frac{P_{СЭП}}{\eta_{БАКУР} \cdot \cos \alpha}, \quad (76)$$

где $\eta_{\text{БАКУР}}$ – среднее значение коэффициента полезного действия (КПД) блока автоматики контроля и управления (БАКУР) СЭП, $\eta_{\text{БАКУР}} = 0,85$.

Принимаем средний косинус угла между нормалью к поверхности фотоэлектрической батареи и направлением на Солнце $\overline{\cos \alpha} = 0,38$.

Определяем, используя значения выше:

$$P_{\text{ФЭП}} = \frac{655,9}{0,85 \cdot 0,38} = 2025 \text{ Вт.}$$

Находим коэффициент снижения мощности СЭП за всё время активного существования [16]:

$$k_{\text{АС}} = (1 - k_{\text{ФЭП}})^T = (1 - 0,05)^{10} = 0,599, \quad (77)$$

где $k_{\text{ФЭП}}$ – коэффициент ежегодного снижения мощности ФЭП, $k_{\text{ФЭП}} = 0,05$;

T – количество целых лет активного существования КА.

Находим удельную мощность ФЭП на конец срока эксплуатации [16]:

$$p_{\text{уд}} = k_{\text{АС}} \cdot k_{\text{ФЭП}} \cdot q_{\text{Солн}} = 0,599 \cdot 0,28 \cdot 1348 = 225,99 \text{ Вт/м}^2, \quad (78)$$

где $k_{\text{ФЭП}}$ – КПД фотоэлектрических преобразователей на основе арсенид-галлия, GaAs $k_{\text{ФЭП}} = 0,28$;

$q_{\text{Солн}}$ – солнечный удельный поток энергии (принимаем значение в окрестностях Земли), $q_{\text{Солн}} = 1348 \text{ Вт/м}^2$.

Находим площадь ФЭП через удельную мощность на конец срока эксплуатации КА [16]:

$$S_{\text{ФЭП}} = \frac{P_{\text{ФЭП}}}{p_{\text{уд}}} = \frac{2025}{225,99} = 8,96 \text{ м}^2. \quad (79)$$

Найдем массу ФЭП [16]:

$$m_{\text{ФЭП}} = \gamma_{\text{ФЭП}} \cdot S_{\text{ФЭП}} = 3,50 \cdot 8,96 = 31,40 \text{ кг}, \quad (80)$$

где $\gamma_{\text{ФЭП}}$ – удельная масса ФЭП, $\gamma_{\text{ФЭП}} = 3,5 \text{ кг/м}^2$.

Найдем площадь конструкции панелей СБ [16]:

$$S_{\text{СБ}} = \frac{S_{\text{ФЭП}}}{k_{\text{зап}}} = \frac{8,96}{0,93} = 9,64 \text{ м}^2, \quad (81)$$

где $k_{\text{зап}}$ – коэффициент заполнения площади панелей солнечных батарей ФЭП, $k_{\text{зап}} = 0,93$.

Определим массу конструкции панелей СБ [16]:

$$m_{\text{КСБ}} = m_{\text{СБ}}^{\text{уд}} \cdot S_{\text{СБ}} = 1,60 \cdot 9,64 = 15,40 \text{ кг}, \quad (82)$$

где $m_{\text{СБ}}^{\text{уд}}$ – удельная масса конструкции панелей СБ, $m_{\text{СБ}}^{\text{уд}} = 1,6 \text{ кг/м}^2$.

Находим массу панелей СБ с учётом массы ФЭП по формуле [16]:

$$m_{\text{СБ}} = m_{\text{ФЭП}} + m_{\text{КСБ}} = 31,4 + 15,4 = 46,8 \text{ кг}. \quad (83)$$

Определим необходимую энергию аккумуляторных батарей по выражению [16]:

$$\mathcal{E}_{\text{АТ}}^{\text{min}} = \frac{(P_{\text{СМН}}^m + P_{\text{СЭП}}^{\text{собр}}) \cdot \tau_m + (P_{\text{СМН}}^{\text{АН}} + P_{\text{СЭП}}^{\text{собр}}) \cdot \tau_{\text{АН}}}{k_{\text{БАКУР}} \cdot 60}, \quad (84)$$

где $P_{\text{СМН}}^m$ – средняя мощность нагрузки на теневом участке, *Вт*;

$P_{\text{СМН}}^{\text{АН}}$ – средняя мощность нагрузки на участке работы аппаратуры наблюдения, *Вт*;

τ_m – длительность теневого участка орбиты, *с*;

$\tau_{АН}$ – средняя длительность участка работы аппаратуры наблюдения на одном витке, с;

$k_{БАКУР}$ – средний коэффициент полезного действия блока автоматики контроля и управления, $k_{БАКУР} \approx 0,85$.

