

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»
(МАИ)

На правах рукописи



Юдин Андрей Дмитриевич

РАЗРАБОТКА СПОСОБА УВОДА НАНОСПУТНИКОВ
CUBESAT С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

Специальность 05.13.01 – системный анализ, управление
и обработка информации

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Пичхадзе Константин Михайлович

Москва 2021

Содержание

ВВЕДЕНИЕ	5
1. СПОСОБЫ УВОДА НАНОСПУТНИКОВ CUBESAT С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ	13
1.1 Технология Cubesat.....	18
1.2 Способы увода наноспутников Cubesat с околоземных орбит.....	22
1.2.1. Двигатели малой тяги.....	27
1.2.2. Тросовые системы	29
1.2.3. Атмосферный парус	33
1.3 Предложение по уводу наноспутником Cubesat с помощью аэродинамических тормозных оболочек	38
1.3.1. Оценка времени увода наноспутника Cubesat с надувной тормозной оболочкой	42
1.4 Оценка эффективности применения пассивных способов для увода наноспутников Cubesat с низкооколоземных орбит	52
1.5 Выводы к главе.....	61
2. АНАЛИЗ СИСТЕМЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ НАДУВНЫМИ ОБОЛОЧКАМИ ДЛЯ УВОДА СПУТНИКОВ CUBESAT С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ	63
2.1 Система ввода в действие.....	67

2.1.1 Система ввода в действие с выдвижной платформой.....	68
2.1.2 Система ввода в действие с откидными панелями.....	70
2.1.3 Система ввода в действие с раскрытием створок.....	72
2.1.4 Оценка эффективности системы ввода в действие	73
2.2 Система надува оболочки.....	77
2.2.1 Пассивная система надува	78
2.2.2 Активная система надува.....	81
2.2.3 Оценка эффективности системы надува оболочки	83
2.3 Система управления.....	87
2.4 Выводы к главе.....	89
3. ИЗГОТОВЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ ДЛЯ УВОДА СПУТНИКОВ CUBESAT С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ	90
3.1 Изготовление корпуса наноспутников Cubesat.....	90
3.1.1 Оценка эффективности изготовления корпуса Cubesat	97
3.2 Изготовление аэродинамической тормозной сферической оболочки.....	101
3.2.1 Технология изготовления тормозной оболочки	102
3.2.2 Укладка аэродинамической тормозной оболочки	105
3.2.3 Газопроницаемость металлополимерных покрытий.....	113
3.2.4 Деструкция металлополимерных покрытий	117

3.3 Выводы по главе	119
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	120
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ	122
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	124
СПИСОК ИЛЛЮСТРАТИВНОГО МАТЕРИАЛА	135

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования. Длительное существование на орбите космических аппаратов (КА), отработавших свой ресурс и/или вышедших из строя представляют угрозу вновь запускаемым КА. Официальное признание на международном уровне эта проблема получила в 1993 году после доклада Генерального секретаря Организации Объединенных Наций (ООН) под названием «Воздействие космической деятельности на окружающую среду».

В 2007 году Комитет ООН по использованию космического пространства в мирных целях принял Руководящие принципы предупреждения образования космического мусора. Один из принципов требует ограничения длительного существования КА в районе низкой околоземной орбиты (НОО) после завершения программы полета. Такие меры предусмотрены в ГОСТ Р 52925-2008, а также стандартах Европейского космического агентства (ESA) и Национального управления по аэронавтике и исследованию космического пространства США (NASA).

Помимо того тенденция к миниатюризации КА и использованию группировок малых КА вместо одного большого усугубляет проблему, увеличивая число объектов в околоземном космическом пространстве (ОЗКП). Типичным примером наноспутников могут служить CubeSat, состоящий из одного или нескольких стандартизованных юнитов (U) в виде кубика со стороной 10 см и массой не более 1,33 кг. Как правило, эти КА применяют для образовательных проектов, освоение новых технологий, и область использования увеличивается ежегодно. Проблемой создания наноспутников CubeSat является использование электроники индустриального класса, что ограничивает срок активного существования. По статистике ресурс большинства наноспутников CubeSat составляет не более одного месяца.

Поэтому разработка технологий «деорбитинга» – увода исчерпавших ресурс наноспутников CubeSat с НОО становится весьма актуальной и востребованной задачей. В настоящее время активно ведутся разработки способов очистки ОЗКП, чтобы решить проблему засорения техногенными объектами, в том числе и нефункционирующими наноспутниками Cubesat. Способы увода можно разделить на две группы:

1. Активные средства – внешнее воздействие на объект;
2. Пассивные средства – системы увода входящие в состав аппарата, т.е. использование существующих физических полей или внешней среды для торможения КА.

Для выбора рационального способа увода КА с НОО необходима разработка методики, включающей оценку эффективности системы увода, т.е. качество решения задачи увода с наилучшими временными, массогабаритными, эксплуатационными и конструктивными показателями.

Приведенные данные свидетельствуют об актуальности данной диссертационной работы и необходимости системного анализа способов увода наноспутников CubeSat, представляющих угрозу столкновения при окончании срока эксплуатации или выходе их из строя с функционирующими объектами в космосе.

Степень разработанности темы. Вопросы применения средств увода космического мусора изучались: Бондаренко С., Горлов А.В., Малышев В.В., Надирадзе А.Б., Обухов В.А., Палий А.С., Покрышкин А.И., Forward R.L., Hoyt R.P., Johnson L Phipps C.R., Rubenchik A., Takeichi N.

Значительный вклад в разработку технологии торможения КА в атмосфере планет с использованием надувных тормозных устройств внесли: Алифанов О.М., Богданов В.В., Дерюгин В.А., Землянский Б.А., Пичхадзе К.М., Финченко В.С., Фирсюк С.О.

Исследования эффективности пассивных способов увода КА с низких околоземных орбит проводились: Аншаков Г.П., Крестина А.В., Пикалов Р.С., Ткаченко И.С., Трофимов С.П., Юдинцев В.В.

Значительное количество факторов конструктивного и эксплуатационного характера, влияющих на процесс увода КА с НОО, предопределили необходимость использования системного анализа и синтеза. В тоже время недостаточно проработаны методики выбора рационального способа увода наноспутников Cubesat. Авторы работ решали многокритериальные задачи увода различных классов КА, но не учитывали массогабаритные, конструктивные и другие технические ограничения стандарта Cubesat, а также вопросы создания автономных систем увода, минимально влияющие на тактико-технические характеристики целевого КА.

Объектом исследования является наноспутник Cubesat, состоящий из модулей размером 10x10x10 см и массой не более 1,33 кг, предназначенный для исследований на НОО высотой от 300 км до 800 км.

Предметом исследования является процесс увода наноспутника Cubesat массой не более 10 кг с НОО высотой от 300 км до 800 км.

Научно-технической задачей исследования является разработка способа увода наноспутников CubeSat с НОО.

Целями исследования является:

1. Системный анализ способов увода наноспутников CubeSat с НОО;
2. Анализ технологии торможения наноспутников CubeSat в околоземном космическом пространстве с использованием тонкопленочных надувных тормозных оболочек;

3. Определение состава системы увода наноспутников CubeSat с учетом массогабаритных, конструктивных и других технических ограничений стандарта CubeSat.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

1. Оценка обобщенных показателей средств увода наноспутников CubeSat с НОО;
2. Разработка схмотехнических решений автономной системы увода наноспутников CubeSat;
3. Анализ совместимости компонентов автономной системы увода наноспутников CubeSat;
4. Разработка и анализ алгоритмов работы автономной системы увода наноспутников CubeSat;
5. Разработка схемы укладки тонкопленочной тормозной оболочки с учетом габаритных ограничений стандарта CubeSat.

Методы исследования. Для решения поставленных задач использовались методы системного анализа сложных технических систем, методы принятия решений для многокритериальных задач, методы экспертных оценок, методики автоматизированного проектирования технических систем.

Научная новизна работы:

1. Впервые разработана методика выбора способа увода наноспутников CubeSat, *отличающаяся* временными, массогабаритными, эксплуатационными и конструктивными показателями, формирующие обобщенный критерий качества увода КА.
2. Проведена детальная декомпозиция системы увода *позволяющая* определить рациональный состав системы и схмотехнические решения

увода наноспутников CubeSat с учетом массогабаритных ограничений и совместимости компонентов системы;

3. Разработан рациональный алгоритм управления системой увода, *отличающийся* минимальным количеством команд и элементов системы управления.

Теоретическая значимость работы выражена в обобщении системного анализа для решения задачи выбора рационального способа увода наноспутников CubeSat на основе метода обобщенного критерия.

Практическая значимость работы заключается в решении практических задач, стоящих в космической технике и связанных с созданием новых средств увода космических аппаратов. При выполнении работы было разработано:

1. Исходные данные и требования для реализации автономной системы увода наноспутников CubeSat с рабочей орбиты после окончания срока эксплуатации.

2. Схема укладки сферической тормозной тонкопленочной оболочки с высоким процентом заполнения материала пленки при геометрических ограничениях стандарта CubeSat;

3. Варианты системы увода наноспутников и рекомендации по использованию размера надувных тормозных оболочек в зависимости от массы КА и высоты рабочей орбиты. Совместно с МАИ и АО «НПО Лавочкина» создан демонстрационный макет устройства, который был представлен на международном авиакосмическом салоне «МАКС-2019».

Методология и методы исследования. Для решения поставленных задач использовались методы системного анализа сложных технических систем, методы принятия решений для многокритериальных задач, методы экспертных оценок, методики автоматизированного проектирования технических систем.

Основные положения, выносимые на защиту диссертации:

1. Методика выбора способа увода наноспутников CubeSat по обобщенному критерию, полученный сверткой показателей: время увода наноспутников CubeSat, массогабаритные характеристики системы увода, ориентация наноспутника по потоку в процессе увода и автономность системы;
2. Декомпозиция автономной системы увода наноспутника Cubesat с НОО;
3. Схемотехнические решения для системы увода – ввод в действие шарнирным раскрытием панелей корпуса модуля Cubesat и надув тормозной оболочки химическим источником газа парафином;
4. Синтез компонентов системы увода наноспутников CubeSat с учетом ограничения массы и габаритов модуля Cubesat и совместимости элементов систем между собой;
5. Схема укладки тонкопленочной тормозной оболочки с плотностью укладки, т.е. отношение объема материала оболочки к объему сложенной оболочки не менее 40%.

Степень достоверности исследования обусловлена корректным применением указанных методов системного анализа, методов экспертных оценок, методик автоматизированного проектирования технических систем исследования и подтверждается адекватностью результатов использования предложенных методов.

Апробация работы. Основные научные положения и результаты диссертации докладывались и обсуждались на ряде международных конференций:

1. XLI академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых -

пионеров освоения космического пространства, г. Химки. АО «НПО Лавочкина». 2017 г.

2. Конференция-форум "Космос: взгляд в будущее" первого инновационно-медийного форума Федерации космонавтики России. г. Москва. НИУ "МЭИ". 2017 г.

3. XVI конференция молодых ученых, посвященная дню космонавтики «Фундаментальные и прикладные космические исследования», г. Москва. Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН). 2019 г.

4. Международная конференция "Авиация и космонавтика - 2019", г. Москва. ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». 2019 г.

5. Всероссийский молодежный конкурс научно-технических работ «ОРБИТА МОЛОДЕЖИ-2019». г. Санкт-Петербург. БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д.Ф. Устинова. 2019 г.

6. XLIV академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства. Химки. АО «НПО Лавочкина». 2020 г.

Научная работа «Система деорбитинга наноспутников стандарта Cubesat с низких околоземных орбит» стала лауреатом Всероссийского молодежного конкурса научно-технических работ Федерации космонавтики России "Космос: взгляд в будущее" и заняла 3 место в секции «Системные и проектно-конструкторские решения для космических аппаратов различного назначения. Целевая и служебная аппаратура КА различного целевого назначения» Всероссийского молодежного конкурса научно-технических работ «Орбита Молодежи-2019».

Личный вклад автора. Основные результаты являются оригинальными и получены либо автором, либо при его непосредственном участии.

Автором выполнено следующее:

1. Разработка технической реализации способа увода наноспутников Cubesat с рабочей орбиты за счет сил аэродинамического торможения, создаваемые надувной тормозной оболочкой сферической формы из тонкой металлизированной полимерной плёнки.
2. Решение задачи выбора способа увода наноспутников CubeSat с НОО;
3. Разработка схемы деления системы увода наноспутников Cubesat с НОО;
4. Разработка схемотехнических решений основных служебных систем увода наноспутников CubeSat с НОО;
5. Участие в разработке вариантов и демонстрационного макета системы увода наноспутников CubeSat с НОО;
6. Разработка схемы укладки тонкопленочной тормозной оболочки с учетом ограничения массы и габаритов модуля Cubesat.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 11 работ, в том числе 4 в изданиях, рекомендуемых ВАК. Имеется 1 свидетельство о регистрации изобретения.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, заключения и списка литературы из 97 наименований, изложена на 139 страницах машинописного текста, содержит 69 рисунков и 17 таблиц.

1. СПОСОБЫ УВОДА НАНОСПУТНИКОВ CUBESAT С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

В настоящее время в районе НОО вплоть до высот порядка 2000 км, по данным Управления ООН, засорение достигло 300 тыс. техногенных объектов общей массой до 5000 тонн [1]. В 2013 году каталог Стратегического командования США содержал 16 600 объектов размером более 10 см [2], большая часть которых была создана СССР, США и Китаем [3-4]. По данным Главного информационно-аналитического центра (ГИАЦ) автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях (АСПОС) в ОЗКП, Российский каталог содержал в августе 2014 года 15,8 тыс. объектов [5], в 2015 году уже находилось более 17,1 тыс. объектов. Из них действующие спутники – 1336, остальное – космический мусор, столкновение с любым из которых приведет к полному разрушению КА [6].

В начале 2020 года в ОЗКП находятся 19,9 тыс. искусственных объектов [7]. На рисунке 1-1 приведено накопление по годам искусственных объектов различного рода в ОЗКП.

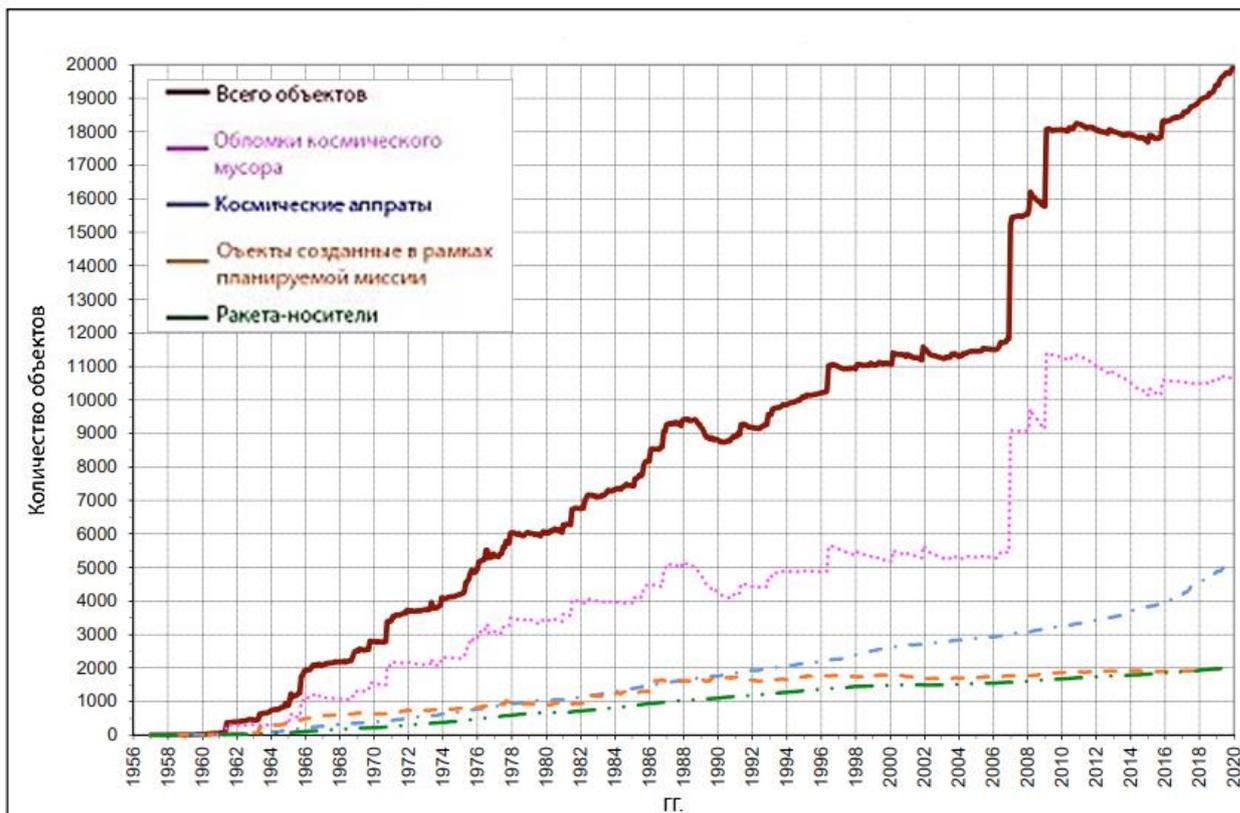


Рисунок 1-1. Динамика роста космического мусора [7]

Необходимость мер по уменьшению интенсивности техногенного засорения космоса продиктована стремлением избежать «каскадный эффект» (синдром Кessler) – достижения критической плотности космического мусора, когда начинается цепная реакция фрагментации, разрушающая в течение нескольких лет (или даже месяцев) все космические системы на орбите [8-9]. Экстраполяция существующих темпов засорения НОО показывает, что даже с учётом мер по уменьшению техногенного засорения в долгосрочной перспективе может произойти катастрофический рост количества объектов космического мусора в ОЗКП и, как следствие, станут практически невозможными дальнейшие полеты в космос и его освоение. Возможен сценарий, при котором опасное значение плотности техногенных объектов на околоземных орбитах, может быть получено через несколько десятков лет.

Вместе с тем стремление к уменьшению размеров КА и эксплуатация кластеров малых КА взамен одного большого спутника осложняют

проблему, увеличивая численность искусственных объектов в ОКЗП. Малые КА по общепризнанной классификации разделяют на мини- (массой от 100 кг до 500 кг), микро- (от 10 кг до 100 кг), нано- (от 1 кг до 10 кг) и пикоспутники (от 100 г до 1 кг).

Характерным образцом наноспутника является CubeSat, состоящий из одного или нескольких стандартизованных юнитов в виде куба со стороной 10 см и массой не более 1,33 кг. Как правило, эти КА применяют для образовательных проектов, освоение новых технологий, и область их использования увеличивается ежегодно.

После того как на японском модуле Кибо Международной космической станции (МКС) в октябре 2012 года был установлен механический пусковой механизм для массового выведения CubeSat с борта станции, зафиксирован взрывной рост интенсивности подобных запусков. По данным веб-сайта Nanosatellite Database [10], на начало 2020 года прогноз запусков наноспутников на ближайшую перспективу показывает устойчивый рост, а общее число наноспутников на орбите составляет несколько сотен единиц (рис. 1-2).

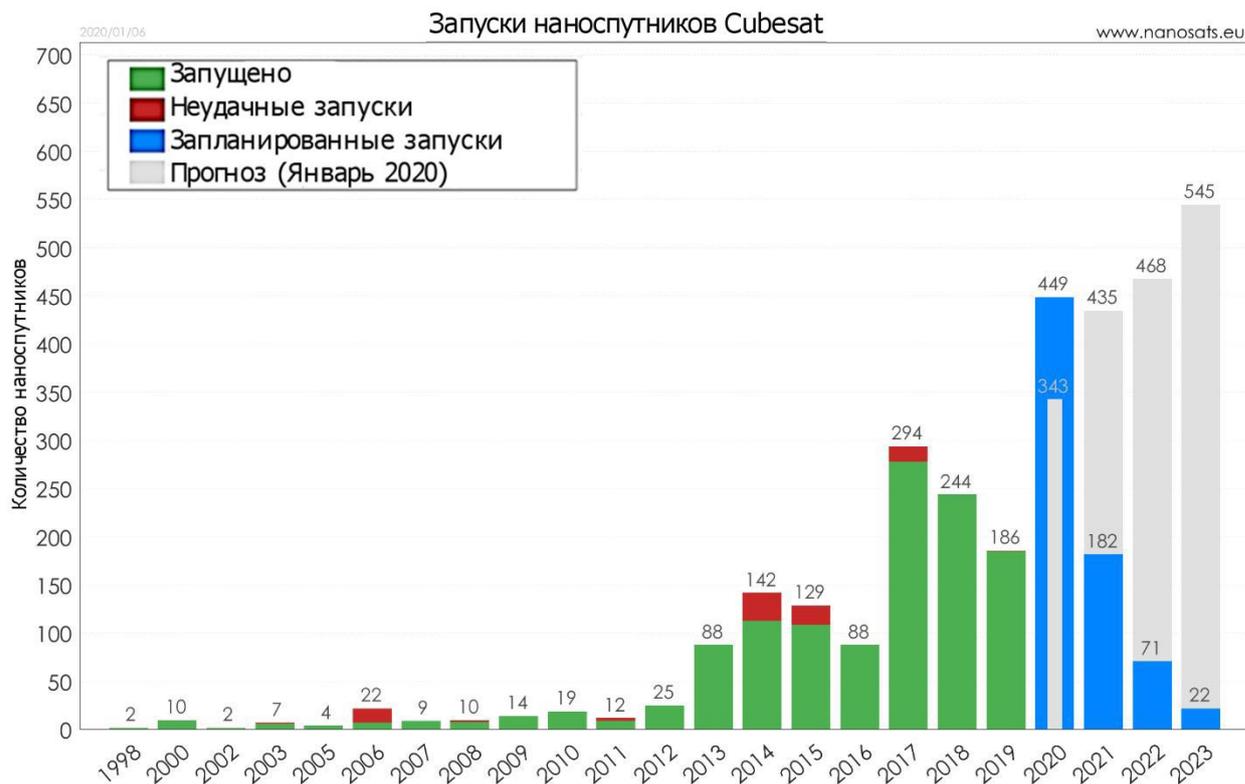


Рисунок 1-2. Количество запусков наноспутников по данным Nanosatellite Database (адаптировано из [10])

Проблемой создания спутников CubeSat является использование электроники индустриального класса, т.е. той, которая не предназначена для эксплуатации в космосе. Возможности современных чипов позволяют им работать в непригодных условиях, однако планируемый срок активного существования составляет, как правило, не более одного месяца. Известны случаи, когда спутник CubeSat выходил из строя сразу после вывода на рабочую орбиту, например космический аппарат «Маяк» формата Кубсат 3U еще 9 спутников из 73 отказали, которые были запущены в 2017 году на одной ракете-носителе [11].