Средняя длительность участка работы аппаратуры наблюдения на одном витке равна $\tau_{АН} = T_{ЦР} = 1850$ с. Находим длительность теневого участка по выражению ниже [16]:

$$\tau_m = \frac{\arcsin\left(\frac{R_3}{R_3+H}\right)}{2\cdot\pi} \cdot T = \frac{\arcsin\left(\frac{6371}{6371+620}\right)}{2\cdot\pi} \cdot 5817 = 1171 \text{ с.} \quad (85)$$

Определяем потребную энергию АБ, учитывая найденные параметры выражением ниже:

$$\mathcal{E}_{АБ}^{min} = \frac{(210+45,90)\cdot 1171 + (570+45,90)\cdot 1850}{0,85\cdot 60\cdot 60} = 435,80 \text{ Вт}\cdot\text{ч.}$$

Найдем минимальное значение энергии АБ, учитывая коэффициент снижения энергии в год по формуле [16]:

$$\mathcal{E}_{АБТ}^{min} = \frac{\mathcal{E}_{АБ}^{min}}{(1-k_{АБ}^{Год})^T} = \frac{435,8}{(1-0,1)^{10}} = 1250 \text{ Вт}\cdot\text{ч,} \quad (86)$$

где $k_{АБ}^{Год}$ – коэффициент снижения энергии в год, $k_{АБ}^{Год} = 0,1$.

Необходим резерв энергии аккумуляторных батарей ($\mathcal{E}_{Рез}$), который служит для приведения космического аппарата в рабочее состояние после отделения от ракеты-носителя, а также для восстановления работоспособности после отказов и вынужденного перевода КА в неориентированный полёт. Для первого приближения принимаем $\mathcal{E}_{Рез} \approx \mathcal{E}_{АБТ}^{min}$ [16].

Находим потребное значение энергии АБ с учетом резерва выражением ниже [16]:

$$\mathcal{E}_{\text{АБ}} = \mathcal{E}_{\text{Рез}} + \mathcal{E}_{\text{АБТ}}^{\text{min}} = 2500 \text{ Вт} \cdot \text{ч}. \quad (87)$$

Определяем массу колб аккумуляторных батарей по формуле [16]:

$$m_{\text{АБ}}^{\text{эл}} = \frac{\mathcal{E}_{\text{АБ}}}{k_{\mathcal{E}}^{\text{уд}}} = \frac{2500}{150} = 16,7 \text{ кг}, \quad (88)$$

где $k_{\mathcal{E}}^{\text{уд}}$ – удельная энергия в элементах АБ, для литий-ионных аккумуляторных батарей $k_{\mathcal{E}}^{\text{уд}} = 150 \text{ Вт} \cdot \text{ч/кг}$.

Определяем массу встроенного модуля контроля и управления (МКУ) аккумуляторными батареями, который выполняет функции выравнивания заряда АБ [16]:

$$m_{\text{МКУ}} = k_{\text{МКУ}} \cdot m_{\text{АБ}}^{\text{эл}} = 0,2 \cdot 16,7 = 3,3 \text{ кг}, \quad (89)$$

где $k_{\text{МКУ}}$ – коэффициент, показывающий, какую долю составляет масса МКУ от массы элементов АБ, $k_{\text{МКУ}} = 0,2$.

Находим массу элементов АБ с МКУ выражением ниже [16]:

$$m_{\text{АБ+МКУ}}^{\text{эл}} = m_{\text{АБ}}^{\text{эл}} + m_{\text{МКУ}} = 16,70 + 3,33 = 20,03 \text{ кг}. \quad (90)$$

Находим массу корпуса АБ (с элементами крепления) по формуле [16]:

$$m_{\text{КАБ}} = k_{\text{КАБ}} \cdot m_{\text{АБ+МКУ}}^{\text{эл}} = 0,20 \cdot 20,03 = 4 \text{ кг}, \quad (91)$$

где $k_{\text{КАБ}}$ – коэффициент, показывающий, какую долю составляет масса корпуса аккумуляторных батарей от суммарной массы элементов АБ и МКУ, $k_{\text{КАБ}} = 0,2$.

Находим массу АБ (с МКУ и корпусом АБ) по формуле [16]:

$$m_{\text{АБ}} = m_{\text{АБ+МКУ}}^{\text{эл}} + m_{\text{КАБ}} = 20,03 + 4 = 24 \text{ кг}. \quad (92)$$

Найдем массу блока автоматики контроля и управления (БАКУР) СЭП.

Учитываем $P_{\text{Нагр}} = P_{\text{ФЭП}}$:

$$m_{\text{БАКУР}} = \frac{P_{\text{Нагр}}}{P_{\text{БАКУР}}^{\text{Уд}}} = \frac{2025}{50} = 40,5 \text{ кг}, \quad (93)$$

где $P_{\text{БАКУР}}^{\text{Уд}}$ – удельная мощность БАКУР, *Вт/кг*.

Находим суммарную массу системы электропитания, которая равна сумме ее основных частей [16]:

$$m_{\text{СЭП}} = m_{\text{СБ}} + m_{\text{АБ}} + m_{\text{БАКУР}} = 46,80 + 24 + 40,50 = 111,28 \text{ кг}. \quad (94)$$

При выполнении монтажных работ следует руководствоваться мерами электробезопасности в соответствии с ГОСТ Р 12.1.019-2009.

2.8.2 Выбор солнечных батарей

Конструктивно панели солнечных батарей выполнены как набор тонкостенных пустотелых ячеек, размер которых определяется ФЭП. Разрабатываемый космический аппарат выполнен с ФЭП, произведенными на основе арсенид-галлия. Характеристика фотоэлектрических преобразователей приведена в таблице 9 а внешний вид изображен на рисунке 25 [21].

Таблица 9 – Характеристики ФЭП [21]

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



Рисунок 25 – Внешний вид каркаса солнечной батареи с ФЭП [21]

Панели СБ закрепляются на шести гранях корпуса симметрично. Непосредственно крепление осуществляется с помощью поворотного-крепежного устройства, которое дает возможность поворота панелей в двух осях и выступает в роли механизма раскрытия после отделения. Такая схема позволяет осуществлять эффективное ориентирование солнечных батарей на Солнце. Внешний вид поворотного-крепежного устройства представлен на рисунке 26 [21].



Рисунок 26 – Внешний вид поворотного-крепежного устройства СБ [21]

2.8.3 Выбор аккумуляторных батарей

Роль аккумуляторных батарей заключается в накоплении энергии и высвобождении ее во время пиковых режимов работы СЭП и во время функционирования космического аппарата на теневой части орбиты. Также аккумуляторные батареи выполняют роль стабилизатора напряжения бортовой сети, потому что напряжение сети меняется в малом диапазоне при изменении тока нагрузки [16].

Выбираем АБ 12ЛИ-48 разработки ПАО «Сатурн», которые имеют встроенный модуль контроля и управления (МКУ). Технические характеристики представлены в таблице 10. [16]

Таблица 10 – Характеристики АБ 12ЛИ-48 [16]

Характеристика	Значение
Номинальное напряжение, не более, В	44
Энергоемкость, Вт·ч	2370
Удельная энергия, Вт·ч/кг	103
Масса, кг	55
Номинальная емкость, А·ч	23
Габариты, мм	385x257x195

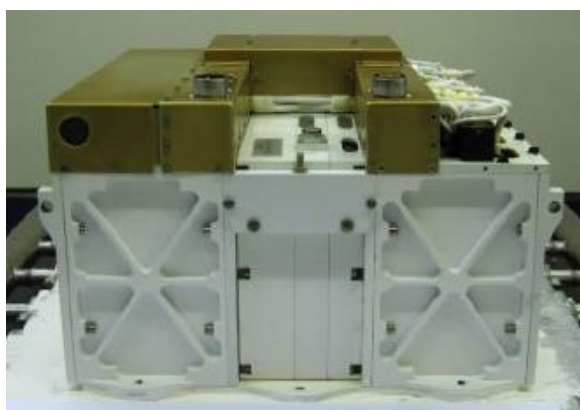


Рисунок 27 – Внешний вид АБ 12ЛИ-48 с МКУ [16]

2.9 Описание устройства и принципа работы спроектированного КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat

Рассмотренные в третьем пункте данной главы устройства для группового выведения спутников позволяют вывести группировку на заданные орбиты, и на этом их миссия заканчивается. Проектируемый же в этой работе КА позволяет не только доставить спутники на целевые орбиты, но и осуществлять управление группировкой, выполнять роль надежного ретранслятора и восполнять вышедшие из строя спутники непосредственно на орбите. Такое устройство позволяет существенно увеличить эффективность и срок активного существования группировки.

Разработанный КА состоит из корпуса, выполненного в форме восьмиугольной призмы. В верхней части корпуса на внешней стороне двух боковых панелей располагаются антенны 1 для связи с наноспутниками группировки. Внутренняя часть корпуса КА делится на три основных отсека. Верхний отсек, скреплённый с верхней панелью корпуса, содержит комплексную двигательную установку 2, предназначенную для корректировки орбиты КА, а также для его ориентации и стабилизации. Отсек расположенный ниже содержит бортовую аппаратуру 3 КА. В нижнем, самом большом отсеке находятся тридцать два транспортно-пусковых контейнера 5 наноспутников стандарта CubeSat. ТПК расположены по четыре на каждой боковой панели корпуса, закрепленные с одной стороны фермой 6, с другой кронштейнами на боковых панелях корпуса КА. В центре корпуса КА располагается оптико-электронный телескопический комплекс 4 для проведения дистанционного зондирования Земли. Антенны связи с наземным комплексом управления 7 направлены к Земле и находятся на внешней стороне двух боковых панелей корпуса КА в его нижней части. Панели солнечных батарей 8 закреплены на поворачиваемых устройствах крепления на шести боковых панелях корпуса в верхней части КА.