Поэтому разработка технологий «деорбитинга» – увода исчерпавших ресурс наноспутников CubeSat с низкоорбитальных орбит становится весьма актуальной и востребованной задачей сегодняшнего дня. Приведенная информация указывает на насущную необходимость усилить разработку мероприятий по уменьшению засорения ОЗКП. Вследствие актуальности

проблемы засорения ОКЗП, решением может стать распоряжение оборудовать малые КА системой увода после окончания срока эксплуатации. Существуют стандарты Европейского космического агентства (ESA) [12], Национального управления по аэронавтике и исследованию космического пространства США (NASA) [13] и российским ГОСТом [14]. Прогнозируется, что такие меры станут нормой международного космического права и войдет в стандарты деятельности космических агентств всех стран мира.

1.1 Технология Cubesat

CubeSat — формат искусственных наноспутников Земли для исследования космоса, предложенный в 1999 году в США. По классификации [15] такие наноспутники делятся на университетские, военные, научно-прикладные и коммерческие. Традиционно такие спутники используются для обучения и отработки новых технологий, однако сфера их применения постоянно расширяется. Ключевое значение имеет стандарт CubeSat, по требованиям которого разработаны все спутники такого типа [16]. Идея единого стандарта позволила недорого создавать космические аппараты частным компаниям, любителям, студентам, а также многие страны смогли создать свой первый космический аппарат. В 2004 году спутники в формате CubeSat могли быть изготовлены и запущены на околоземную орбиту за 65-80 тысяч долларов [17], а в уже 2009 году NASA заявляло о возможности запуска за 20 тысяч долларов [18].

Наноспутник CubeSat состоит из юнитов (unit) в виде кубика. Один юнит имеет фиксированные габариты 10x10x10 см и массу не более 1,3 кг, т.е. 1U (рисунок 1-3).



Рисунок 1-3. Наноспутники CubeSat 1U [19]

Стандарт допускает объединение стандартных кубов в составе одного спутника кратно 1.5х, 2х, 3х одиночным модулям, состыкованным друг с другом по одной линии. Достигнутый предел – 16U или 20х20х40 см. Однако самым распространенным форматом наноспутников CubeSat является объединение трех юнитов – 3U (рисунок 1-4).

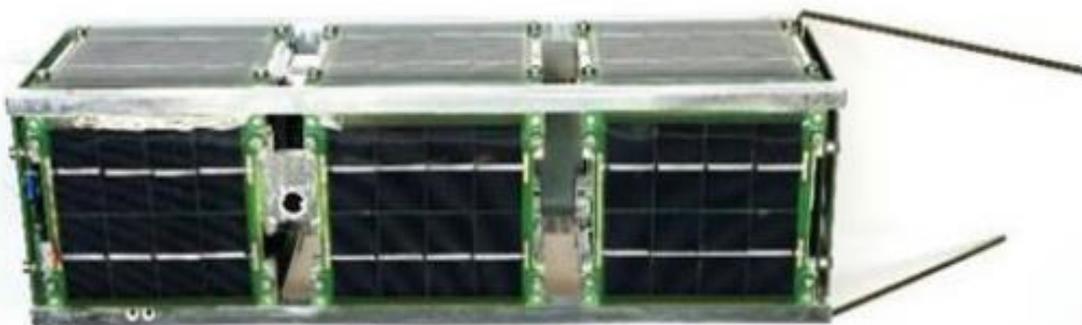


Рисунок 1-4. Наноспутники CubeSat 3U [20]

По данным сайта Nanosatellite Database (рисунок 1-5) заметно, что основную часть перспективных проектов составляют наноспутники CubeSat формата 3U, 1U, 6U и 8U.

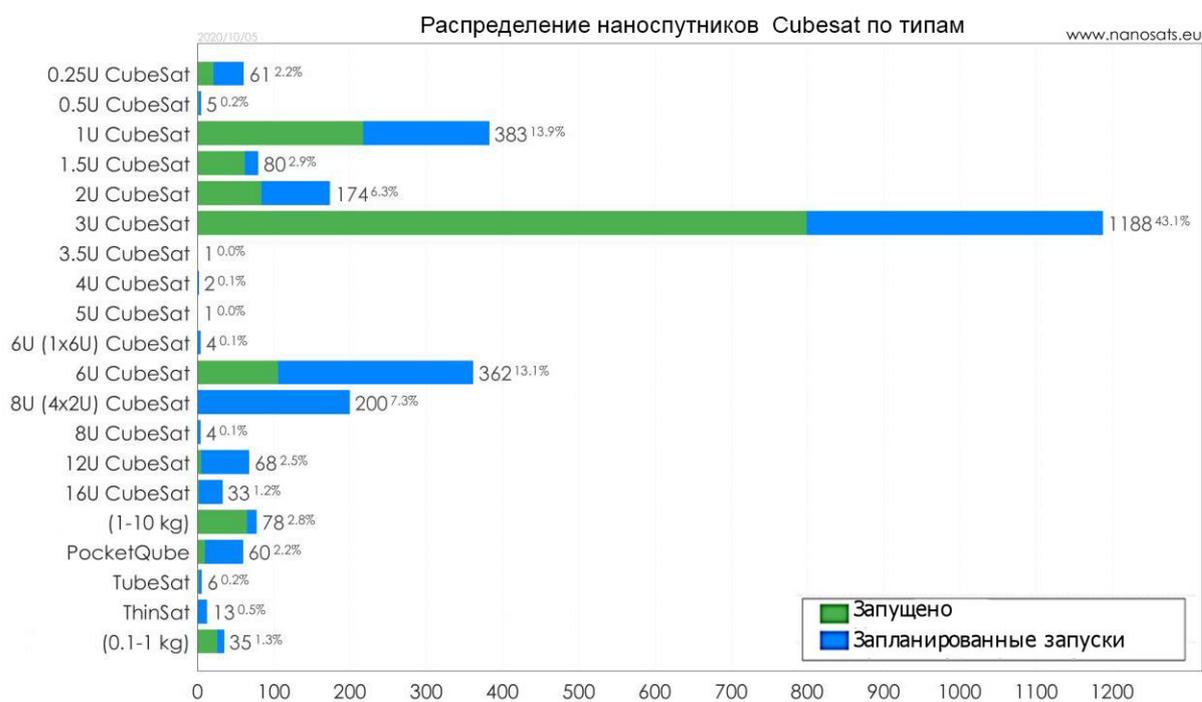


Рисунок 1-5. Распределение наноспутников CubeSat по типам (адаптировано из [10])

Стандартные габариты CubeSat значительно упрощают процедуру выведения в космос. Основная масса наноспутников выводится с борта МКС. Однако, на высоте орбиты порядка 400 км тормозящее воздействие земной атмосферы сравнительно сильное, поэтому даже маленькие спутники CubeSat держатся меньше двух лет, а если у спутника есть еще раскладные солнечные батареи, то время существования на орбите составляет менее 1 года. Выведение попутными запусками, при помощи специального контейнера, на орбиты обеспечивает более длительное время существования на различных солнечно-синхронных орбитах высотой от 470 до 820 км, на которых время нахождения наноспутников составляет до 25 лет (рисунок 1-б).

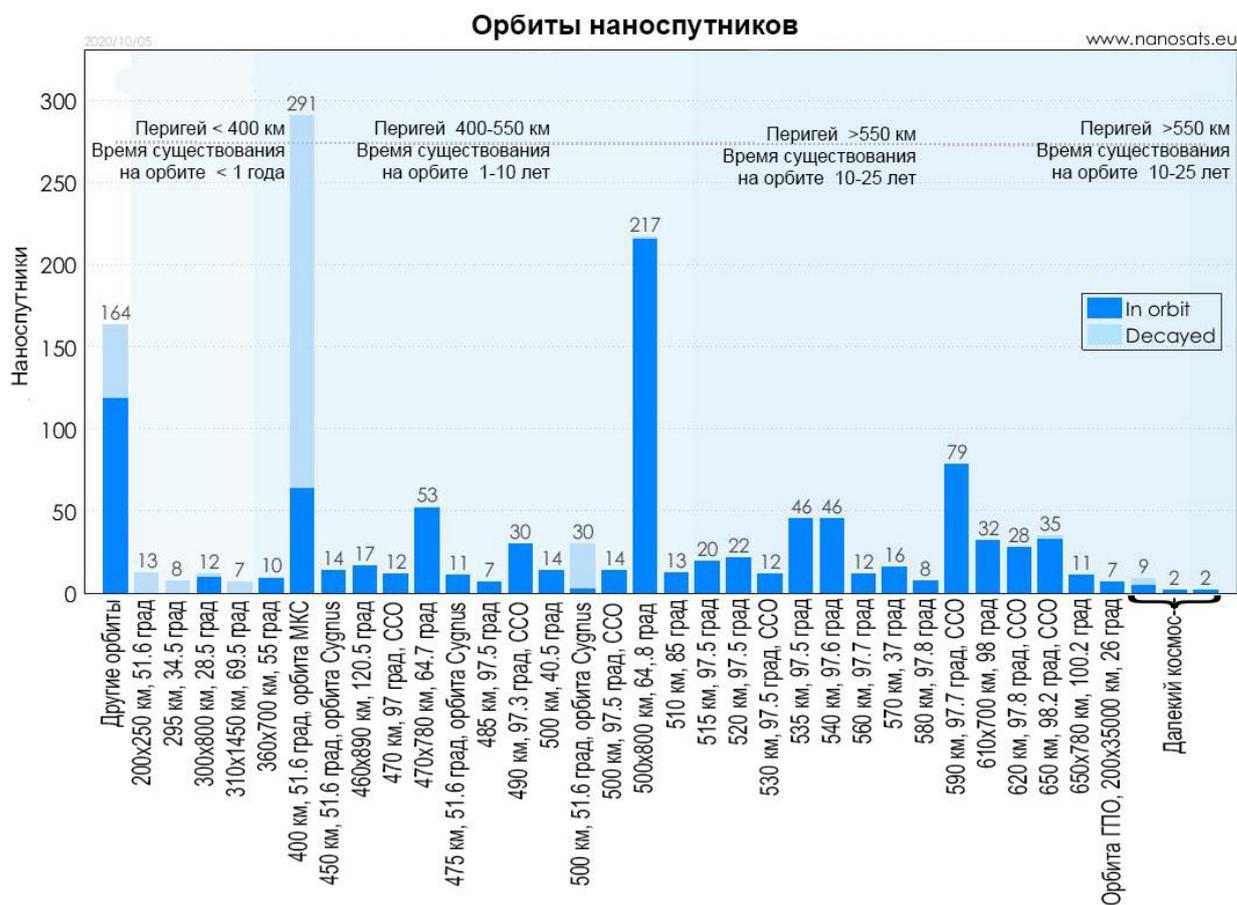


Рисунок 1-б. Распределение наноспутников по начальным орбитам (адаптировано из [10])

На сегодняшний момент в ОЗКП находится 1417 наноспутников, а функционируют из них лишь чуть больше половины (рисунок 1-7).

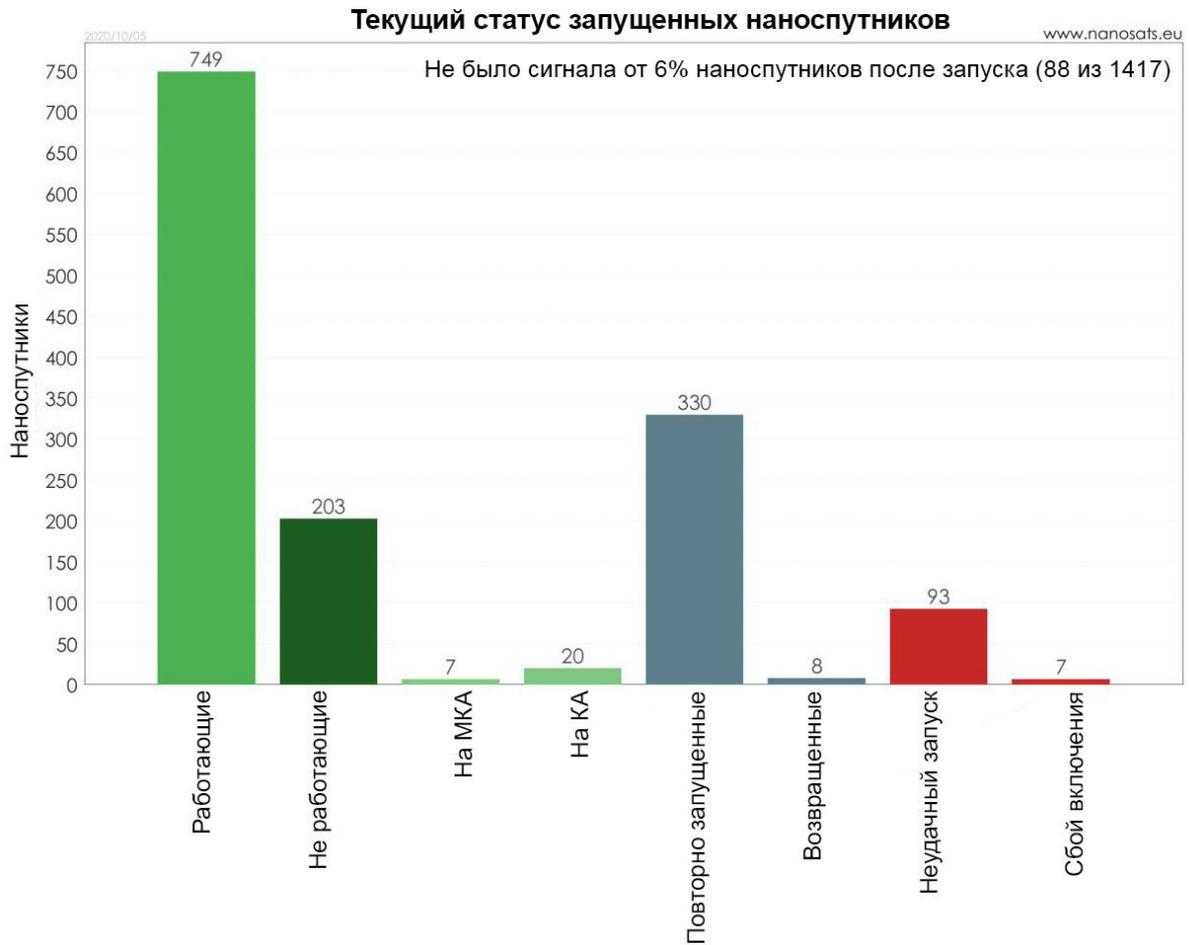


Рисунок 1-7. Текущий статус наноспутников (адаптировано из [10])

Нахождение большого количества наноспутников после окончания эксплуатации или в случае нештатной ситуации на самых распространенных рабочих орбитах представляет угрозу столкновения с функционирующими объектами в космосе, поэтому проблема увода спутников Cubesat стоит особо остро.

1.2 Способы увода наноспутников Cubesat с околоземных орбит

К настоящему времени проведены разработки способов очистки ОКЗП, чтобы решить проблему засорения техногенными объектами, в том числе и нефункционирующими наноспутниками Cubesat. Анализ способов увода показывает, что их можно разделить на две группы:

- Активные средства – внешнее воздействие на объект;
- Пассивные средства, входящие в состав аппарата, т.е. использование существующих физических полей или внешней среды для торможения космического мусора и свода его с орбиты.

На сегодняшний момент известны следующие активные методы:

1. Удаление мелких космических объектов путем применения излучения – испарение объектов лазерным излучением [21], смещение с орбиты ионными пучками [22] (рисунок 1-8), или использование наземных лазеров для снижения скорости движения и ввода в плотные слои атмосферы для полного или частичного сгорания, или для доставки в заданный район поверхности [23-26] (рисунок 1-9).

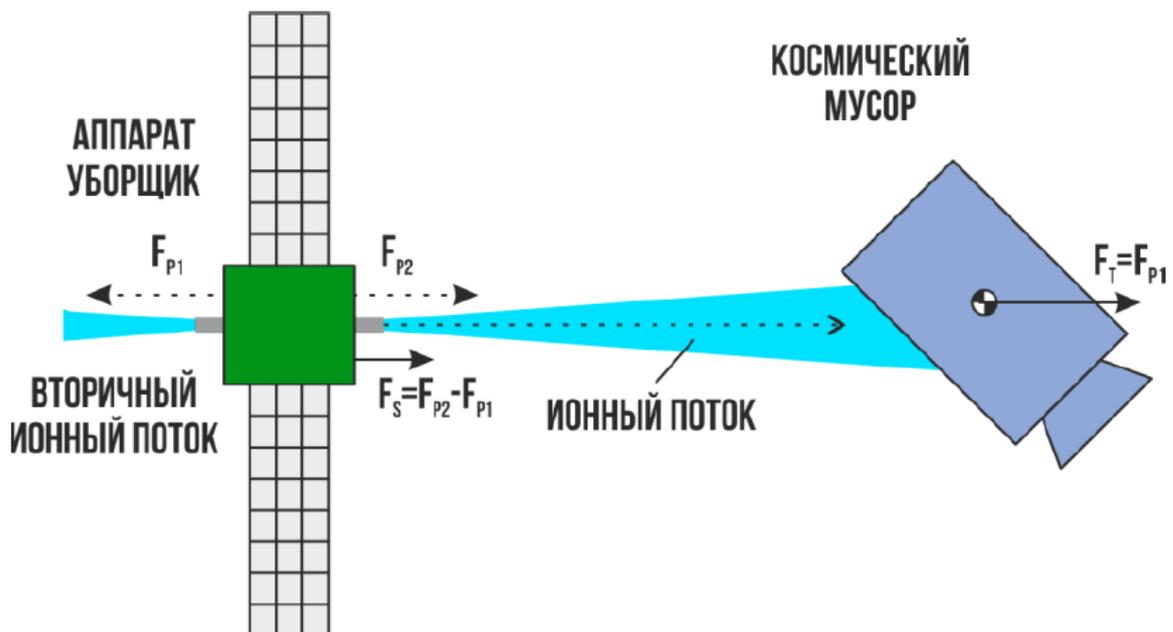


Рисунок 1-8. Схема воздействия потоком ионов на объект [27]

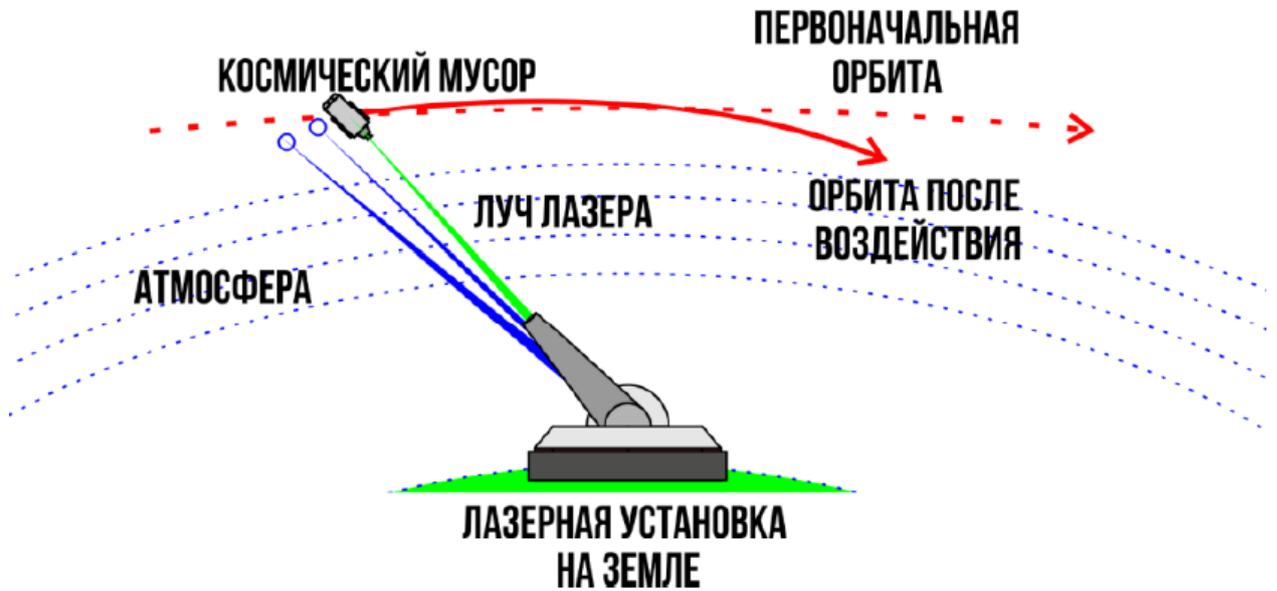


Рисунок 1-9. Увод космического мусора при помощи лазерной установки [27]

2. Применение КА для сбора отработанных спутников или больших фрагментов мусора для увода на орбиты долгосрочного «захоронения». Предполагается разработка КА для сбора искусственных объектов – проект «Ликвидатор» (Россия). За один год космический буксир будет способен убирать порядка тысячи фрагментов мусора и несколько десятков КА. Такой спутник (массой ~4 тонны) может работать на этих орбитах до десяти лет [28].

Возможно также применение летательных аппаратов (буксиров), которые будут собирать космический мусор непосредственным механическим взаимодействием манипулятора [29] (рисунок 1-10), сетью [30, 31] (рисунок 1-11), гарпуном [32, 33] или специализированными стыковочными модулями на гибкой связи [34] для дальнейшей утилизации непосредственно на орбите искусственного спутника Земли (ИСЗ) или для доставки на земную поверхность.