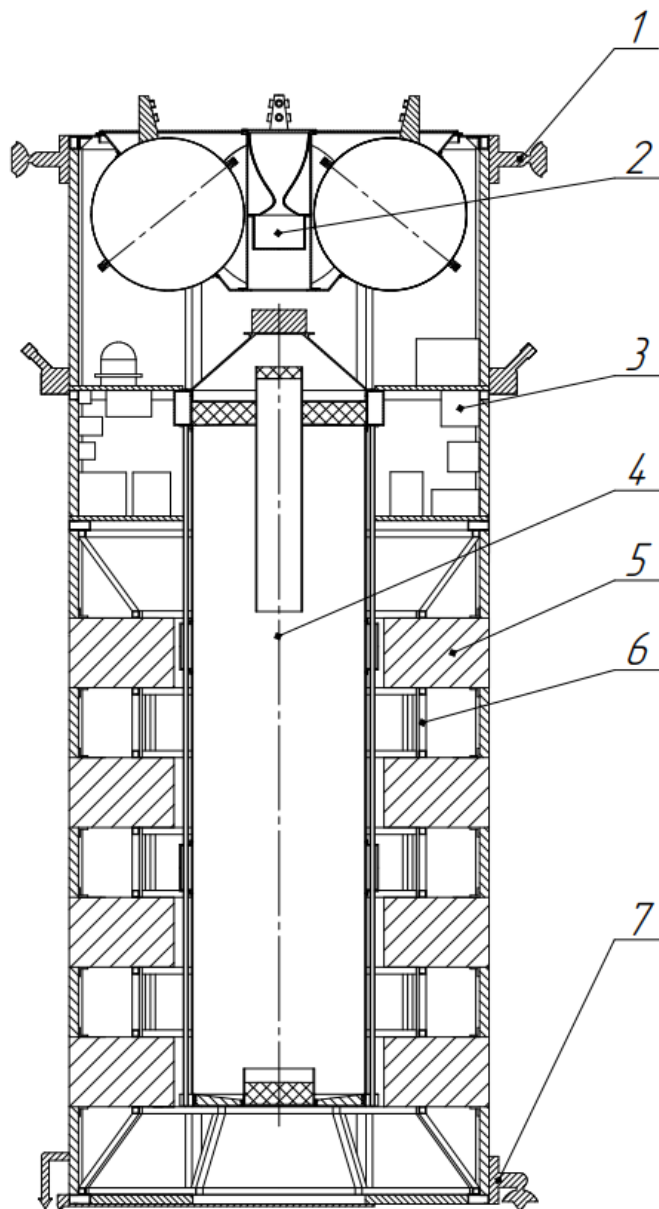


Рисунок 28 – Схема устройства во фронтальном разрезе

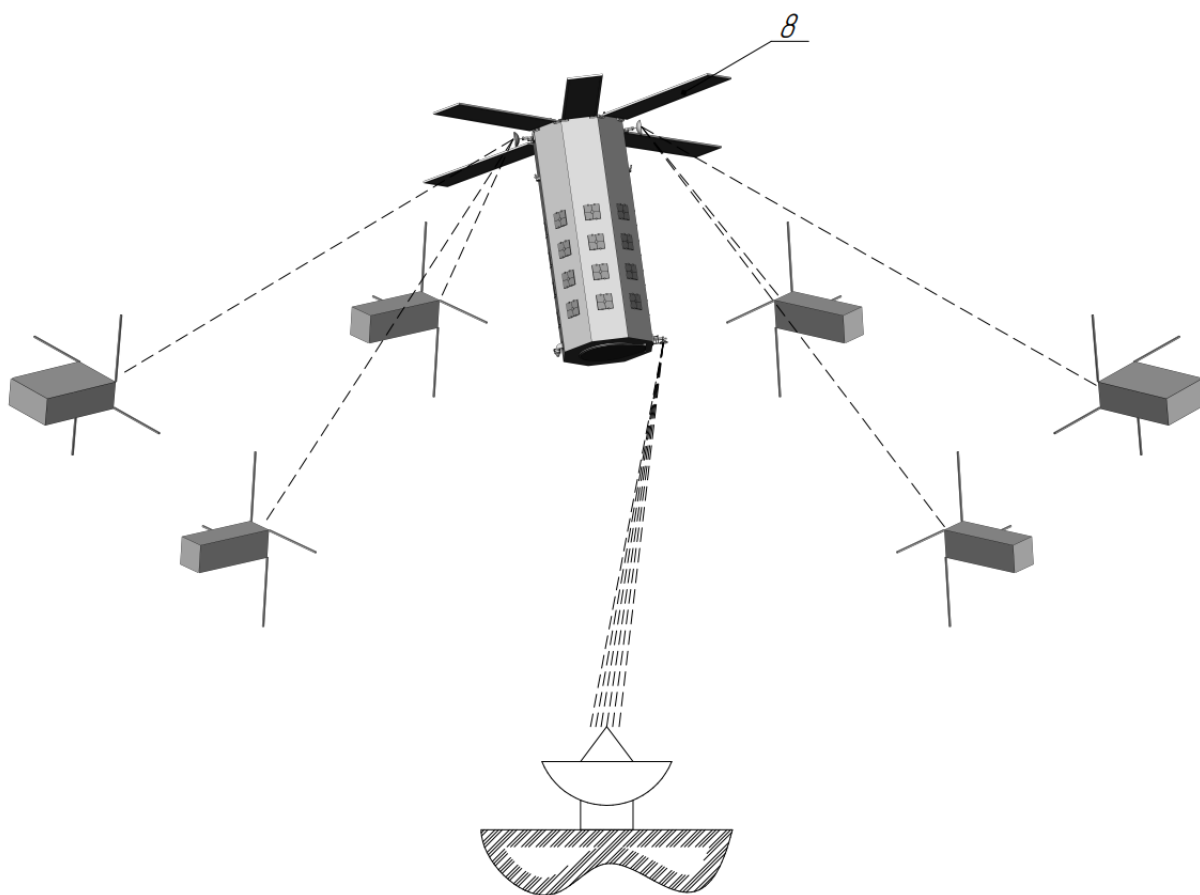


Рисунок 29 – Схема функционирования группировки

Спроектированное устройство используется следующим образом. В транспортно-пусковые контейнеры КА устанавливаются наноспутники, затем КА выводится на опорную орбиту ракетой-носителем. С помощью комплексной двигательной установки КА корректирует свою орбиту, выполняются процедуры по стабилизации и ориентации КА. Затем раскрываются панели солнечных батарей. После чего с противоположных сторон КА начинается попарное отделение наноспутников первой очереди (не стоящих в резерве) с помощью механизмов ТПК. Такой способ отделения позволяет погасить возникающий моменты отклонения КА. Затем наноспутники с помощью индивидуальной газовой двигательной установки, например, разработанной в АО ОКБ «Факел», занимают позицию на необходимом расстоянии от КА и начинается целевое их использование. Параллельно начинает функционирование оптико-электронный телескопический комплекс для

проведения ДЗЗ. Наземный комплекс управления осуществляет управление группировкой наноспутников посредством КА. Данные с наноспутников передаются в НКУ через высокоскоростную радиолинию КА. В случае выхода из строя одного из наноспутников группировки, будет произведен вывод резервного наноспутника из соответствующего ТПК, что позволит сохранить работоспособность всей группировки на протяжении длительного времени.

3 ОЦЕНКА СТОИМОСТИ КА ДЛЯ ГРУППОВОГО ВЫВЕДЕНИЯ СПУТНИКОВ СТАНДАРТА CUBESAT

Проектируемый КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat сравним с КА дистанционного зондирования Земли, поэтому для оценки стоимости будем отталкиваться от стоимости ближайшего аналога КА ДЗЗ.

Ближайшим аналогом принимаем КА Ikonos, потому что разрешение ОЭТК аналога является наиболее близким к проектируемой оптике и составляет 0,82 м [22].

Затраты на создание считаются одним из самых общих технико-экономических показателей в РКТ. Он составляется из затрат на разработку и штатную программу серийных изделий [16]:

$$C_{созд} = C_{разр} + C_{шт.пр}. \quad (95)$$

Учитывая, что проектируется абсолютно новый космический аппарат, оценку стоимости создания опытного образца будем осуществлять, отталкиваясь от затрат на создание ближайшего аналога. В текущем расчете задаемся следующими затратами:

$$C_{оп.ан} = 170,400 \text{ млн. у.е.}$$

Находим стоимость изготовления опытного образца космического аппарата, беря в расчет коэффициент инфляции, по формуле [16]:

$$C_{оп.обр} = 2 \cdot K_{инф} \cdot C_{оп.ан} = 2 \cdot 1,05 \cdot 170,400 = 357,840 \text{ млн. у.е.}, \quad (96)$$

где 2 – это произведение коэффициента новизны на коэффициент сложности. Так как новизна разрабатываемого КА высока – принимаем этот коэффициент увеличенным.

Стоимость разработки космического аппарата определяется как сумма

затрат головного разработчика на проектирование КА и другие работы, затрат головного сборочного завода на производство КА и затраты наземного комплекса на оборудование и все виды работ до момента начала эксплуатации серийных изделий [16]:

$$C_{разр} = C_{ГСЗ} + C_{ГР} + C_{НК}. \quad (97)$$

Затраты головного сборочного завода определяются произведением стоимости изготовления опытного образца на экспертный коэффициент увеличения затрат ГСЗ. Значение этого коэффициента определяется, учитывая опыт эксперта, близость и различия проектируемого КА с аналогом, доводы головных институтов, разработчиков сборочных заводов и разработчиков наземных комплексов. В связи с абсолютной новизной проектируемого КА экспертное значение увеличиваем в полтора раза [16].

Находим затраты ГСЗ по формуле [16]:

$$C_{ГСЗ} = 1,5 \cdot N_{ГСЗ} \cdot C_{оп.обр} = 1,5 \cdot 2 \cdot 357,840 = 1073,520 \text{ млн. у.е.} \quad (98)$$

Определяем затраты головного разработчика, учитывая, что они составляют около 10% от затрат ГСЗ, выражением ниже [16]:

$$C_{ГР} = 0,10 \cdot C_{ГСЗ} = 0,10 \cdot 1073,520 = 107,352 \text{ млн. у.е.} \quad (99)$$

Находим затраты на оборудование и все виды работ по наземному комплексу, учитывая затраты на создание систем контроля, управления, навигации, слежения, измерения, использование и доработку судов в акватории Мирового океана, станции слежения, которые располагаются в различных районах Земли [16]:

$$C_{HK} = N_{HK} \cdot C_{он.обр} = 0,25 \cdot 357,840 = 89,460 \text{ млн. у.е.}, \quad (100)$$

где N_{HK} – коэффициент увеличения затрат от стоимости опытного образца.