Рисунок 1-10. Система ElectroDynamic Debris Eliminator для захвата одиночного крупногабаритного техногенного космического объекта [29]

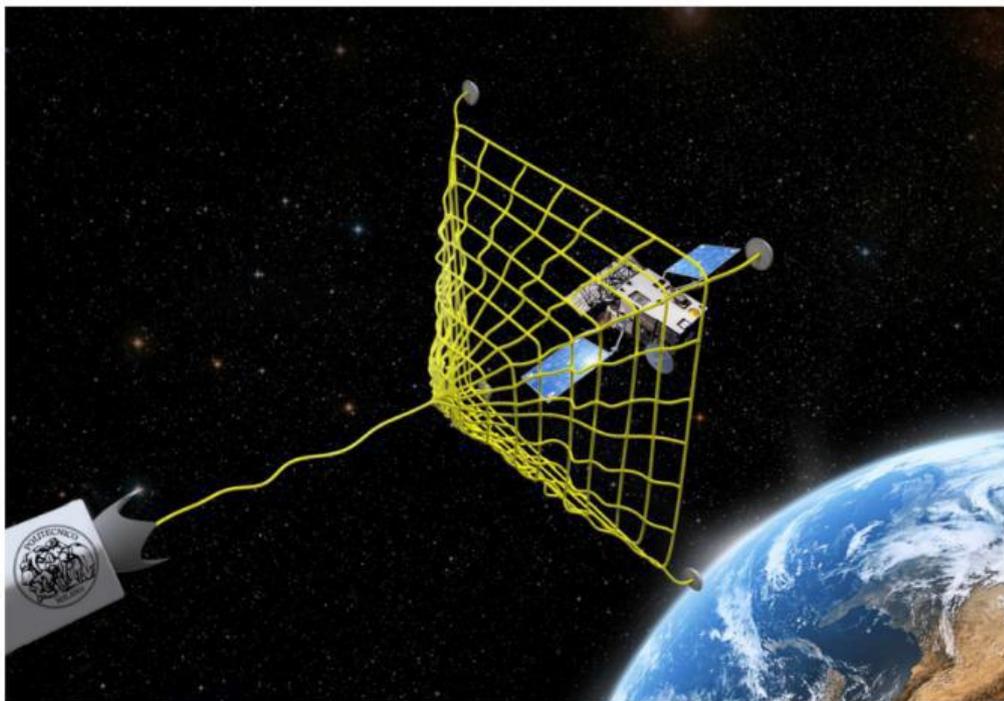


Рисунок 1-11. Использование сети для захвата объекта космического мусора [35]

К пассивным методам относят:

1. Увеличение параметров орбиты нефункционирующих спутников реактивными двигателями на химическом топливе или электрореактивными двигателями на орбиты долгосрочного «захоронения» [36];

2. Оснащение КА солнечным парусом специальной конструкции для увода на орбиты «захоронения» [37];

3. Уменьшение скорости искусственных спутников на НОО за счёт сил аэродинамического сопротивления в разреженных слоях атмосферы и ввод в плотные слои атмосферы Земли для полного или частичного сгорания. [38-39].

Реализовать такую задачу можно с помощью раскрывающихся тормозных систем в космосе тросовой, парусной или надувной конструкции.

Схема деления средств увода КА после окончания эксплуатации или выхода из строя показана на рисунке 1-12.

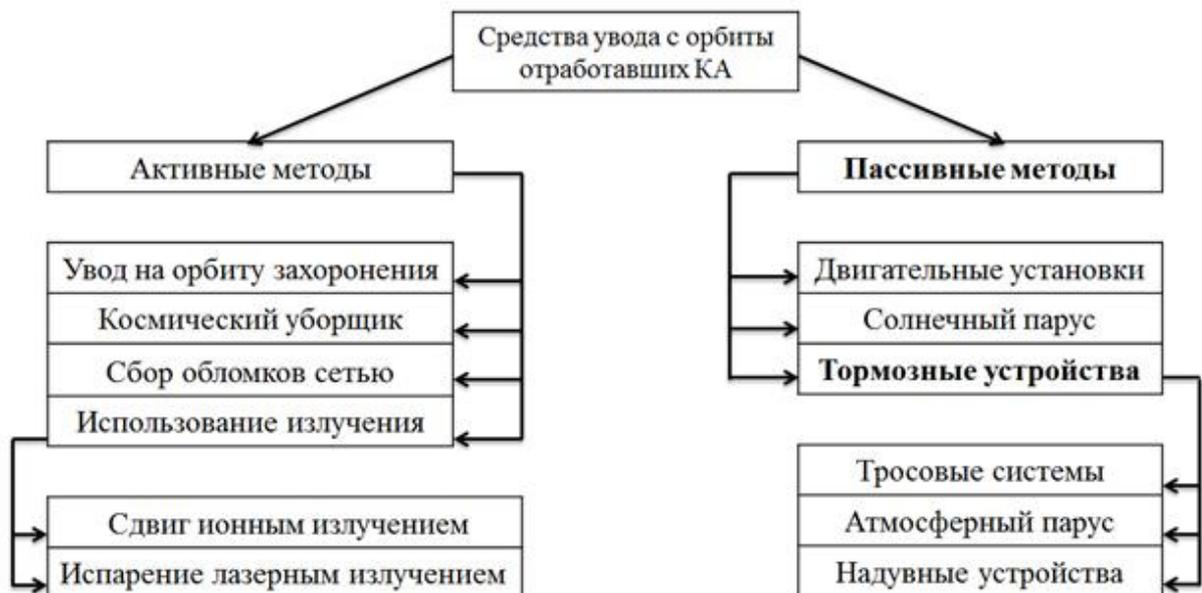


Рисунок 1-12. Схема деления средств увода КА

Следует признать, что эффективность активных методов увода КА весьма низкая, такие средства технически сложные, дорогостоящие и необходимо решить задачу управления КА для сбора объектов.

В наибольшей степени реализуемым и рациональным способом представляются пассивные методы увода спутников с околоземных орбит. Высокая эффективность этих средств будет достигнута при принятии законодательно требований и положений, направленных на минимизацию технологической деятельности человека по использованию космического пространства [40].

Далее мною проведен подробный обзор пассивных средств очистки ОКЗП, которые разработаны для увода наноспутников CubeSat.

1.2.1. Двигатели малой тяги

Использование двигателей малой тяги является наиболее естественным способом увода наноспутников CubeSat с низких орбит. Они создают небольшую в сравнении с силой притяжения центрального тела величину тяги. Так как подобная тяга создается физически в основном с помощью электрических ракетных двигателей (ЭРД), то они зачастую отождествляются с двигателями малой тяги [41].

Разработкой ЭРД занимаются ведущие мировые и отечественные промышленные компании и конструкторских бюро, в частности компания BUSEK [42], ОКБ «Факел» [43], Лаборатория высокочастотных ионных двигателей при МАИ [44], Space Propulsion Laboratory Массачусетского технологического института [45], Plasmadynamics and Electric Propulsion Laboratory Университета Мичиган [46].

Исходя из эмпирического правила 1 кг - 1 л - 1 Вт понятно, что потребляемая двигателем мощность - даже с учетом раскрывающихся солнечных панелей - не должна превышать 10-15 Вт. Опытные образцы электронагревных, ионных, импульсных плазменных ЭРД удовлетворяют этому ограничению. Однако явный лидер по энергоэффективности это электроспрейные (коллоидные) двигатели. Они зарекомендовали себя как самая перспективная технология реактивного движения сверхмалых КА. Высокий удельный импульс (1500 с и выше) вместе с возможностью прецизионного создания тяги в диапазоне от нескольких микроньютонов до 1 миллиньютонов обеспечивается масштабируемостью электроспрейных ЭРД по мощности. Например, восемь миниатюрных электроспрейных двигателей, разработанных в Space Propulsion Laboratory, при общей потребляемой мощности менее 1,5 Вт, обеспечивают тягу в 100 микроньютонов при удельном импульсе 1200 секунд (рисунок 1-13). Двигательная установка весит около 100 граммов и помещается в объем

размером $9 \times 9,6 \times 2,1$ см (около $0,2U$), включая пропеллент и управляющую электронику [47].

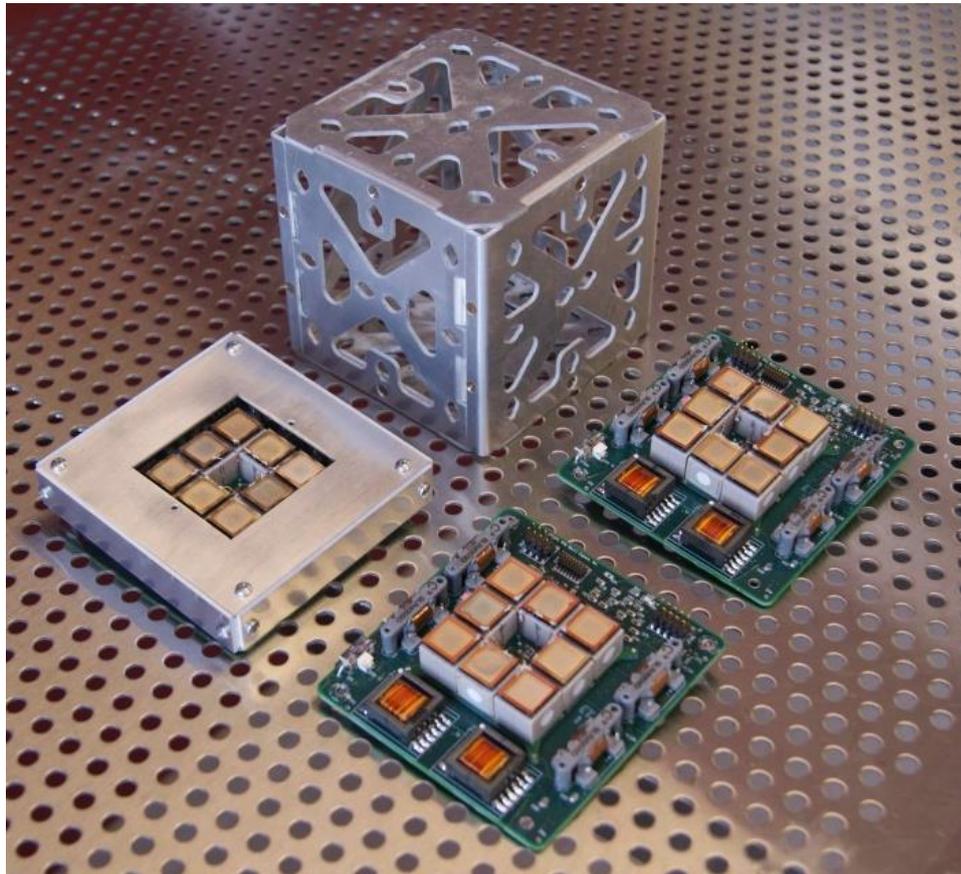


Рисунок 1-13. Электроспейные двигатели [47]

Но остается вопрос управления ЭРД при возникновении нештатной ситуации, поэтому перспективно создание новых систем управления движением КА с минимальным или нулевым потреблением топлива и/или электрической энергии, которые могут работать автономно от КА. К исполнительным органам систем увода наноспутников предъявляются жесткие требования по габаритам и массе. Поэтому чтобы система управления ЭРД соответствовали заданным требованиям и обеспечивали необходимую функциональность, проектируются новые технические решения, которые позволят максимально эффективно использовать естественные внешние силы и, как следствие, отказаться от тяги реактивных двигателей.

1.2.2. Тросовые системы

Для увода КА с НОО может быть использовано магнитное поле Земли для создания силы торможения. Эта сила может создаваться при помощи длинного токопроводящего троса [48].

Принцип действия электродинамической тросовой системы заключается в том, что при движении КА в магнитном поле Земли будет возникать электрический ток в проводящем тросе в соответствии с преобразованиями Лоренца. При пересечении троса с током силовых линий геомагнитного поля на него действует сила Ампера, тормозящая спутник (рисунок 1-14).

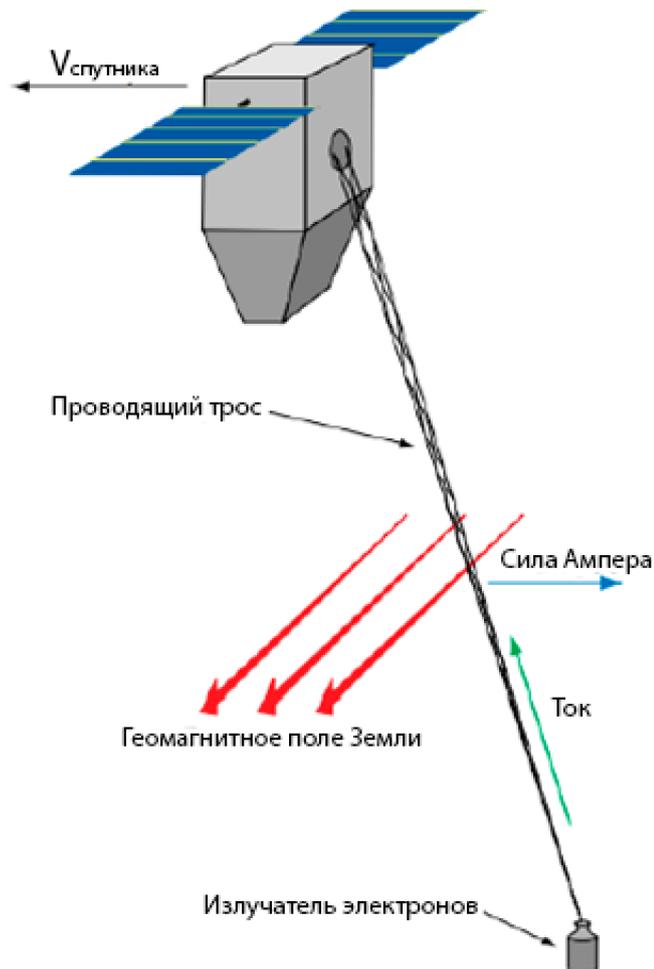


Рисунок 1-14. Физический принцип работы электродинамического троса (адаптировано из[49])

В таблице 1-1 приведена оценка времени увода при помощи электродинамической тросовой системы в зависимости от начальной высоты орбиты.

Таблица 1-1 . Время увода объекта космического мусора при помощи электродинамической тросовой системы в зависимости от начальной высоты [50].

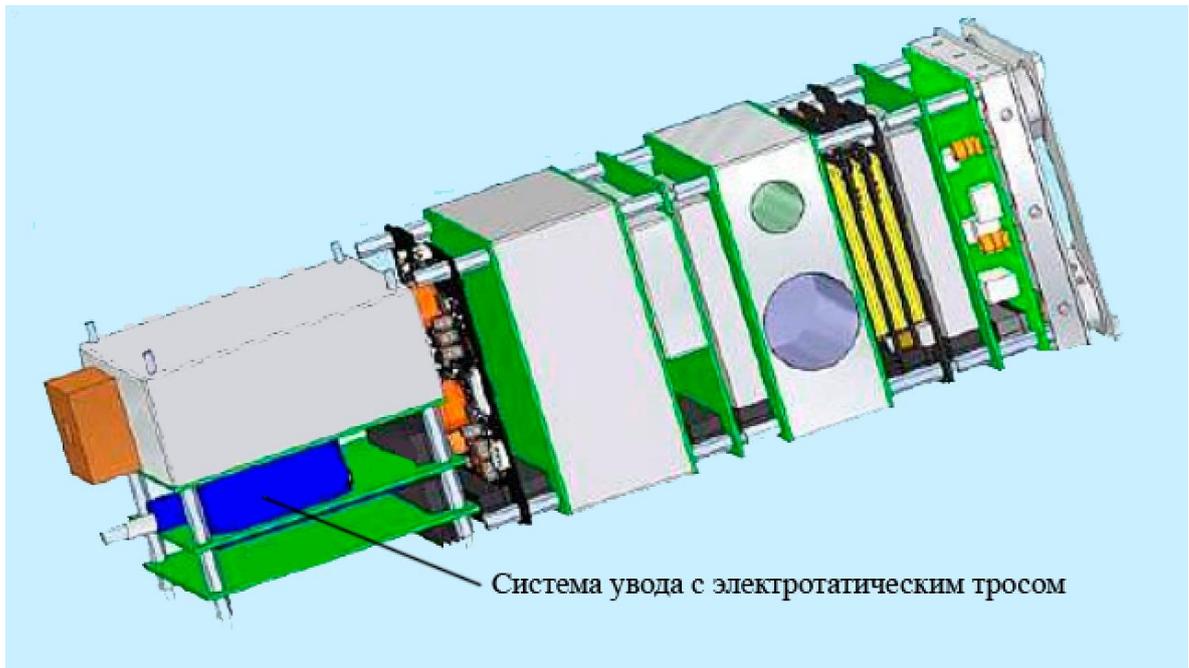
Высота орбиты, км	Естественный сход с орбиты, лет	Время увода КА с использованием электростатической тросовой системы, лет
500	14	1/6
600	41	1/6
700	110	1/4
800	260	1/3
900	660	5/12
1000	1537	1/2

Облегченные электродинамические тросы, в виде ленты длиной 100-500 м, являются наиболее эффективными для деорбитинга спутников с массой не более 100 кг. Торможение КА будет максимальным в случае экваториальной орбиты и будет ослабевать с увеличением наклона орбиты в соответствии с геометрией геомагнитного поля Земли [51].

Для применения тросовых систем для увода спутников на околополярных орбитах разработана система с электростатическим тросом. При движении КА со статически заряженным тросом относительно ионосферной плазмы создается тормозящая сила. Электростатический трос, также как и электродинамический, хорошо стабилизируется вдоль местной вертикали под воздействием гравитационного момента, однако он может быть короче и тоньше, так как наличие тока не требуется, что уменьшает массогабаритные параметры системы. [52].

Эта технология использована на борту финского наноспутника Cubesat формата 3U Aalto-1 (рисунок 1-15), который был запущен 23 июня 2017 года. Электростатический трос длиной 100 м и шириной 25-50 мкм предназначен для спуска с орбиты после окончания эксплуатации, с целью избежать создания космического мусора. Система увода имела объем 0,25U (рисунок

1-16) и вес 330 грамм. Время увода наноспутника Cubesat 3U ожидалось около 1 года с орбиты высотой 500 км [53].



*Рисунок 1-15. Наноспутник Cubesat Aalto-1 с электростатическим тросом
(адаптировано из [53])*

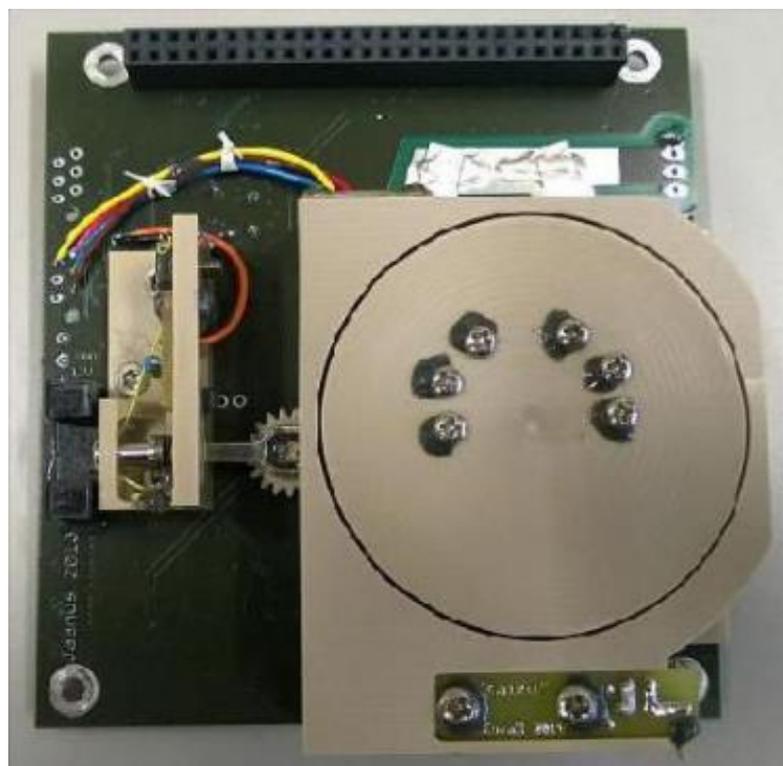


Рисунок 1-16. Тросовая система увода наноспутников Cubesat [53]

Несомненными преимуществами применения тросовых систем увода с орбит является:

- минимизация массы системы увода наноспутника – масса троса вместе с механизмом развертывания составляет до 5% от массы спутника;
- уменьшение времени существования КА на рабочей орбите;
- минимизация вероятности столкновения с искусственными объектами в ОЗКП, т.е. произведения эффективной площади миделевого сечения КА на время существования спутника на орбите.

Основная проблема тросовых механизмов – низкая надежность, вследствие неудачного развертывания троса, что произошло в миссии привязанной спутниковой системы-1 (TSS-1) [54], или разрушение микрометеоритами и техногенным космическим мусором, в случае с КА SEDS I и SEDS II [55]. В современных проектах последняя проблема была решена использованием особопрочных многонитевых тросов.

1.2.3. Атмосферный парус

Еще один вариант реализации увода космических аппаратов с рабочих орбиты основан на технологии бестопливного движения с использованием паруса. «Лепестки» из отражающей тонкой металлизированной полимерной пленки образуют конструкцию паруса. Он предназначен для увеличения силы давления солнечного излучения, но для низких орбит может использоваться как атмосферный – ориентированный по набегающему потоку, он усиливает лобовое сопротивление наноспутника Cubesat при движении в атмосфере. Космический аппарат с площадью паруса 30 м^2 , может быть сведён с орбиты высотой 500 км за 1 год. С ростом высоты эффективность торможения атмосферы падает: для высоты орбиты 800 км время увода увеличивается до 16 лет, для 900 км – до 39 лет, поэтому использовать атмосферное торможение для объектов, находящихся выше 800 километров, нецелесообразно [50].

В таблице 1-2 приведена оценка времени увода при помощи атмосферного паруса площадью 30 м^2 в зависимости от начальной высоты орбиты.

Таблица 1-2. Время увода объекта космического мусора при помощи электродинамической тросовой системы в зависимости от начальной высоты [50].

Высота орбиты, км	Естественный сход с орбиты, лет	Время увода КА с атмосферного паруса площадью 30 м^2 , лет
500	14	1
600	41	2
700	110	6
800	260	16
900	660	39
1000	1537	91

Большинство Cubesat запускаются на орбиты высотой до 650 км, где плотность атмосферы еще остается существенной, и ориентация паруса по потоку достигается пассивно, за счет одного аэродинамического момента. В

последнее время ярко выражена тенденция раскрытия атмосферного паруса для решения задачи увода КА [41].

Для отработки механизма разворачивания паруса из металлизированной полимерной пленки толщиной $5\div 12$ мкм и использования в качестве атмосферного паруса для увода КА с орбиты в 2010 году был осуществлен запуск аппарата NanoSail-D2 (рисунок 1-17), разработанный в NASA [56]. Четыре «лепестка» образовывали парус площадью порядка 10 м^2 .



Рисунок 1-17. Наноспутник Cubesat NanoSail-D2[56]

Это был CubeSat, состоящий из трех юнитов, размером $30\times 10\times 10$ сантиметров и массой 4 кг [57]. Система хранения сложенного паруса занимала объем 2U и имела массу около 2 кг (рисунок 1-18).

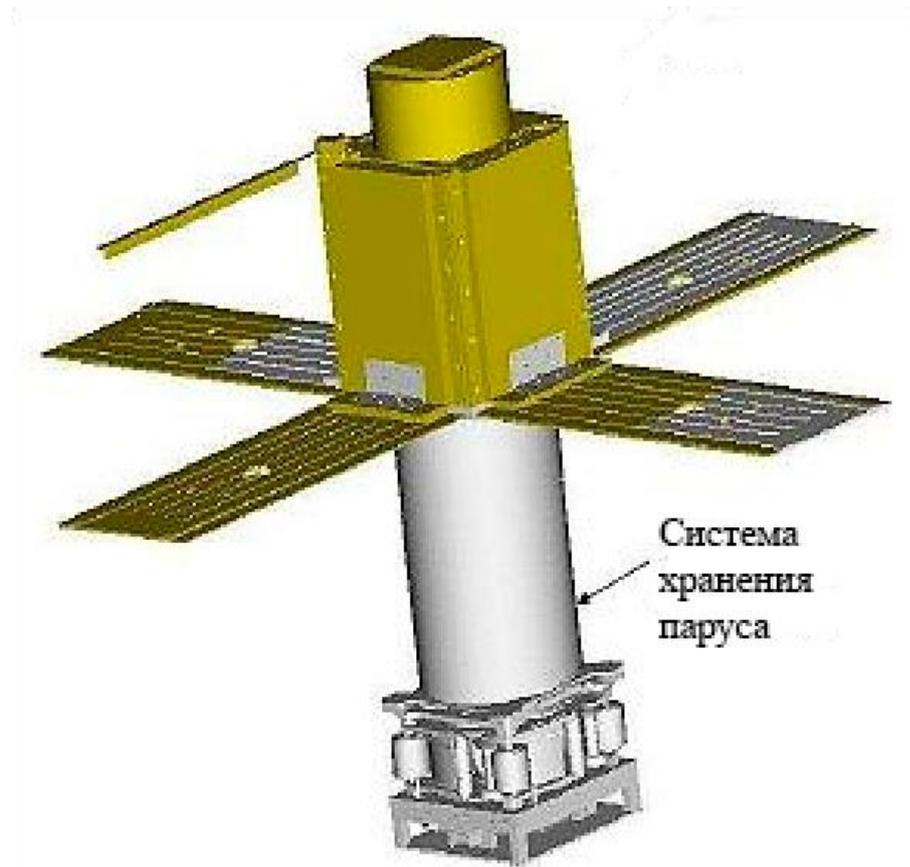


Рисунок 1-18. Размещение сложенного паруса в наноспутнике NanoSail-D2

(адаптировано из [57])

По оценкам, с высоты 650 км наноспутника NanoSail-D2 должен был спуститься до плотных слоёв атмосферы за 70-120 дней. Но неконтролируемое угловое движение вызвало вращение спутника. Спуск продлился 240 дней из-за уменьшения эффективной площади. Увеличение полученного времени по отношению к расчетному в несколько раз указывает, что увод КА плоским атмосферным парусом при неуправляемом полете является малоэффективным.

Среди предлагаемых конфигураций атмосферного тормозного устройства, помимо четырехлепесткового плоского квадратного паруса, известна конструкция в виде пирамиды. Такой парус был использован в проекте “Маяк” (рисунок 1-19), разработанный на базе Университета машиностроения (МАМИ) [58].

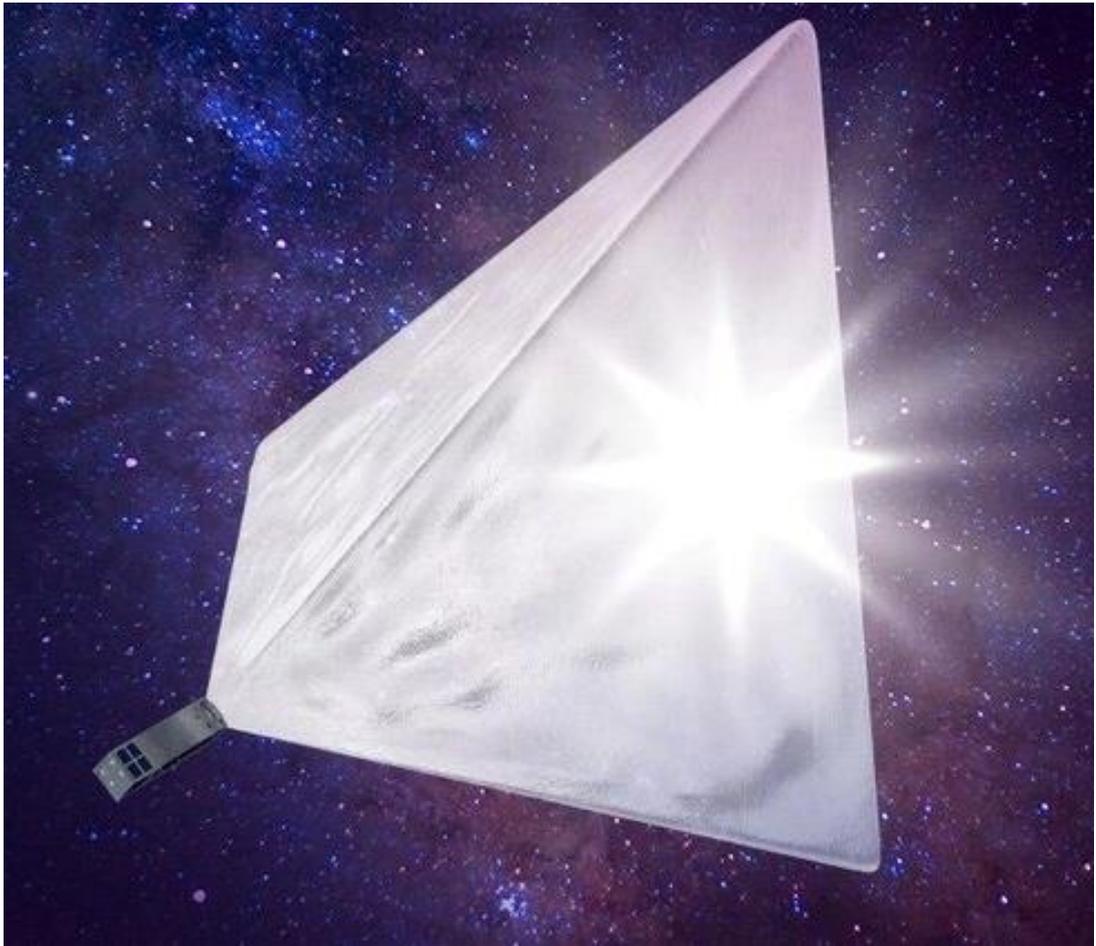


Рисунок 1-19. КА “Маяк” Московского политехнического университета [59]

Пирамидальный парус космического аппарата из светоотражающей металлизированной полимерной пленки толщиной 12 мкм должен был стать солнечным отражателем и тормозным устройством одновременно из-за большой площади поверхности. Объем сложенного пирамидального паруса и механизм раскрытия составил 1U и массу около 1 кг (рисунок 1-20). По оценкам такой парус смог спустить спутник Cubesat 3U до верхних слоёв атмосферы в течение 25 суток с орбиты 600 км [60].



Рисунок 1-20. Макет наноспутника «Маяк» для наземной отработки раскрытия атмосферного пирамидального паруса [57]

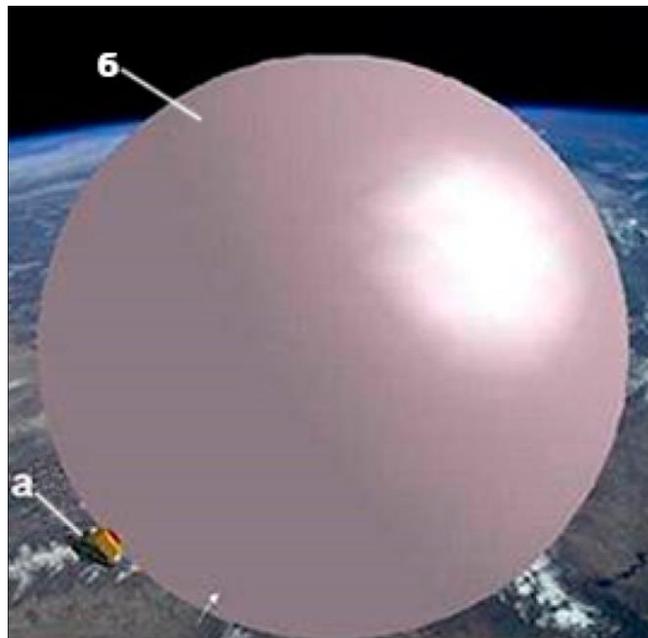
Спутник был запущен 14 июля 2017 года и успешно выведен на орбиту Земли. Однако «Маяк» не смог развернуть солнечный отражатель из-за возникшей нештатной ситуации [58].

В заключение обзора представленных средств увода атмосферными и солнечными парусами, стоит отметить сложные механизмы раскрытия паруса, содержащие привода, редукторы, электронику и т.д., что делает проекты по разработке наноспутников с парусом сложными в управлении и дорогостоящими.

1.3 Предложение по уводу наноспутником Cubesat с помощью аэродинамических тормозных оболочек

После обзора современных пассивных способов увода техногенных объектов с НОО, замечено, что известные по ряду работ надувные тормозные устройства для торможения в разреженных и плотных слоях атмосферы Земли [61-67] не используются для увода наноспутников Cubesat в настоящее время.

Примером такого устройства является концепция *Gossamer Orbit Lowering Device* (GOLD) System (рисунок 1-21). Оно использует тонкий воздушный шар, который будет увеличивать его аэродинамическое сопротивление КА в несколько сотен раз, тем самым приводя его к резкому торможению в атмосфере Земли [68]. Эти устройства просты по конструкции, легко изготавливаемы, а занимаемые ими объёмы в транспортных средствах и размеры в развёрнутом рабочем положении могут отличаться в десятки раз.



а – КА; б – надувная оболочка

*Рисунок 1-21. Технология Gossamer Orbit Lowering Device
(адаптировано из [68])*

Мною предлагается концепция использования надувной оболочки в качестве аэродинамического тормозного устройства для увода наноспутников CubeSat. Снабжение КА модулем аэродинамического торможения (рисунок 1-22), установленным со стороны одного из торцов модульного пакета позволяет обеспечить возможность увода КА с рабочей орбиты после прекращения их штатного функционирования и их ликвидацию в атмосфере Земли за счет аэродинамического торможения при сохранении общей компоновки модульных спутников типа CubeSat [69].

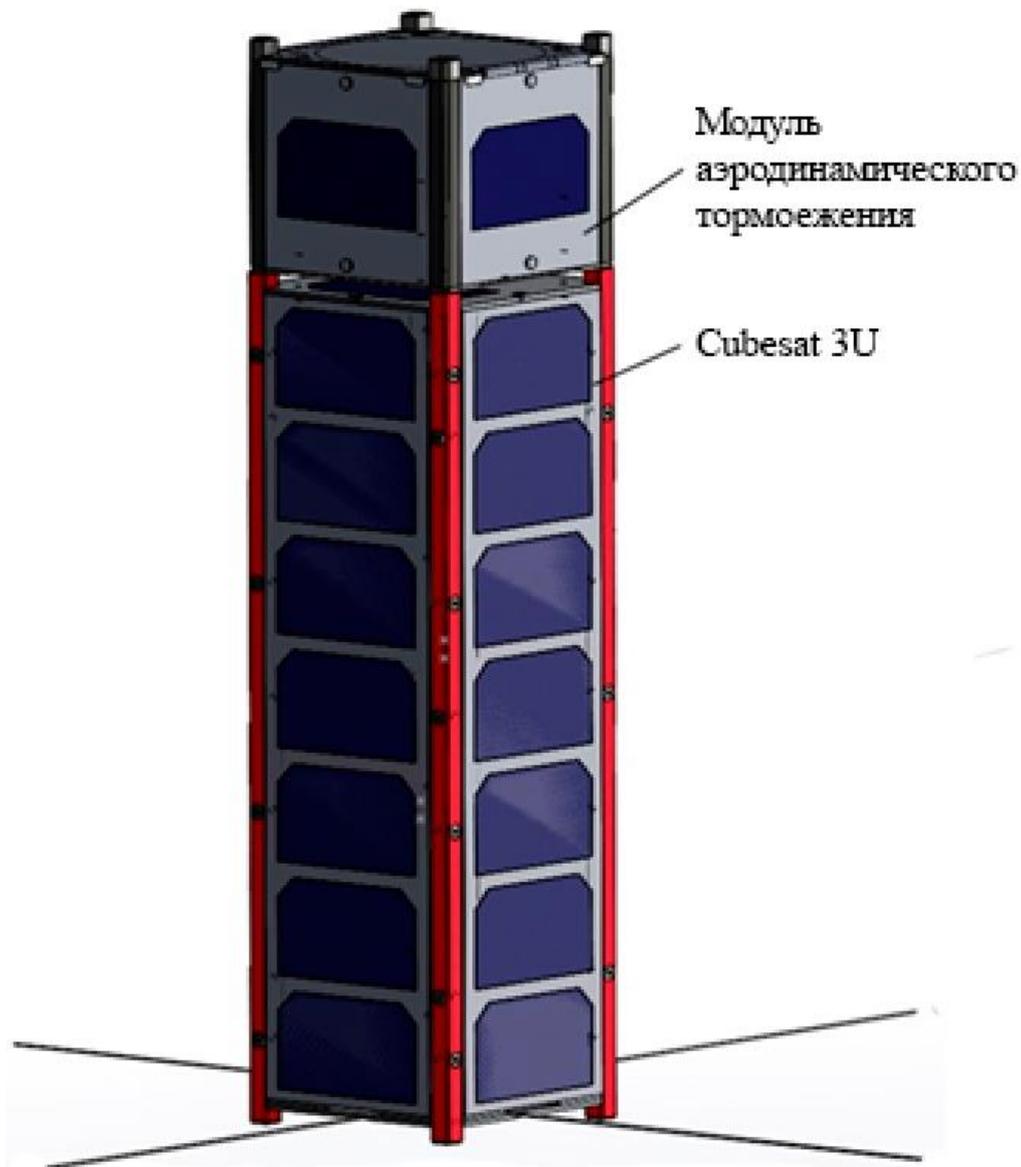


Рисунок 1-22. Наноспутник Cubesat 3U оснащенный модулем аэродинамического торможения

Надувная оболочка в рабочем состоянии показана на рисунке 1-23.



Рисунок 1-23. Наноспутник Cubesat 3U с тормозной оболочкой в рабочем состоянии

Сферическая тормозная оболочка изготавливаются из полиэтилентерефталатной (ПЭТФ) пленки с наружной металлизацией алюминием, которая обеспечивает защиту оболочки от разрушения. ПЭТФ пленки показали высокую применимость для конструкций космического назначения [70]. Толщина ПЭТФ — 12 мкм, удельная плотность — 9 г/м².

Система аэродинамического торможения наноспутников Cubesat должно представлять собой автономный унифицированный юнит стандарта Cubesat Design Specifications Rev 13 [71] для увода с околоземного космического пространства наноспутника отработавшего свой срок или

вышедшего из строя в атмосферу Земли. Бортовые системы тормозного устройства и оболочка из металлизированной полимерной пленки толщиной $5 \div 12$ мкм, сложенная внутри модуля, не превысит 1 литра объема. [72].

Для обеспечения прогнозируемого спуска КА с орбиты с использованием системы надувного тормозного устройства, единственным вариантом является использование сферических тормозных устройств, которые при характерном размере на 2 порядка больше корпуса наноспутника Cubesat обеспечивают устойчивое значение тормозящей силы вне зависимости от ориентации корпуса спутника.

В работе [73] показана зависимость аэродинамической силы и силы светового давления, действующие на ИСЗ в форме сферы диаметров 2 м, откуда видно, что сила аэродинамического торможения до высот около 800 км превалирует над силой светового давления (рисунок 1-24). Следовательно, надувные тормозные оболочки более эффективно использовать для свода техногенных объектов с высоты до 800 км в атмосферу Земли.

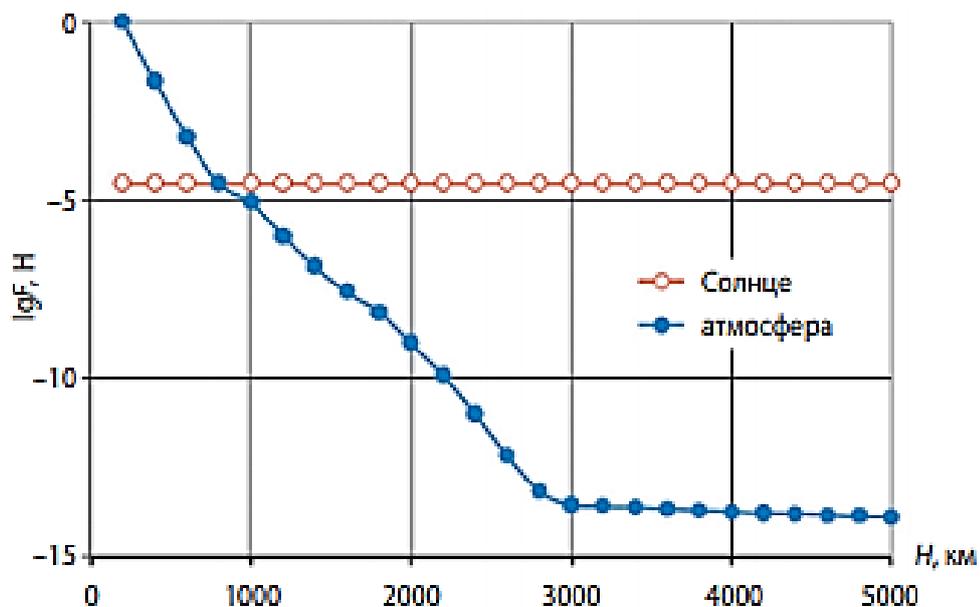


Рисунок 1-24. Зависимость аэродинамической силы и силы светового давления для случая ИСЗ со сферической оболочкой диаметром 2 метра

1.3.1. Оценка времени увода наноспутника Cubesat с надувной тормозной оболочкой

Движение наноспутника Cubesat в верхней атмосфере Земли характеризуется наличием тормозящей аэродинамической силы, вызванной свободномолекулярным обтеканием корпуса КА [74]. Величина тормозящей силы зависит от положения наноспутника в околоземном пространстве, положения Солнца, времени года и суток, а также солнечной активности и геомагнитной возмущенности. Оснащение наноспутника Cubesat системой аэродинамического торможения обеспечит более быстрый увод КА в плотные слои земной атмосферы с рабочей орбиты.

Проведена оценка пространственной и временной эволюции орбиты на примере увода наноспутника Cubesat 3U с орбит в диапазоне высот от 800 до 150 км, оснащенного сферической оболочкой диаметра D равный 1, 2 и 3 метра, по методике, заданная в [75]. Так же для сравнения рассчитано время естественного увода наноспутника Cubesat 3U с рабочей орбиты без системы аэродинамического торможения. Погрешность в определении коэффициентов аэродинамического сопротивления оценивают менее 7%.

На рисунке 1-25 показаны значения коэффициента аэродинамического сопротивления C_x для движения простых тел в условиях орбитального полета в верхней атмосфере Земли.

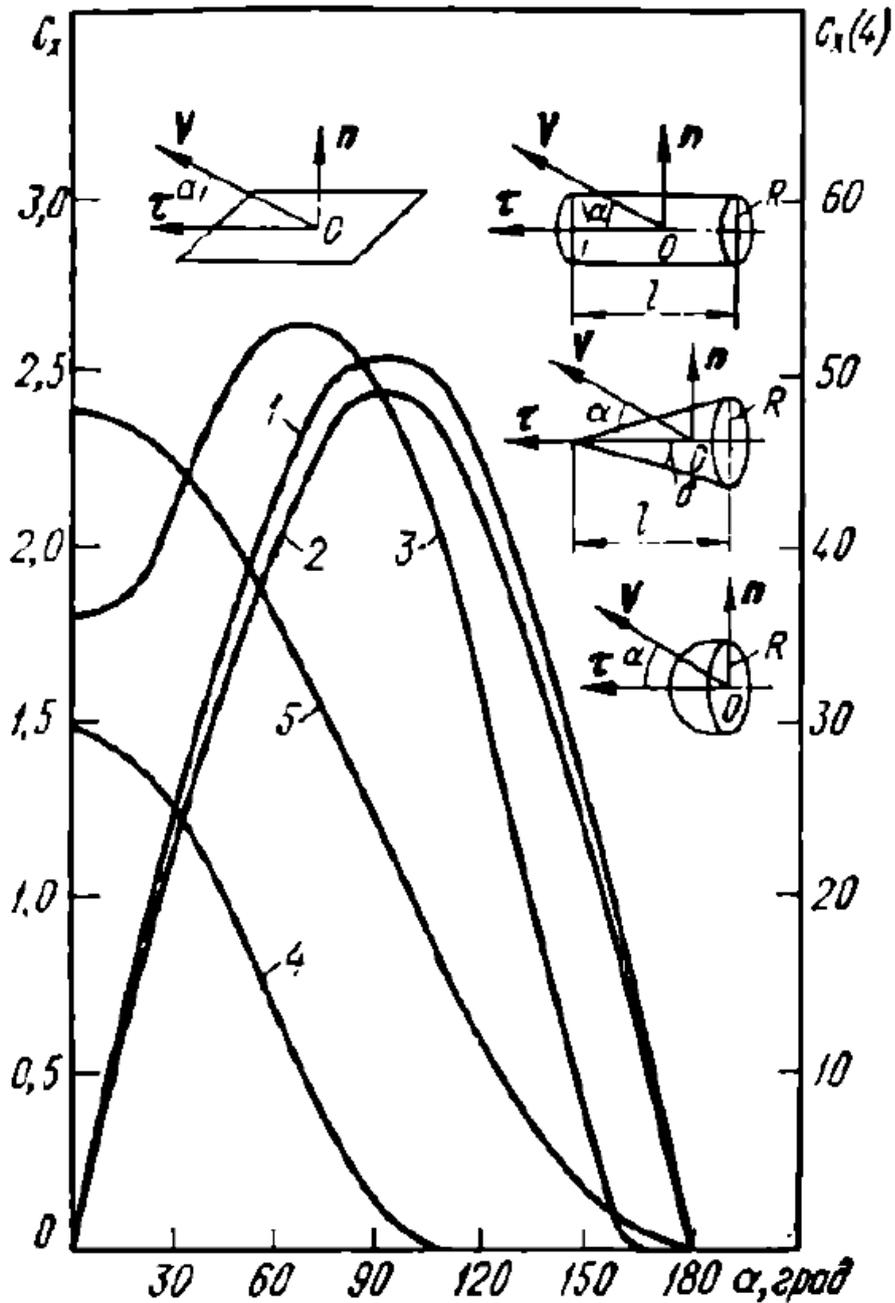


Рисунок 1-25. Величина коэффициента аэродинамического сопротивления C_x для движения простых тел в условиях орбитального полета в верхней атмосфере Земли [76]

Прогноз индекса солнечной активности на 25-ый цикл показан на рисунке 1-26. Можно отметить, что активность в 25-ом прогнозируется достаточно низкой, как и в 24-ом цикле.