Находим стоимость разработки космического аппарата выражением ниже [16]:

$$C_{разр} = C_{ГСЗ} + C_{ГР} + C_{HK} = 1073,52 + 107,352 + 89,46 = 1270,332 \text{ млн. у.е.} \quad (101)$$

Определяем стоимость изготовления первого серийного образца [16]:

$$C_1 = K_1 + C_{он.обр} = 0,85 \cdot 357,840 = 304,164 \text{ млн. у.е.}, \quad (102)$$

где K_1 – коэффициент снижения стоимости первого КА при серийном производстве.

4 ТЕХНИКА БЕЗОПАСНОСТИ

В состав проектируемого в данной работе КА для выведения группировки спутников стандарта CubeSat входит комплексная двигательная установка, которая заправляется горючим НДМГ (гептил) и окислителем АТ (азотный тетраоксид). Оба эти вещества являются токсичными, но НДМГ относится к 1 классу опасности, поэтому при работе с ним требуется соблюдать определенные меры безопасности, которые прописаны в НПАОП 35.3–1.14–60 «Временные правила по технике безопасности при работе с гептилом [23].

4.1 Воздействие гептила на окружающую среду и человека

Несимметричный диметилгидразин – это токсичное горючее, используемое в ракета-носителях, космических аппаратах и разгонных блоках. Всемирная организации здравоохранения внесла это вещество в список чрезвычайно опасных химических соединений. Гептил – это летучая бесцветная или имеющая желтоватый окрас жидкость с характерным аммиачным запахом. Окисляясь образует более опасные продукты распада, такие как:

- диметиламин;
- тетраметилтетразен;
- нитрозодиметиламин;
- метилендиметилгидразин;
- формальдегид;
- синильная кислота [24].

Например, нитрозодиметиламин – это желтая жидкость, которая имеет свойство частично растворяться в воде и во многих других органических растворителях. Этот продукт в десять раз токсичнее гептила и вызывает нарушения в работе организма человека, при попадании в него любого количества вещества [24].

Поражение окружающей среды происходит в связи с падением баков горючего РН с остатками топлива, проливами и авариями во время эксплуатации и запусков. Попадаю в окружающую среду гептил оказывает пагубное влияние

на плодородность почв и численность нерестообразующих акваторий. Предельно допустимая концентрация (ПДК) для воздуха равна 0,001 мг/м³, в воде – 0,02 мг/л, в почве 0,1 мг/кг [24].

В организм человека НДМГ может попадать в основном через органы дыхания, желудочно-кишечный тракт и кожный покров. Хроническое воздействие приводит к поражению иммунной, сердечнососудистой, лимфатической и центральной нервной систем, желудочно-кишечного тракта, крови, печени, кожи, к нарушению репродуктивной деятельности, появлению тяжелых врожденных уродств, внутриутробному недоразвитию плода и другим патологическим состояниям. К основной группе риска относятся дети и беременные женщины [25].

4.2 Коллективные методы и средства защиты при работе с гептилом

Согласно НПАОП 35.3–1.14–60 «Временные правила по технике безопасности при работе с гептилом», требуется соблюдать следующие правила.

Лица, не достигшие 18 лет, к работам не допускаются [23].

Работники обязаны проходить предварительный и периодический медосмотры [23].

В организации, осуществляющую работу с гептилом, должен находиться здравпункт [23].

Работы должны начинаться только при полной готовности всех средств противопожарной защиты и средств оказания первой помощи, а также при исправно функционирующих канализации, системы вентиляции и водопроводе [23].

Портативное освещение должно соответствовать требованиям взрывобезопасности. Напряжение этого освещения при использовании в опасных местах должно не превышать 12 вольт, а в нормальных условиях – 36 вольт. Также допускается использование низковольтных аккумуляторных ламп взрывобезопасного типа [23].

Систематический контроль за уровнем загазованности воздуха гептиловыми парами должен производиться на производственных площадках, на

которых осуществляются работы с гептилом. При превышении нормы концентрации, установленной Государственной санитарной инспекцией, все работники обязаны незамедлительно надеть противогазы, проинформировать администрацию и начать принимать меры по выяснению и устранению причин загрязнения. Остальной персонал, не участвующий в ликвидации аварии, должен незамедлительно покинуть территорию загрязнения [23].

Резервуары с гептилом необходимо заполнять не более 90% от объема. Хранение в резервуарах следует осуществлять под азотной подушкой с давлением 0,2 – 0,5 атм. Процентное содержания кислорода в азоте не должно превышать 4% [23].

При проливе гептила на пол его необходимо незамедлительно смыть большим объемом воды в специально предусмотренную канализацию. Если воды нет, то следует засыпать опилками, а после уборки протереть место тряпкой. Сжечь опилки и тряпку в безопасном месте [23].