Рисунок 1-26. Прогноз индекса солнечной активности на 25 цикл (адаптировано из [77])

В рисунках с 1-27 по 1-38 приведены графики расчета времени спуска наноспутника Cubesat 3U без системы аэродинамического торможения и оснащенного сферической оболочкой диаметра D равный 1, 2 и 3 метра с высоты $400 \div 600$ км с шагом 100 км. При этом на графиках индекс солнечной активности условно обозначен порядковыми номерами от 0 до 9 и соответствует значениям 50, 75, 100, 125, 150, 200, 225, 250 и $275 \cdot 10^{-22}$ Вт/м²Гц. Минимальным значением солнечной активности принято значение $50 \cdot 10^{-22}$ Вт/м²Гц, а максимальным – $150 \cdot 10^{-22}$ Вт/м²Гц. Этот диапазон значений охватывает порядка 80% случаев, что соответствует принципу Парето [78].

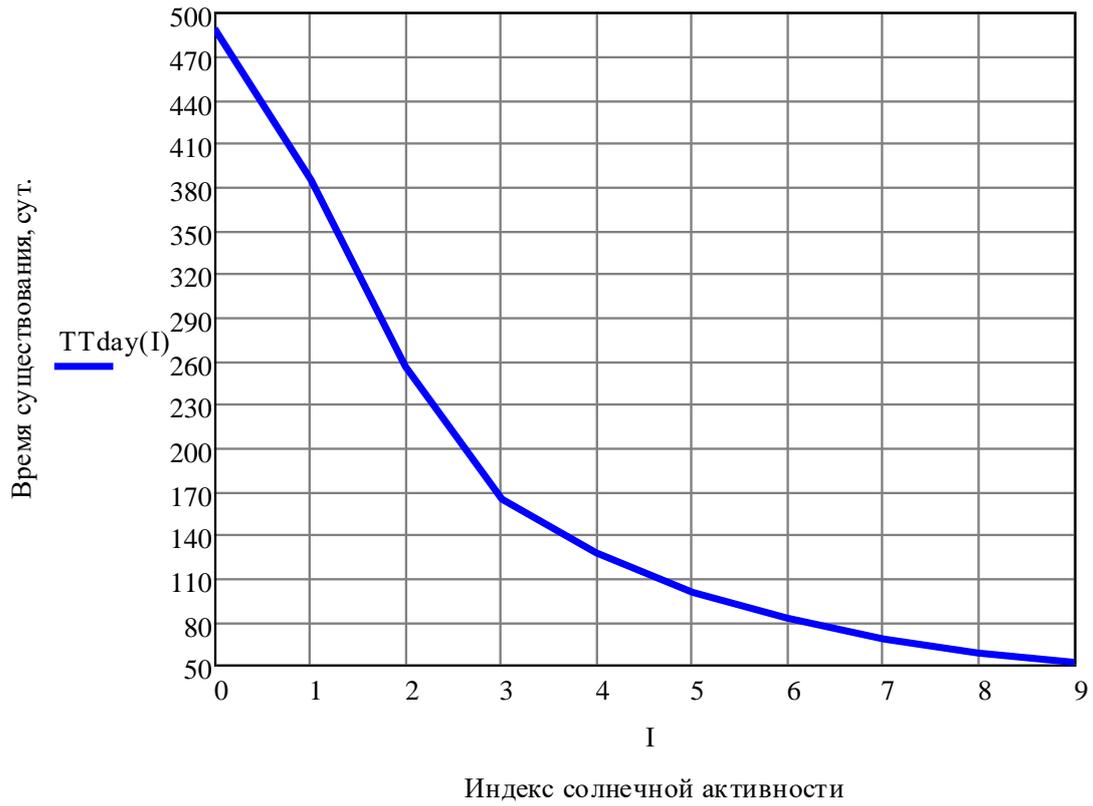


Рисунок 1-27. Время существования *CubeSat 3U* на орбите 400 км

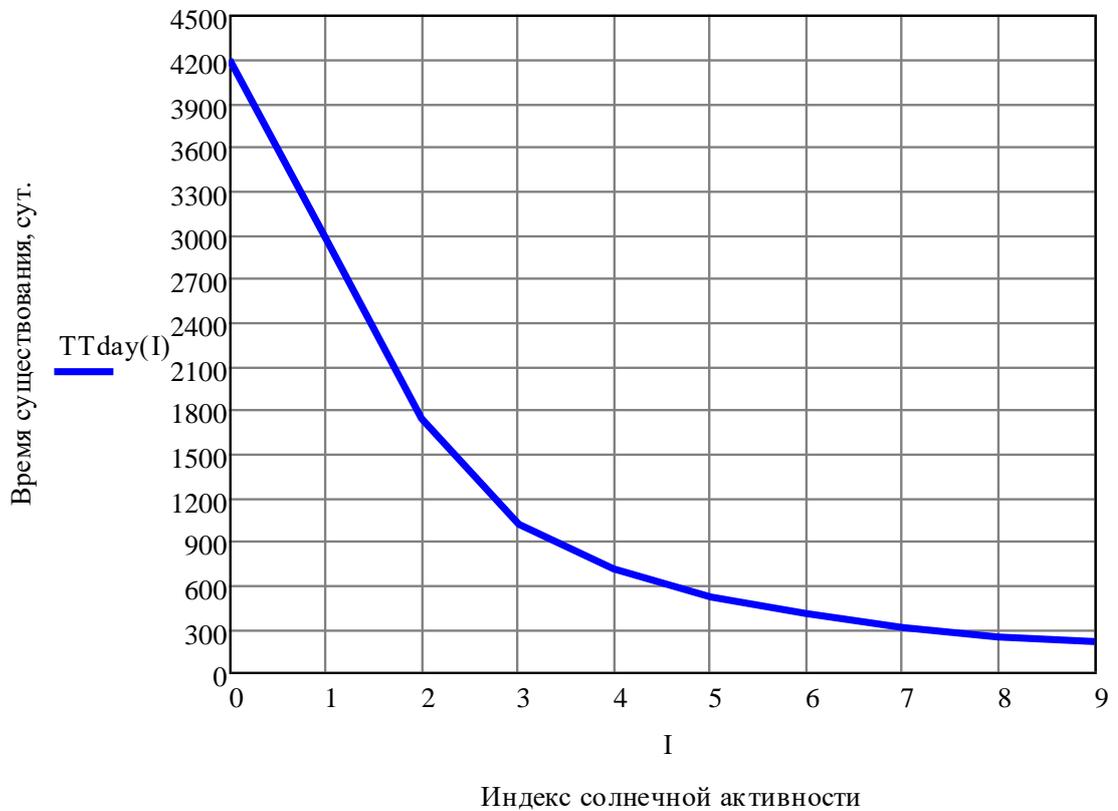


Рисунок 1-28. Время существования *CubeSat 3U* на орбите 500 км

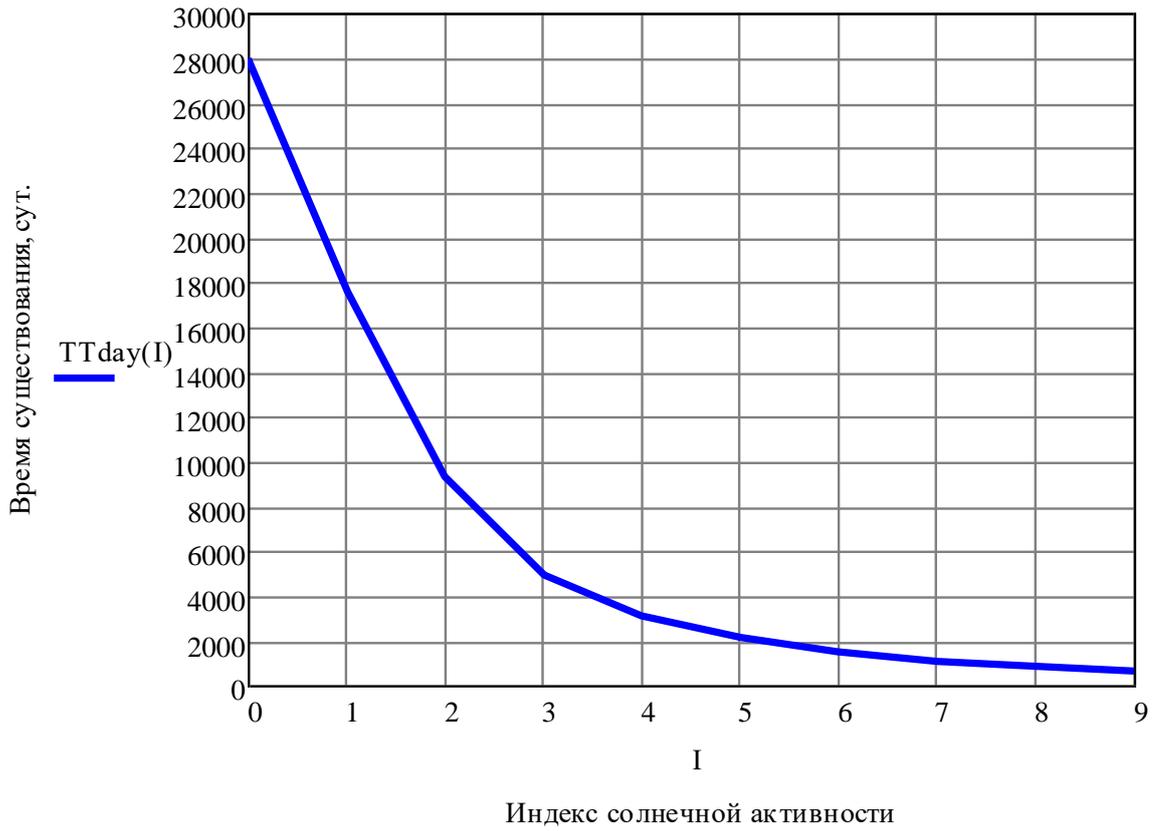


Рисунок 1-29. Время существования CubeSat 3U на орбите 600 км

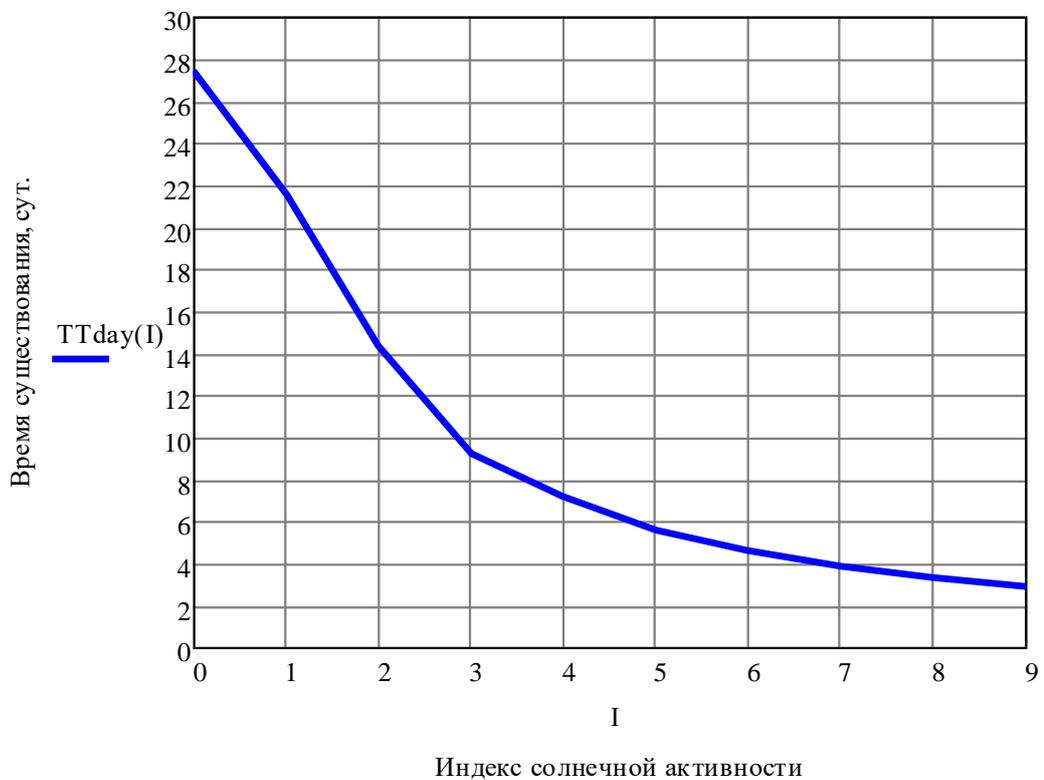


Рисунок 1-30. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 1 метр на орбите 400 км

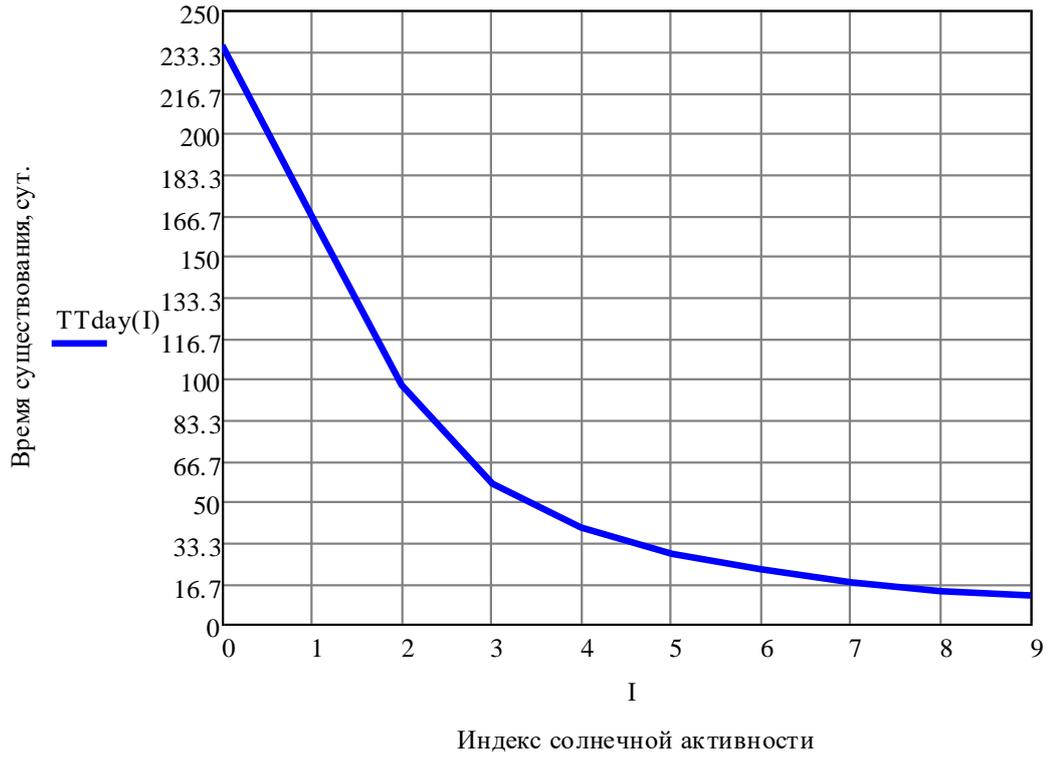


Рисунок 1-31. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 1 метр на орбите 500 км

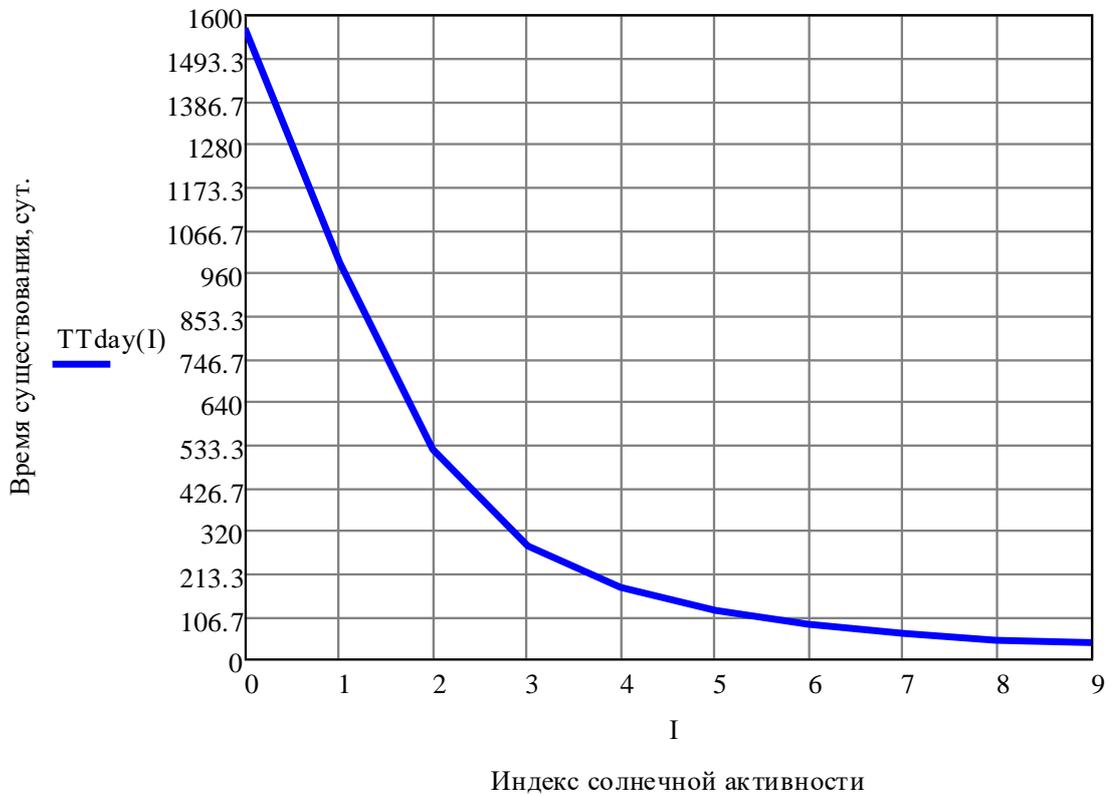


Рисунок 1-32. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 1 метр на орбите 600 км

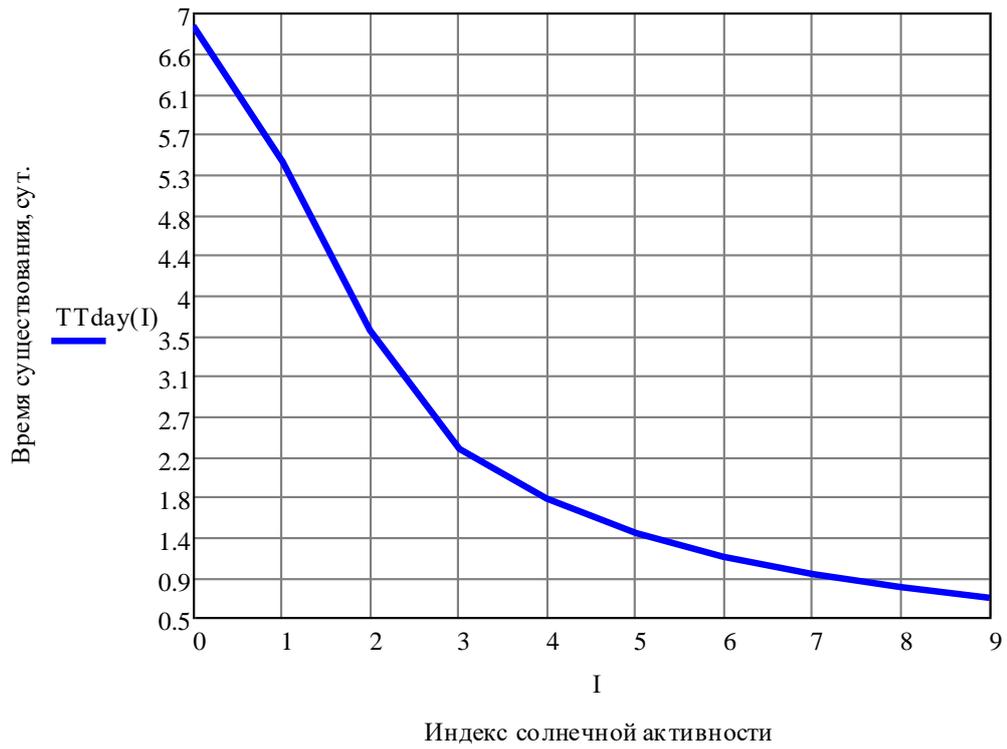


Рисунок 1-33. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 2 метра на орбите 400 км

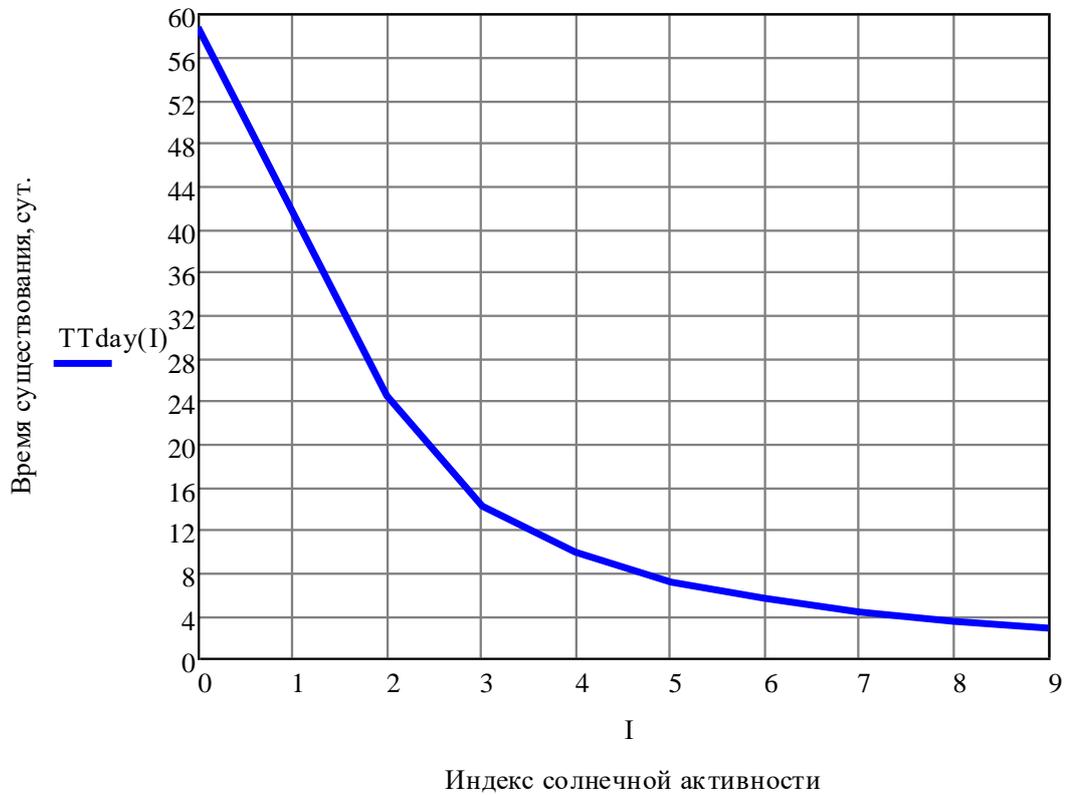


Рисунок 1-34. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 2 метра на орбите 500 км

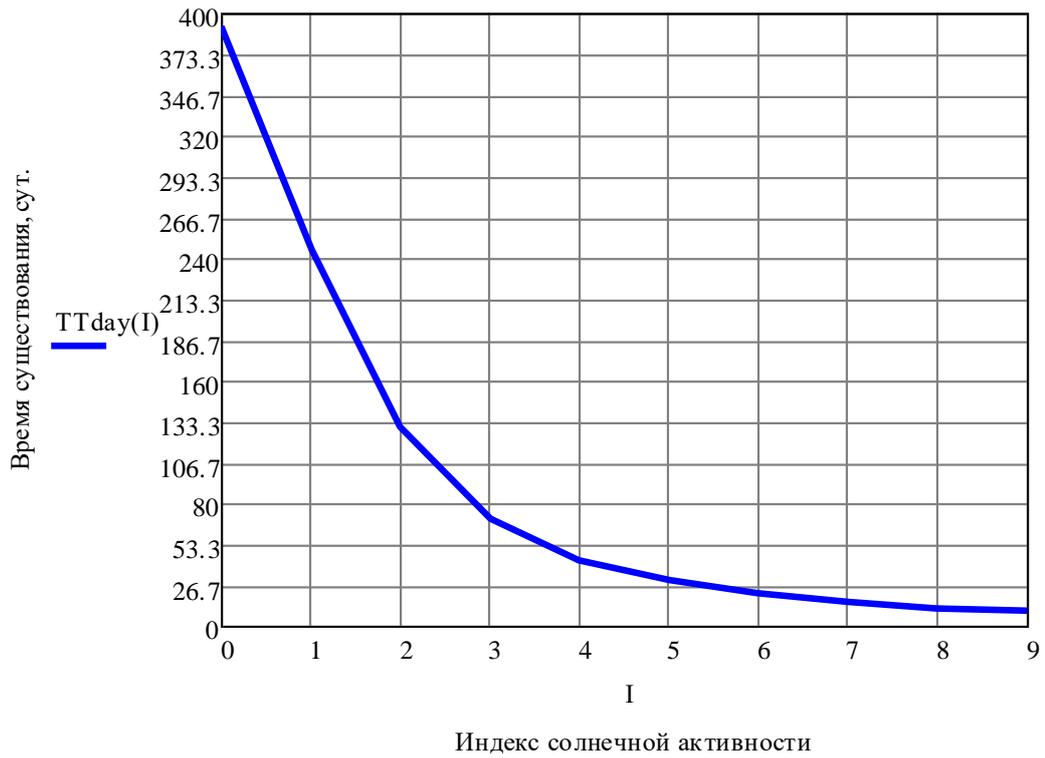


Рисунок 1-35. Время существования CibeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 2 метра на орбите 600 км

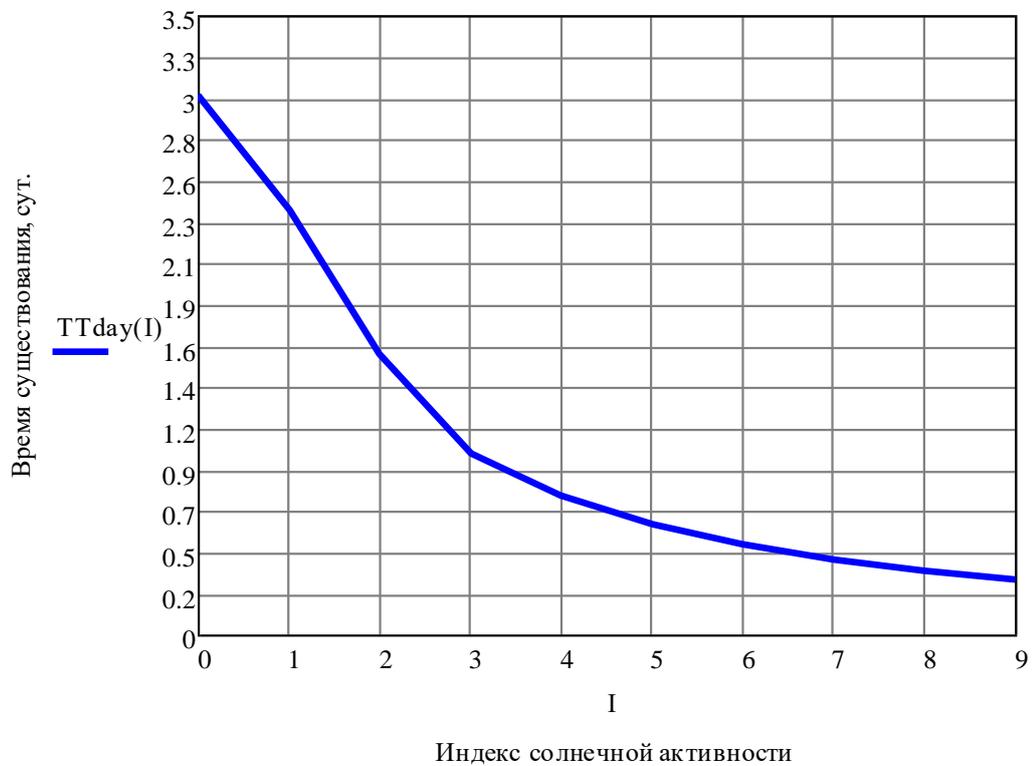


Рисунок 1-36. Время существования CibeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 3 метра на орбите 400 км

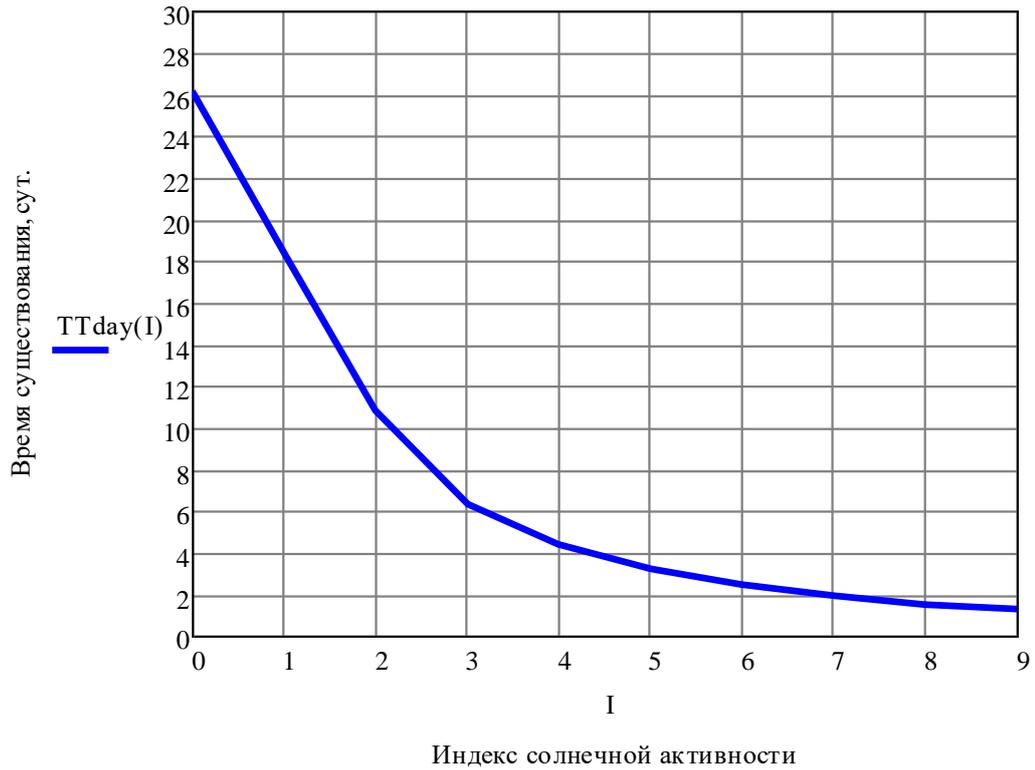


Рисунок 1-37. Время существования CibeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 3 метра на орбите 500 км

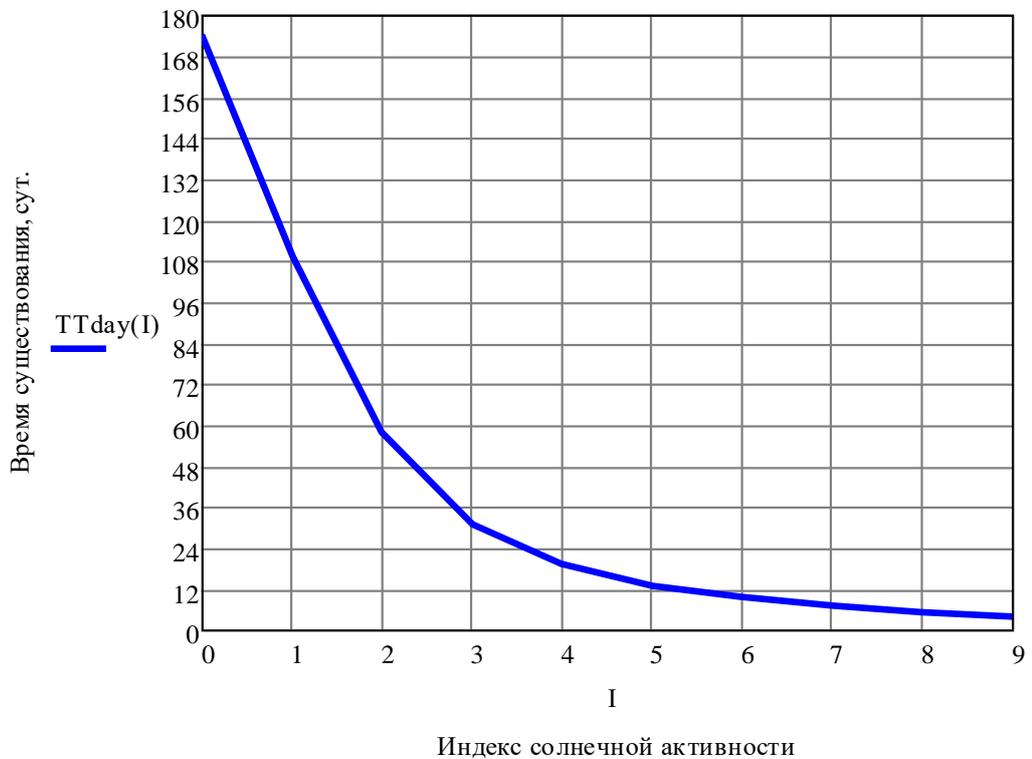


Рисунок 1-38. Время существования CibeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 3 метра на орбите 600 км

На рисунке 1-37 показан график Зависимость времени существования CubeSat 3U от значения солнечной активности для случаев оснащения наноспутников системой аэродинамического торможения с надувной оболочкой диаметром от 1 до 3 метров и без системы увода.

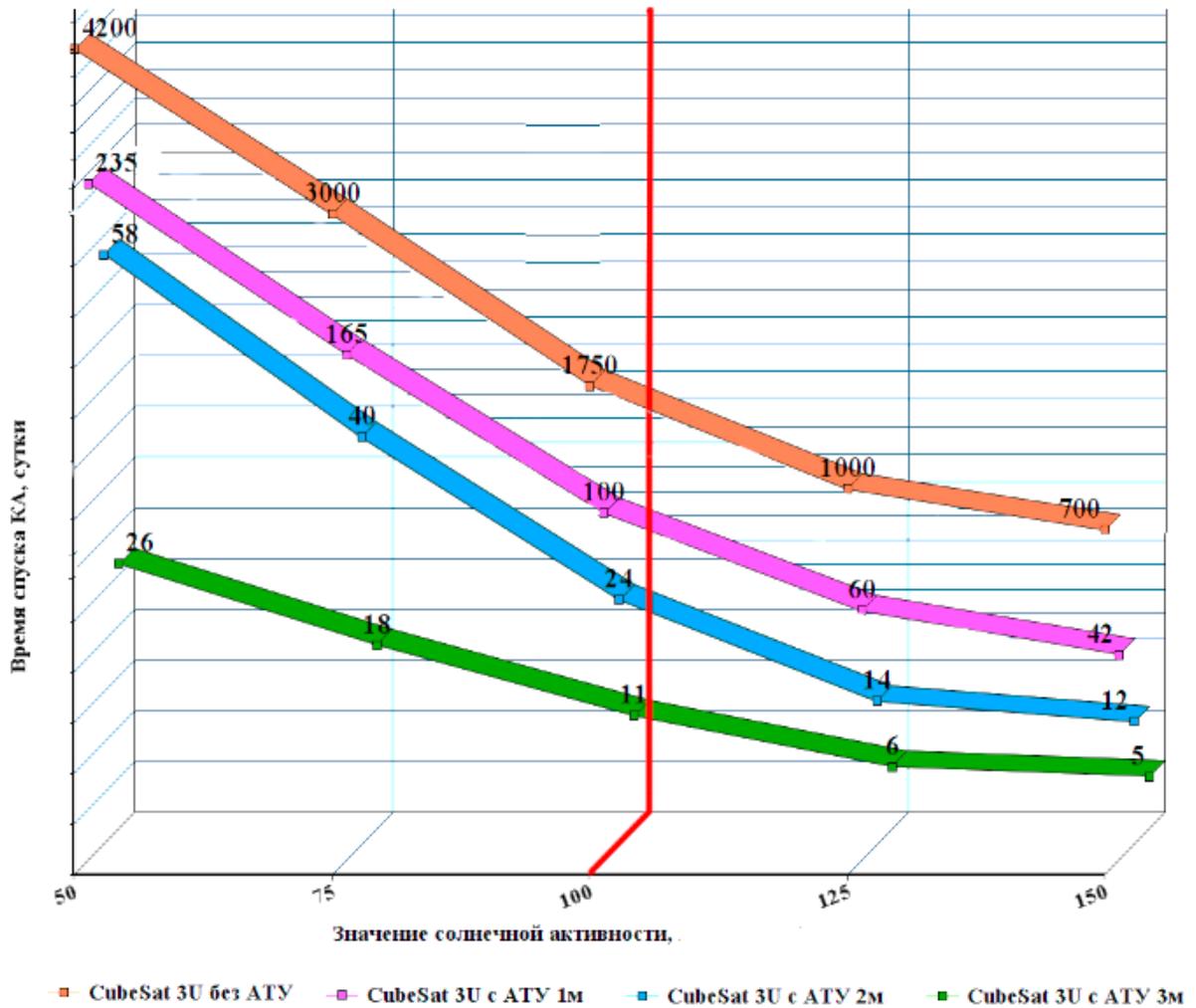


Рисунок 1-39. Зависимость времени существования CubeSat 3U от значения солнечной активности

При среднем значении солнечной активности $100 \cdot 10^{-22}$ Вт/м²Гц время естественного спуска наноспутника CubeSat 3U составляет 1750 суток, а при оснащении тормозной оболочкой диаметром 1 метр уменьшается до 100 суток, с оболочкой диаметра 2 метра – до 24 суток, с оболочкой диаметра 3 метра – до 11 суток. Следовательно, при оснащении наноспутника CubeSat 3U системой аэродинамического торможения время увода сокращается на несколько десятков раз.

1.4 Оценка эффективности применения пассивных способов для увода наноспутников Cubesat с низкооколосемных орбит

Для оценки эффективности применения пассивных способов для увода наноспутников Cubesat с низкооколосемных орбит выбраны следующие средства:

- Тросовые системы;
- Атмосферный плоский парус;
- Атмосферный пирамидальный парус.

Двигатели малой тяги в большинстве случаев используются для увода КА на орбиты захоронения, поэтому сравнение со способами увода в плотные слои атмосферы будет не корректным.

А также, для оценки эффективности предложенного способа увода наноспутников с помощью аэродинамического торможения надутыми устройствами были выбраны оболочки диаметром 2 и 3 метра. Массово-габаритные характеристики составляют 0,5U и 1U соответственно. Это было определено после укладки тормозной оболочки в корпус наноспутника Cubesat (п.3.2.2).

Известны работы [27, 41, 50, 79-89], в которых исследовалась эффективность различных способов увода разных классов аппаратов массой от 1 до 1000 кг. В данном исследовании рассматривает эффективность увода наноспутников массой от 1 до 10 кг на примере увода наноспутника Cubesat 3U.

Оценка эффективности способа увода наноспутников Cubesat с орбиты требует формирования системы критериев и показателей эффективности, которые представляют собой совокупность важнейших параметров, характеризующих объект с различных сторон и учитывающих его функциональные особенности [79].

Для проведения научного исследования был разработан алгоритм, который представлен на рисунке 1-40.

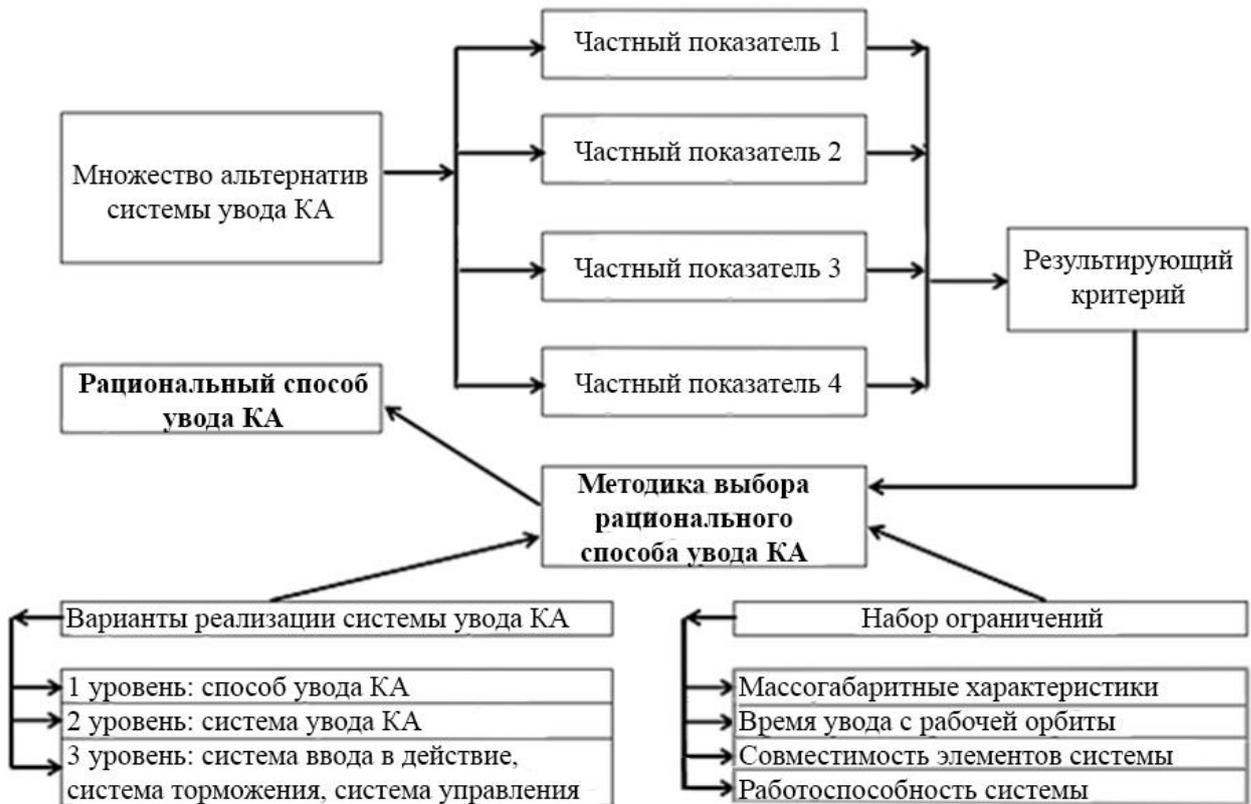


Рисунок 1-40. Схема алгоритма проведения системного исследования

На основе обзора пассивных способов для увода наноспутников Cubesat были определены следующие частные критерии F_i с учетом ограничений стандарта наноспутников Cubesat:

- 1) Уменьшение в N раз времени увода с рабочей орбиты;
- 2) Полезный объем V наноспутника Cubesat ЗУ после оснащения системой увода.
- 3) Ориентация O наноспутника по потоку в процессе увода КА;
- 4) Автономность A системы увода.

Рассмотренные проекты увода наноспутников Cubesat имеют различные высоты рабочих орбит. Поэтому сравнение эффективности увода наноспутников мною производилось по уменьшению в N раз времени увода с рабочей орбиты:

$$N = \frac{T_{\text{сущ}}}{T_y} \quad (1.1)$$

где $T_{\text{сущ}}$ – время баллистического существования наноспутника Cubesat при естественном спуске с орбиты функционирования за счет силы аэродинамического сопротивления, сутки; T_y – время увода наноспутника Cubesat в плотные слои атмосферы, сутки.

Полезный объем V после оснащения системой увода рассчитывается по формуле:

$$V = V_{\text{ка}} - V_y \quad (1.2)$$

где $V_{\text{ка}}$ – массогабаритный параметр наноспутника Cubesat, $V_{\text{ка}} = 3U$, V_y – массогабаритный параметр системы увода наноспутника Cubesat, U .

Зависимость между показателями времени увода и массогабаритными параметрами в явном виде установить крайне сложно из-за их различной физической сущности. Оценка приводится к безразмерной величине относительно максимального значения:

$$N'_i = \frac{N_i}{\max(N)} \quad (1.3)$$

$$V'_i = \frac{V_i}{\max(V)} \quad (1.4)$$

Время увода, уменьшение в N раз времени увода с рабочей орбиты и относительное уменьшение времени увода N' для каждого способа представлены в таблице 1-3.

Таблица 1-3. Время и уменьшение времени увода и наноспутника Cubesat 3U пассивными способами увода в зависимости от начальной высоты.

Высота рабочей орбиты, км	Время естественного спуска с орбиты, сутки	Время увода пассивным способом увода, сутки				
		Трос	Плоский парус	Пирамидальный парус	Сферическая тормозная оболочка	
					D= 2 м	D= 3 м
500	1750	365	-	-	24	11
600	9500	-	240	45	130	60
Уменьшение времени увода N		4,79	39,58	211,11	72,99	158,71
Относительное уменьшение времени увода N'		0,02	0,18	1	0,34	0,75

Полезный объем V и относительный полезный объем V' для каждого способа увода представлен в таблице 1-4.

Таблица 1-4. Полезный объем наноспутника Cubesat 3U после оснащения системой увода

Параметр	Массогабаритный параметр системы увода, U				
	Трос	Плоский парус	Пирамидальный парус	Сферическая тормозная оболочка	
				D= 2 м	D= 3 м
Массогабаритный параметр системы увода V_y, U	0,25	2	1	0,5	1
Полезный объем V, U	2,75	1	2	2,5	2
Относительный полезный объем V'	1	0,36	0,72	0,9	0,72

Критерии «Ориентация по потоку» и «Автономность» не имеют численного значения, поэтому была введена экспертная оценка от 0 до 1 для этих критериев.