Рабочие во время слива и налива гептила должны находиться с наветренной стороны и использовать специализированную одежду и обувь с индивидуальными средствами защиты [23].

Персонал без защитных средств и специализированной одежды к работам не допускается. По окончании работы инструменты необходимо промыть водой, а все производственные отходы и мусор следует убрать в герметичный металлический ящик, после чего сжечь в специализированном месте [23].

Помещения хранилищ для осуществления сливо-наливных работ должны быть оснащены специальными бетонными площадками с уклоном в сторону сточного трапа или колодца. После нейтрализации жидкость с этих площадок отправлять в специализированную канализацию [23].

Операции слива гептила из транспортных резервуаров следует начинать только после проверки готовности резервуаров хранилища, то есть исправность контрольно-измерительной аппаратуры, целостность арматуры и пломб [23].

Операции перелива гептила из транспортных и стационарных резервуаров осуществляются перекачиванием азота, перекачкой специальным насосом с

взрывобезопасным двигателем или самостоятельным теком гептила. Все сливо-наливные работы должны проводиться только закрытым способом [23].

Все работы с гептилом обязаны выполняться рабочими, количество которых не должно быть меньше двух. При этом запрещается присутствие лиц, не связанных с выполнением работ [23].

Гибкие коммуникации должны быть выполнены в виде мягких шлангов из бутилкаучука или полиэтилена. На конце каждый шланг необходимо оснастить распределительным краном [23].

Если во время сливо-наливных операций обнаружена утечка гептила, работы необходимо незамедлительно прекратить, установить причины утечки и провести слив гептила из поврежденного участка трубопровода, тщательно осмотреть его, а затем произвести ремонт этого участка [23].

После опорожнения транспортный резервуар должен быть проверен на полноту слива, плотно закрыт и опломбирован [23].

Сливо-наливные работы запрещено выполнять во время грозы [23].

На сливо-наливных площадках запрещается использование ламповых и свечных фонарей в пределах 25 метров. Допускается использование только взрывозащищенных светильников [23].

В сливо-наливных площадка должны иметь отдельные закрытые помещения, в которых может временно пребывать персонал и храниться дегазационные средства, противопожарные и сливо-наливные устройства [23].

Все установки и оборудование стенда и хранилища должны иметь требуемые контрольно-измерительные устройства, которые размещаются в хорошо освещенных, удобных для наблюдения, легкодоступных и гарантирующих безопасные условия труда местах [23].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной дипломной работе был проведен литературный анализ конструктивных особенностей и основных преимуществ наноспутников стандарта CubeSat. Выполнен обзор различных задач, выполняемых группировками наноспутников. Определены достоинства запуска наноспутников группировками. Изучены способы и устройства для выведения большого количества наноспутников на целевые орбиты. Рассмотрены основные характеристики транспортно-пускового контейнера ECM CubeSat Deployer 12U.

Выполнена оценка надежности типового наноспутника, которая показала низкую безотказность спутников такого класса, что подтвердило целесообразность задачи резервирования.

Были проанализированы патенты, находящиеся в открытом доступе, в базе Роспатента.

Таким образом, на основе проведенного анализа литературы был спроектирован космический аппарат, который может доставить на орбиту 32 транспортно-пусковых контейнера. В ТПК могут размещаться 64 наноспутника формата CubeSat 6U или 128 наноспутников формата CubeSat 3U. Также возможна комбинированная установка наноспутников. В ходе проектирования КА было выполнено следующее.

Выбраны основные параметры целевой орбиты функционирования КА, с учетом оптимальных высот орбит наноспутников. Высота составила 620 км.

Спроектирован оптико-электронный телескопический комплекс с фокусным расстоянием 8,477 м, диаметром главного зеркала 0,75 м и массой 264,850 кг.

Выполнен расчет информационного потока и выбраны элементы системы приема, преобразования, хранения и передачи информации. Общий информационный поток оказался равен $1,234 \cdot 10^9$ бит/с (бот).

Спроектирована комплексная двигательная установка. Вычислена потребная характеристическая скорость КА при выполнении динамических

маневров $V_x = 614$ м/с, определены запасы топлива $m_{OK} = 354,8$ кг, $m_{ГОР} = 110,9$ кг и найдены массогабаритные характеристики КДУ $m_{КДУ} = 698,5$ кг, $D_{КДУ} = 1,125$ м, $L_{КДУ} = 0,782$ м.

Рассчитана системы электропитания. Определены основные элементы и параметры. Площадь солнечных батарей составила $S_{СБ} = 9,64$ м².

Разработаны чертежи проектируемого устройства и описан принцип функционирования группировки.

Выполнена оценка стоимости КА для группового выведения спутников стандарта CubeSat. Из расчетов показано, что затраты на разработку составят 1270,332 млн. у.е., а стоимость серийного образца будет равна 304,164 млн. у.е.

Определены основные требования техники безопасности при проведении заправки комплексной двигательной установки гептилом на основании НПАОП 35.3–1.14–60 «Временные правила по технике безопасности при работе с гептилом».