В представленных проектах наноспутник Cubesat может использовать следующие варианты стабилизации для ориентирования по потоку:

- Активная – 3-х осевая стабилизация (0,25 балла);
- Пассивная – один аэродинамический момент (0,5 балла);
- Самоориентирование наноспутника по потоку (1 балл).

Автономную систему увода невозможно реализовать при активной системе ориентации, поэтому тросовая система увода получает оценку 0 баллов, при пассивной ориентации наноспутника по потоку система будет полуавтономной – 0,5 балла. Самоориентирование по потоку не требует дополнительных систем взаимодействия с целевым наноспутником, поэтому возможно реализовать полностью автономную систему – 1 балл.

Критерий эффективности системы увода наноспутников Cubesat с рабочей орбиты можно представить в виде:

$$F = (N', V', O, A) \quad (1.5)$$

Таким образом, задача выбора способа увода наноспутника Cubesat и оценки его эффективности можно сформулировать как задачу максимизации критерия эффективности F :

$$F = (N', V', O, A) \rightarrow \max \quad (1.6)$$

Результирующий критерий эффективности F был получен методом линейной свертки частных критериев:

$$F = p_1 N' + p_2 V' + p_3 O + p_4 A \quad (1.7)$$

т.е. в виде суммы значений частных критериев, умноженных на числовые коэффициенты p_1, p_2, \dots, p_m . Числовые коэффициенты p_1, p_2, \dots, p_m в выражении (1.7) весовыми коэффициентами, которые должны быть неотрицательными (при всех $i = 1, \dots, m$) и удовлетворять соотношению:

$$p_1 + p_2 + p_3 + p_4 = 1 \quad (1.8)$$

При выборе самого эффективного способа увода основным показателем является минимизация времени увода наноспутника Cubesat, поэтому весовой коэффициент p_1 был принят 0,3. Массогабаритные параметры и процесс увода с рабочей орбиты имеют важное значение.

Весовые коэффициенты p_2 и p_3 выбраны по 0,25. Автономность системы не является основным показателем, а обеспечивает дополнительную возможность использования системы увода. Поэтому весовой коэффициент p_4 равен 0,2.

Значения частных критериев эффективности, весовые коэффициенты и результирующего критерия эффективности для каждого способа увода представлены в таблице 1-5.

Таблица 1-5. Значения частных критериев эффективности, весовые коэффициенты и результирующего критерия эффективности для пассивных систем увода наноспутника Cubesat 3U.

Частные критерии f_m	Весовые коэффициенты p_m	Массогабаритный параметр системы увода, U				
		Трос	Плоский парус	Пирамидальный парус	Сферическая тормозная оболочка	
					D=2 м	D=3 м
N'	0,3	0,02	0,18	1	0,34	0,75
V'	0,25	1	0,36	0,72	0,9	0,72
O	0,25	0,25	0,5	0,5	1	1
A	0,2	0	0,5	0,5	1	1
Сумма Σ	1	0,32	0,37	0,7	0,78	0,85

Диаграмма обобщенного критерия пассивных способов увода показана на рисунке 1-41.

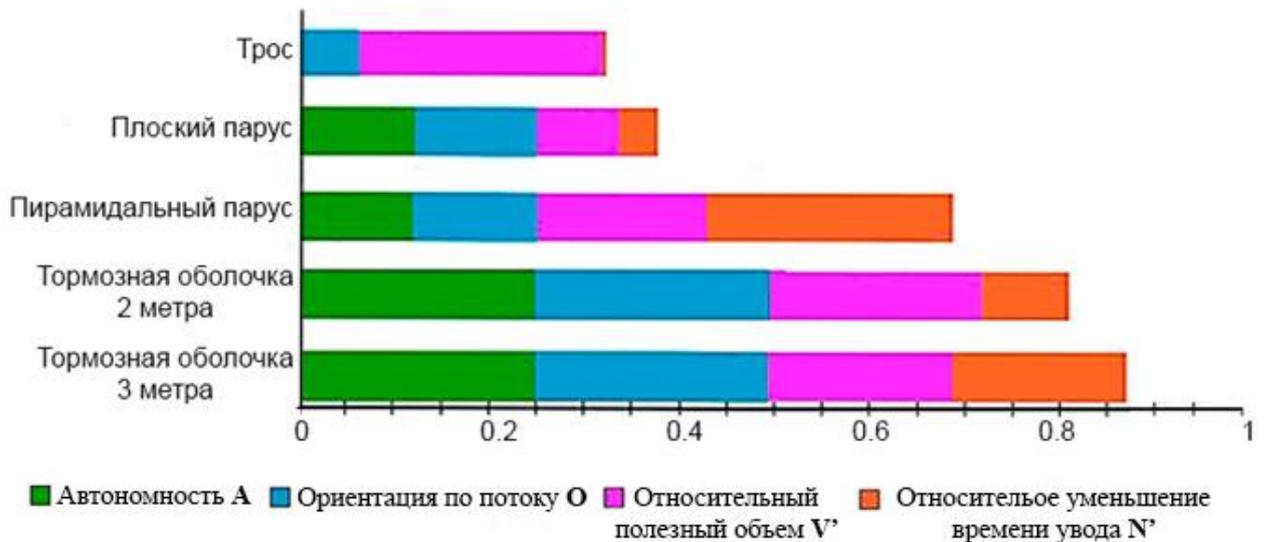


Рисунок 1-41. Схема алгоритма проведения системного исследования

По данным сравнительного анализа пассивных методов увода наноспутников Cubesat и значению результирующего критерия можно сделать вывод, что системы увода с помощью пирамидальный паруса и аэродинамического тормозного устройства в виде сферической оболочки диаметром 3 метра являются самыми эффективными.

Время увода с помощью пирамидального паруса меньше, чем у надувной оболочки, однако, разница во времени между этими двумя способами компенсируется преимуществами процесса увода сферическими оболочками. Проект наноспутника Cubesat «Маяк» не был до конца реализован [58] и не смог подтвердить расчетные данные по времени увода с рабочей орбиты.

Предложенный метод увода оснащения наноспутников Cubesat системой аэродинамического торможения превосходит по суммарной оценке способы увода плоским атмосферным парусом и с помощью электростатического троса.

Обобщенные данные выбранных критериев эффективности и суммарная оценка эффективности для проанализированных способов увода наноспутников Cubesat с низкоорбитальных орбит представлены в таблице 1-6.

Таблица 1-б. Оценка эффективности способов увода наноспутников Cubesat с низкоорбитальных орбит

Показатель	Пассивные способы увода наноспутников Cubesat с низкоорбитальных орбит				
	Тросовые системы	Плоский парус	Атмосферный парус (пирамидальная форма)	Сферическая тормозная оболочка	
				D=2 метра	D=3 метра
Высота рабочей орбиты, км	500	600	600	500	600
Естественное время спуска с рабочей орбиты, сутки	1750	9500	9500	1750	9500
Время увода с рабочей орбиты, сутки	365	240	45	24	60
Массогабаритные параметры	0,25U 330 г	2U 2600 г	1U 1300 г	0,5U 650 г	1U 1300 г
Ориентация по потоку	Активная 3-х осевая	Пассивная – один аэродинамический момент	Пассивная – один аэродинамический момент	Самоориентация КА	Самоориентация КА
Автономность системы	-	-	-	+	+
Оценка эффективности	0,32	0,37	0,7	0,78	0,85

1.5 Выводы к главе

Нарастающая сегодня тенденция к миниатюризации КА и использованию группировок малых спутников вместо одного большого с каждым годом увеличивает число объектов в околоземном космическом пространстве. Проблема засорения ОКЗП техногенными объектами, в том числе наноспутниками Cubesat, может повлиять на развитие космонавтики в будущем.

Приведенные данные свидетельствуют о необходимости разработки методов и способов очистки ОКЗП от космического мусора, а также мероприятий, предотвращающих в перспективе саму возможность засорения. [81]. В приведённом обзоре пассивных способов для увода наноспутников Cubesat с низкооколоземных орбит были подробно рассмотрены следующие средства:

- Двигатели малой тяги;
- Тросовые системы;
- Атмосферный плоский парус;
- Атмосферный пирамидальный парус.

Проведен анализ процесса увода наноспутников Cubesat этими средствами, отмечены преимущества и недостатки каждого способа. А также было предложено использовать известный способ аэродинамического торможения надутыми устройствами для увода наноспутников Cubesat [82].

Была решена задача оценки эффективности пассивных способов увода КА в плотные слои атмосфере на примере наноспутника Cubesat 3U, как самого используемого формата среди всех запусков. Наибольшую оценку получили способы увода с помощью пирамидального паруса и аэродинамического тормозного устройства в виде сферической оболочки 3 метра.

Учитывая проведенный анализ и оценку эффективности самым рациональным способом увода наноспутников Cubesat с околоземных орбит,

следует признать способ оснащения наноспутников Cubesat автономным устройством увода с рабочей орбиты за счет сил аэродинамического торможения, создаваемые надувной тормозной оболочкой сферической формы из тонкой металлизированной полимерной плёнки. Такой способ на порядок уменьшает время существования наноспутников Cubesat.

2. АНАЛИЗ СИСТЕМЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ НАДУВНЫМИ ОБОЛОЧКАМИ ДЛЯ УВОДА СПУТНИКОВ CUBESAT С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

В Главе 1 предложена техническая реализация автономной системы для оснащения наноспутников Cubesat для их увода с НОО после окончания срока эксплуатации или выхода из строя. Сферическая оболочка из тонкой металлизированной полиимидной плёнки уменьшает скорость КА за действия счет аэродинамических сил.

К системе увода наноспутников Cubesat предъявляются следующие требования:

1. Система увода представляет собой автономную унифицированную секцию спутника Cubesat объемом 1U;
2. Системы увода имеет состав с учетом ограничения массы и габаритов модуля Cubesat и совместимости элементов системы между собой для прогнозируемого спуска спутника с орбиты;
3. Алгоритм активация системы аэродинамического торможения имеет минимальное количество команд [83].

Исследование системы для увода наноспутников Cubesat проводилось методом системного анализа. Основной целью исследования является синтез автономной системы увода наноспутников Cubesat, которая соответствуют заданным требованиям. При выполнении системного исследования были разработаны различные модели реализации системы увода.

Алгоритм проведения исследование представлен на рисунке 2-1.



Рисунок 2-1. Алгоритм проведения системного анализа устройства.

Чтобы проанализировать систему увода как сложную систему для решения поставленной задачи была проведена декомпозиция системы на отдельные подсистемы и разработана модель автономной системы для увода КА Cubesat с НОО (рисунок 2-2).



Рисунок 2-2. Декомпозиция системы увода КА Cubesat

После декомпозиции системы выделены три основные подсистемы, от работы которых, в главную очередь, зависит выполнение задачи увода КА Cubesat с орбиты. Это «Система ввода в действие», «Система надува оболочки» и

«Система управления». Для каждой этой подсистемы разработаны варианты схемотехнических решений, анализ которых проведен в этой главе. Варианты реализации основных подсистем для увода КА Cubesat представлены на рисунке 2-3.



Рисунок 2-3. Варианты реализации основных подсистем для увода КА Cubesat

2.1 Система ввода в действие

Главная задача системы ввода в действие – извлечение сложенной тормозной оболочки из корпуса при активации устройства. Основным требованием является минимизация массы, количества элементов и их совместимость с другими подсистемами. Для проведения анализа разработаны три варианта схемотехнических решений:

- с выдвижной платформой;
- с откидными панелями;
- с раскрытием створок корпуса.

2.1.1 Система ввода в действие с выдвижной платформой

Подъем платформы, на которой находится оболочка в защитном кожухе, обеспечивается электромеханическим приводом. При поступлении команды на активацию системы, выдвижная платформа по двум винтовым направляющим выдвигается из корпуса, как показано на рисунке 2-4. При этом элементы защитного кожуха раскрываются в стороны и защищают шар от повреждения. Аэродинамическое тормозное устройство в развернутом (рабочем) положении показано на рисунке 2-5. Компоновка этого варианта устройства представлена на рисунке 2-6.

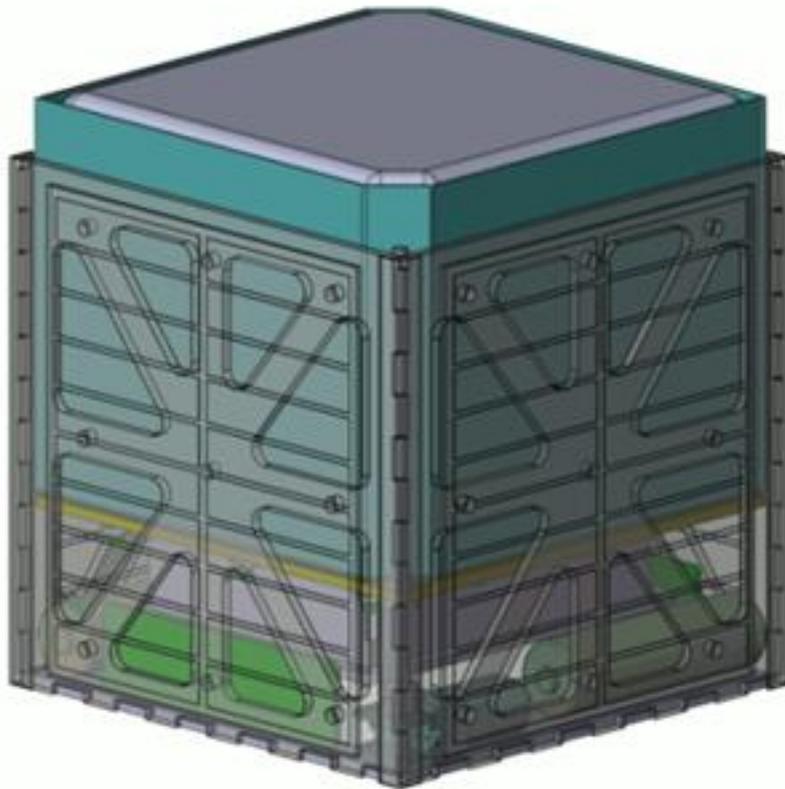
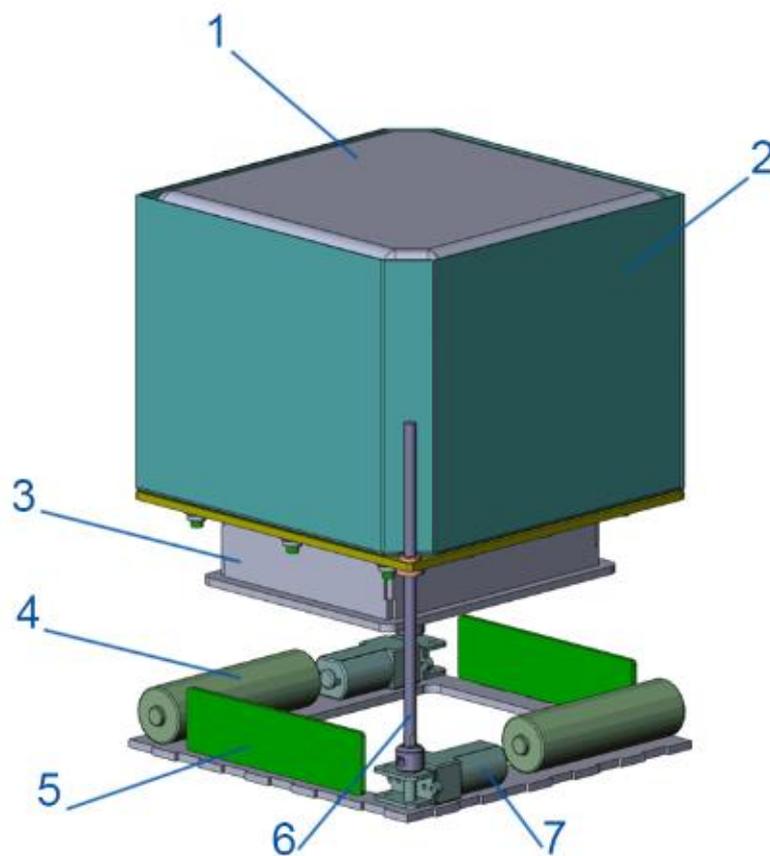


Рисунок 2-4. Начало выдвижения платформы системы ввода в действие



Рисунок 2-5. Окончание работы системы ввода в действие с выдвижной платформой



1 - свернутый шар, 2 - защитный кожух, 3 - емкость с газом, 4 – аккумулятор, 5 - плата управления, 6 – винт, 7 - мотор редуктор.

Рисунок 2-6. Компоновка системы ввода в действие с выдвижной платформой

2.1.2 Система ввода в действие с откидными панелями.

Корпус модуля увода Cubesat образуют 6 панелей, соединенные между собой штифтами, которые выполняют функцию шарниров. Удерживает панели в закрытом состоянии трос из ни хромовой нити. Начало и конец троса закреплены на внешней стороне боковой панели, на пломбе, которая разрушается при поступлении команды на активацию устройства. Модель системы ввода в действие с откидными панелями показана на рисунке 2-7.

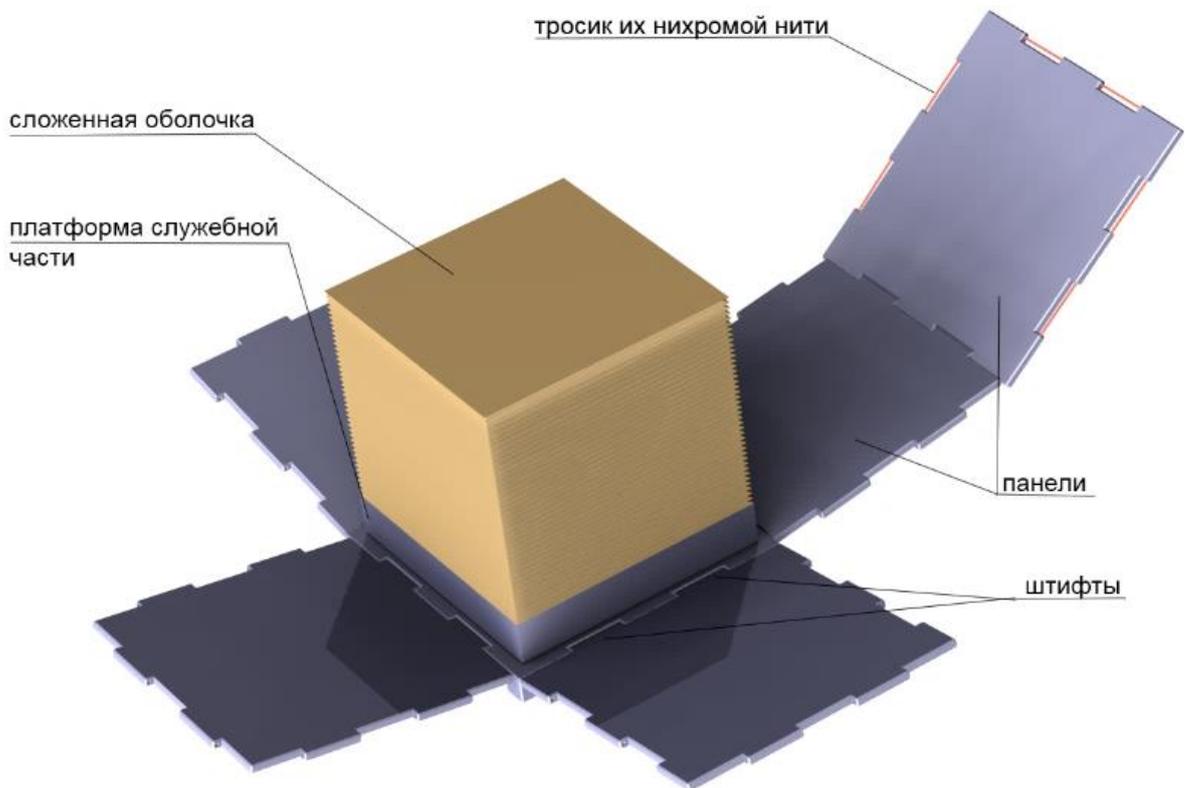


Рисунок 2-7. Компоновка системы ввода в действие с откидными панелями

На нижнюю панель через уплотнительное кольцо крепиться платформа для размещения сложенной тормозной оболочки, с отверстием для фиксации фала оболочки к внутренней части платформы. Остальные служебные элементы системы увода – аккумуляторы, платы управления и контроля зарядки и т.д., располагается внутри платформы для их защиты от внешних факторов космического пространства. Компоновка служебной платформы показана на рисунке 2-8.

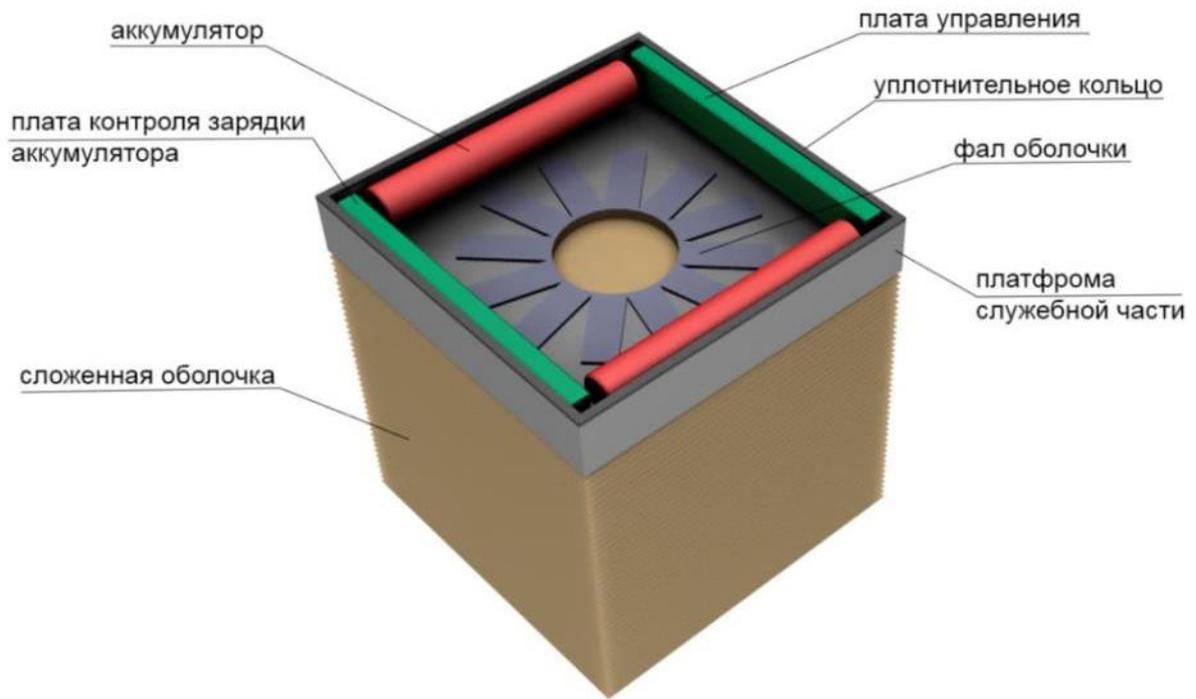


Рисунок 2-8. Компоновка системы ввода в действие с откидными панелями

Стоит отметить, что внутренний объем платформы и тормозной оболочки, будет образовывать единый герметичный объем для системы надува. Модуль в разрезе представлен на рисунке 2-9, где красная линия граница обозначает границу герметичного объема, в котором располагается активная система газонаполнения.