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. CubeSat как многофункциональные спутники [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=46236818> (дата обращения 3.12.2022).
2. 3U CubeSat platform [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://trade.glavkosmos.com/catalog/spacecraft/platform-bus/3U-cubesat-platform/> (дата обращения 3.12.2022).
3. Анализ современного состояния рынка наноспутников как подрывной инновации возможностей его развития в России [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://moluch.ru/archive/111/27386/> (дата обращения 15.12.2022).
4. Революционный вывод роев CubeSat [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=35018024> (дата обращения 3.12.2022).
5. Низкоорбитальные группировки малоразмерных космических аппаратов [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=47256715> (дата обращения 3.12.2022).
6. Nanosatellite Launch Forecasts 2022 - Track Record and Latest Prediction [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://www.researchgate.net/publication/364106791_Nanosatellite_Launch_Forecasts_2022_-_Track_Record_and_Latest_Prediction (дата обращения 15.12.2022).
7. Малые космические аппараты стандарта CubeSat. Современные средства выведения [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=21796783> (дата обращения 3.12.2022).
8. Soyuz 2-1A launches with Kanopus-V-IK and over 70 satellites [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.nasaspaceflight.com/2017/07/soyuz-2-1a-launches-kanopus-v-ik-70-satellites/> (дата обращения 15.12.2022).
9. Schwarz P. Interface Control Document. ECM CubeSat Deployer 12U. / P. Schwarz, S. Polyak, C. Jonas – Берлин: ECM space technologies, 2018. – 48 с.

10. Оценка надежности спутниковой аппаратуры мониторинга водной поверхности [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://elibrary.ru/item.asp?id=47423178> (дата обращения 17.01.2023)

11. Куренков В.И. Методы расчёта и обеспечения надёжности ракетно-космических комплексов. / В.И. Куренков, В.А. Капитонов – Самара: Издательство СГАУ, 2012. – 320 с.

12. Reliability of CubeSats - Statistical Data Developers Beliefs and Way Forward [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://www.researchgate.net/publication/306058388_Reliability_of_CubeSats_-_Statistical_Data_Developers'_Beliefs_and_the_Way_Forward (дата обращения 17.01.2023)

13. Пат. 2624959 Российская федерация, МПК В64G 1/00. Адаптер для попутного выведения полезных нагрузок / Асюшкин Владимир Андреевич; АО «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» - 2016116624; Заявл. 28.04.2016; Оpubл. 11.07.2017, Бюл. №20.

14. Пат. 2226482 Российская федерация, МПК В64G 1/64. Устройство для группового выведения космических аппаратов / Маркелов В.В.; Конструкторское бюро «Полет» ГУДП ГП Производственное объединение «Полет» - 2002115571; Заявл. 10.06.2002; Оpubл. 10.04.2004.

15. Survey, Statistical Analysis and Classification of Launched CubeSat Missions with Emphasis on the Attitude Control Method [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://www.researchgate.net/publication/316919176_Survey_Statistical_Analysis_and_Classification_of_Launched_CubeSat_Missions_with_Emphasis_on_the_Attitude_Control_Method (дата обращения 24.01.2023).

16. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения Земли. / В.И. Куренков – Самара: Издательство Самарского университета, 2020. – 461 с.

17. Маламед Е.Р. Конструирование оптических приборов космического базирования. / Е.Р. Маламед – Санкт-Петербург: СПбГИТМО(ТУ), 2002. – 291 с.

18. Кирилин А.Н. Космическое аппаратостроение. / А.Н. Кирилин, Г.П. Аншаков, Р.Н. Ахметов – Самара: АО «РКЦ «Прогресс», 2017. – 376 с.

19. Бортовая аппаратура мини-спутников [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://topuch.com/bortovaya-apparatura-ispolezuemaya-na-mini-sputnikah-holding-r/index.html> (дата обращения 15.01.2023).

20. Кирилин А.Н. Опытнo-технологический малый КА «АИСТ-2Д» / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Е.В. Шахматов – Самара: Издательство СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.

21. Солнечные батареи [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://saturn-kuban.ru/produktsiya/solnechnye-batarei> (дата обращения 10.01.2023).

22. Спутник Ikonos [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://innoter.com/sputniki/ikonos> (дата обращения 21.01.2023).

23. Временные правила по технике безопасности при работе с гептилом [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://budinfo.org.ua/doc/1816070.jsp> (дата обращения 23.01.2023).

24. Медико-социальные и экологические проблемы использования ракет на жидком топливе (гептил) [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=9162511> (дата обращения 23.01.2023).

25. Клиническая картина отравления гептлом [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://studfile.net/preview/2486733/> (дата обращения 23.01.2023).

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Апробация дипломной работы:

Представленный в данной дипломной работе проект послужил основой для подачи заявки на полезную модель космического аппарата для выведения группировки наноспутников стандарта CubeSat в Роспатент, зарегистрированной 25.11.2022 под номером 2022130579. На момент написания дипломной работы данная заявка находится на этапе экспертизы по существу.