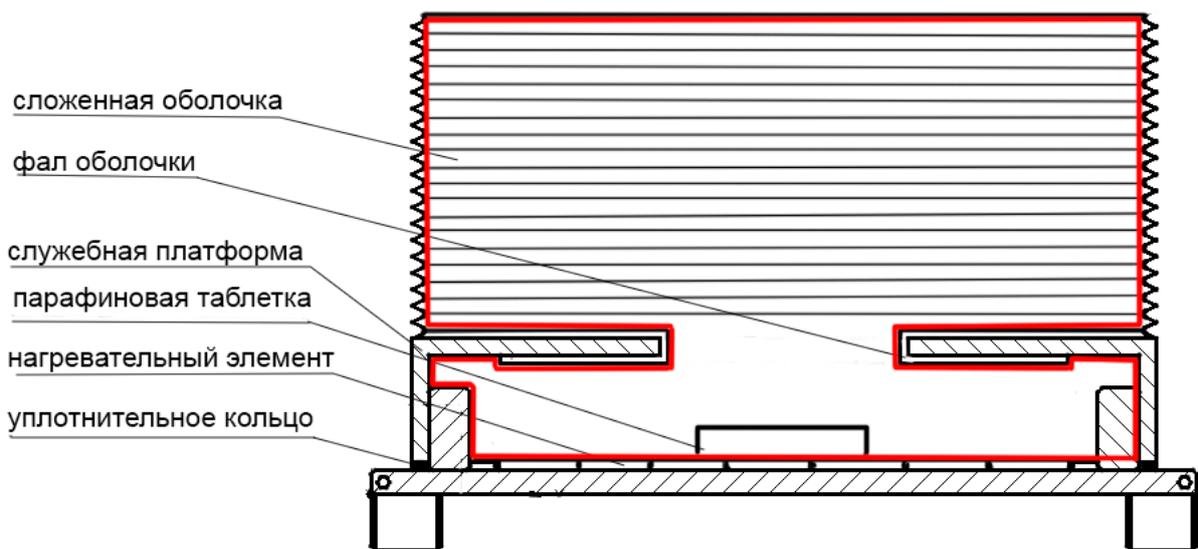


Рисунок 2-9. Чертеж модуля ввода Cubesat в разрезе

2.1.3 Система ввода в действие с раскрытием створок.

Корпус модуля Cubesat представляет собой две створки, которые в закрытом состоянии образуют куб. Створки с помощью шарнира прикреплены к нижней панели модуля CubeSat. Такой вариант раскрытия был использован в проекте КА «Маяк». Для удержания панелей используется тросик из нихромовой нити. Компоновка служебных систем будет аналогична варианту с откидными панелями. Корпус модуля CubeSat проекта КА «Маяк» представлен на рисунке 2-10.

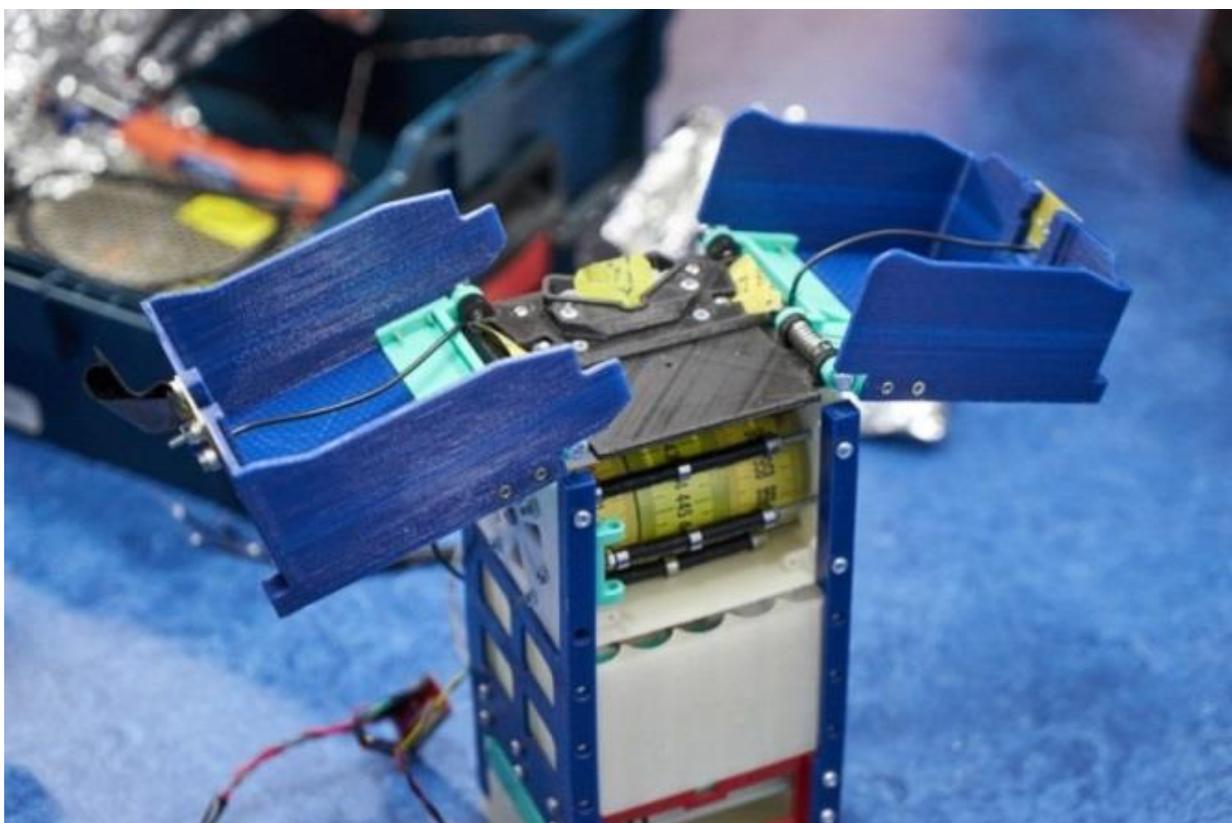


Рисунок 2-10. КА «Маяк» [6]

2.1.4 Оценка эффективности системы ввода в действие

Для оценки эффективности системы ввода в действие были определены следующие частные критерии F_i учетом ограничений массы и габаритов модуля CubeSat:

- 1) Количество основных узлов системы N ;
- 2) Масса системы M .
- 3) Совместимость элементов системы ввода в действие с другими системами C ;
- 4) Работоспособность системы W .

Критерий эффективности системы ввода в действие можно представить в виде:

$$F = (N, M, C, W) \quad (2.1)$$

Таким образом, задача выбора системы ввода в действие и оценки её эффективности можно сформулировать как задачу минимизации критерия эффективности F :

$$F = (N, M, C, W) \rightarrow \min \quad (2.2)$$

Зависимость между показателями количества основных узлов системы и массы системы установить крайне сложно из-за их различной физической сущности. Оценка приводится к безразмерной величине относительно минимального значения:

$$N'_i = \frac{N_i}{\min(N)} \quad (2.3)$$

$$M'_i = \frac{M_i}{\min(M)} \quad (2.4)$$

Данные по количеству основных узлов и массы трех вариантов системы ввода в действие представлены в таблице 2-1.

Таблица 2-1. Сравнение вариантов конструкции ввода в действие по составу элементов с учетом массы

Деталь	Масса, грамм	Комплектация, шт., варианта системы ввода		
		с выдвигной платформой	с откидными панелями	с раскрытием створок корпуса
Аккумулятор	50	1	1	1
Защитный кожух	20	1	1	1
Плата контроля	20	1	1	1
Плата управления	20	1	1	1
Платформа	50	1	1	1
Солнечная панель	100	1	1	1
Корпус	200	1	–	–
Верхняя панель	50	1	–	–
Нижняя панель 1	50	1	–	–
Направляющая	5	4	–	–
Винт	5	2	–	–
Мотор-редуктор	100	2	–	–
Панель	50	–	6	–
Штифт 1	5	–	10	–
Тросик	20	–	1	–
Створка	200	–	–	2
Штифт 2	5	–	–	4
Нижняя панель 2	50	–	–	1
Количество наименований деталей, шт.		12	9	9
Количество элементов конструкции, шт.		17	23	13
Суммарная масса, грамм		790	630	730

Критерий совместимости элементов и работоспособности системы не имеет численного значения, поэтому была введена экспертная оценка от 1 до 2.

Вариант с раскрытием створок получает максимальную оценку «2» по совместимости, т.к. может произойти повреждение оболочки в рабочем состоянии о торцы створок, направленные перпендикулярно к сферическому тормозному элементу. На старте сложенная оболочка укладывается в защитных кожух во всех трех вариантах системы ввода в действие, чтобы минимизировать риск возникновения дефекта тормозной оболочки при запуске наноспутника на орбиту. Все остальные варианты получают минимальную оценку «1».

Вариант подъема платформы получает максимальную оценку «2» по работоспособности. Система ввода в действие с блоками мотор-редуктор является технически сложнее, что уменьшает работоспособность устройства. Остальные варианты получают минимальную оценку «1».

Результирующий критерий эффективности F был получен методом линейной свертки частных критериев:

$$F = p_1 N' + p_2 M' + p_3 C + p_4 W \quad (2.5)$$

т.е. в виде суммы значений частных критериев, умноженных на числовые коэффициенты p_1, p_2, \dots, p_m .

В данном случае масса системы ввода в действие имеет главное значение для соблюдения массогабаритных ограничений модуля Cubesat, поэтому этому показателю весовой коэффициент p_2 принят 0,4. Выполнение задачи ввода в действие тормозной оболочки невозможно без правильного выбора и компоновки элементов системы, поэтому для показателей совместимость элементов C и работоспособность системы W весовые коэффициенты p_3 и p_4 равны 0,25. Количество элементов N имеет несущественное значение – весовой коэффициент p_1 был принят равным 0,1.

$$p_1 + p_2 + p_3 + p_4 = 1 \quad (2.6)$$

Значение показателей и результирующего критерия трех вариантов системы ввода в действие представлены в таблице 2-2.

Таблица 2-2. Значения частных критериев эффективности, весовые коэффициенты и результирующего критерия эффективности для вариантов системы ввода в действие

№ п/п	Частные критерии F_i	Весовые коэффициенты p_m	Система ввода в действие		
			Подъем платформы	Откидывание панелей	Раскрытие створок
1	N'	0,1	1,3	1,77	1
2	M'	0,4	1,25	1	1,16
3	C	0,25	1	1	2
4	W	0,25	2	1	1
Сумма	Σ	1	1,38	1,08	1,31

Диаграмма обобщенного критерия системы ввода в действие показана на рисунке 2-11.

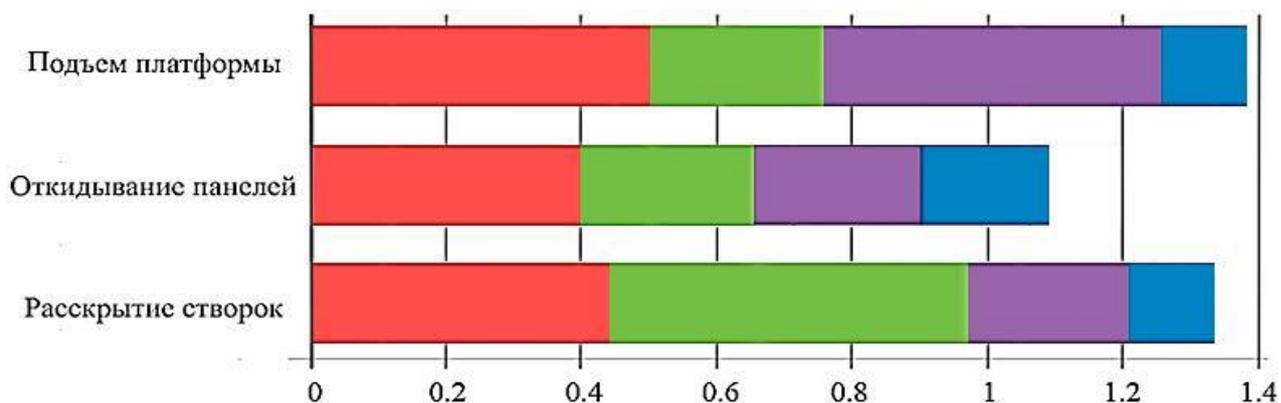


Рисунок 2-11. Диаграмма обобщенного критерия системы ввода в действие

В результате анализа системы ввода в действие по количеству основных узлов системы, массе, совместимости элементов и работоспособности вариант системы ввода в действие откидными панелями является наиболее рациональным.

2.2 Система надува оболочки

Система надува предназначена для наполнения газом сложенной оболочки тормозного элемента до принятия рабочего состояния тормозной оболочки – сферы диаметром 2 метра. Система надува устройства увода космических аппаратов с низких околоземных орбит может быть выполнена в пассивном или активном варианте.

2.2.1 Пассивная система надува

В случае пассивной системы надува сложенная тормозная оболочка на старте уложена в герметичный корпус или капсулу и закрыта крышкой. Воздух, который остается внутри оболочки между складками сложенного тормозного элемента на старте (рис. 2-12), будет работать для раскрытия оболочки и придания рабочей формы при активации системы увода. Этот воздух называется остаточным газом.

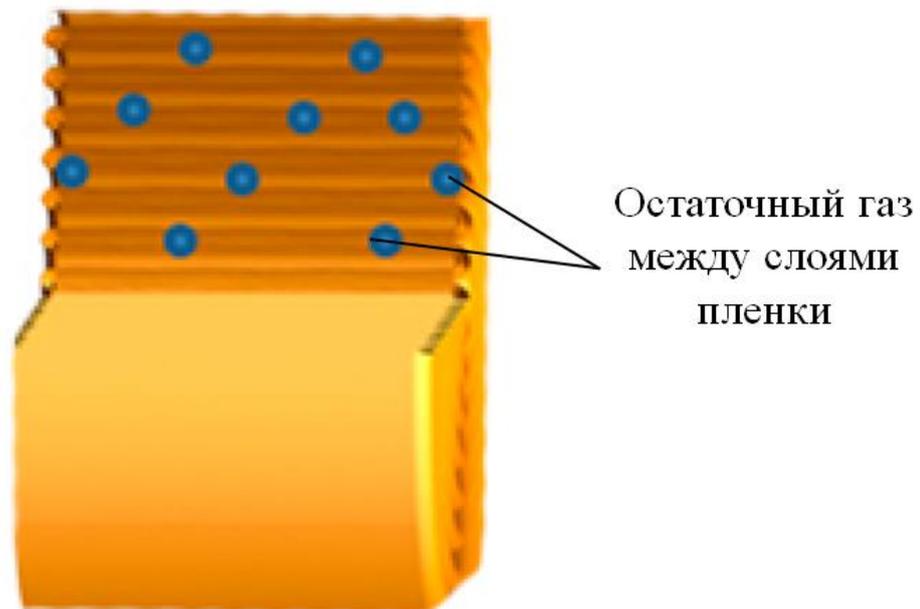


Рисунок 2-12. Пассивная система надува оболочки

Для подтверждения работоспособности пассивной системы, надо определить перепад давления в момент раскрытия внутри оболочки и на рабочей орбите.

Остаточное количество газа, которое истечет за время Δt из оболочки, принимаем исходя из оценки объема, который будет занимать сложенная оболочка на старте – 10% от 1U секции Cubesat, т.е. 100 см^3 .

Будем учитывать тот факт, что в герметичном корпусе давление внутри оболочки и снаружи будет одинаковое и газоистечение из оболочки происходить не будет.

Найдем перепад давлений в момент полного раскрытия оболочки. Для примера высоту орбиты, на которой произойдет активация устройства для увода КА, примем равной 500 км. Давление внутри шара находим из соотношения объёма и давления на старте и в рабочем состоянии:

$$V_0 \times P_0 = V_{ш} \times P_{ш} \quad (2.7)$$

где $V_1 = 100 \text{ см}^3$ – объем воздуха в капсуле со сложенной оболочкой,

$P_0 = 1 \text{ атм} = 101325 \text{ Па}$ – давление воздуха в капсуле на Земле,

$V_{ш2} = 4\,186\,667 \text{ см}^3$ – объем раскрытого шара диаметров 2 метра,

$P_{ш2}$ – давление внутри шара в момент полного раскрытия,

$V_{ш3} = 14\,137\,167 \text{ см}^3$ – объем раскрытого шара диаметров 3 метра;

$P_{ш3}$ – давление внутри шара в момент полного раскрытия.

Давление внутри шара диаметром 2 метра в момент полного раскрытия будет равно:

$$P_{ш2} = V_0 \times P_0 \div V_{ш2} = (100 \times 101325) / 4\,186\,667 = 2,4 \text{ Па} \quad (2.8)$$

Давление внутри шара диаметром 3 метра в момент полного раскрытия будет равно:

$$P_{ш3} = V_0 \times P_0 \div V_{ш3} = (100 \times 101325) / 14\,137\,167 = 0,7 \text{ Па} \quad (2.9)$$

Разница между давлением атмосферы и давлением внутри шара диаметров 2 метра в момент полного раскрытия:

$$\Delta p = P_{ш2} - P_{500} = 2,4 - 3 \times 10^{-7} = 2,4 \text{ Па} = 2,4 \times 10^{-6} \text{ МПа} \quad (2.10)$$

где $P_{500} = 3 \times 10^{-7} \text{ Па}$ – давление на высоте 500 км [84].

Разница между давлением атмосферы и давлением внутри шара диаметров 3 метра в момент полного раскрытия:

$$\Delta p = P_{ш3} - P_{600} = 0,7 - 8 \times 10^{-8} = 0,7 \text{ Па} = 7 \times 10^{-7} \text{ МПа} \quad (2.11)$$

где $P_{600} = 8 \times 10^{-8}$ Па – давление на высоте 600 км [84].

Согласно приведенным расчетам сферическая тормозная оболочка примет рабочее состояние на рабочей орбите.

Пассивную систему надува для увода наноспутников CubeSat с НОО можно считать работоспособной, если сложенная оболочка находится в корпусе (капсуле), который остается герметичным до начала активации системы увода.

2.2.2 Активная система надува

Другим вариантом наполнения газом тормозного элемента предлагается использовать активную систему надува. Она отличается от пассивной системы наличием баллона с воздухом с запирающим клапаном или генератора давления.

При активации системы увода наполнение газом происходит через магистраль, прикреплённую к гибкому фалу тормозной оболочки. Надув оболочки может происходить за один раз или дозированно, подавая команды на клапан, тогда время использования системы увода КА может достигать нескольких месяцев. Так же в случае активной системы надува, для уменьшения объема занимаемого оболочкой внутри модуля Cubesat, целесообразно откачивать воздух из сложенной оболочки на старте. Схема активной системы надува с газовым баллоном показана на рисунке 2-13.

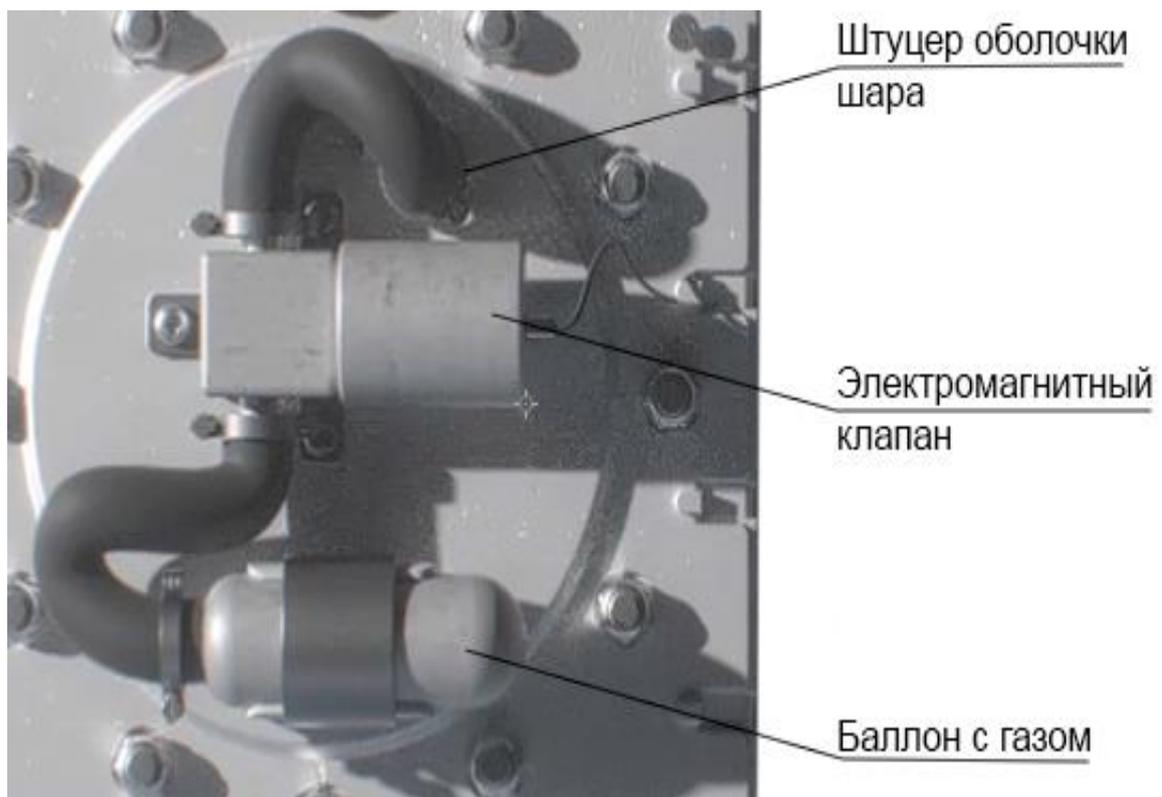


Рисунок 2-13. Активная система надува оболочки с газовым баллоном

В зависимости от высоты орбиты и времени эксплуатации КА Cubesat рассчитывается количества газа, которым необходимо наполнить баллон.

Методика расчета количества газа используется та же, что и для расчета времени существования тормозной оболочки при пассивной системе надува. Так же, существует возможность подкачки тормозной оболочки в течение времени увода КА.

Ещё одним схемно-техническим решением активной системы надува оболочки является вариант с химическим генератором давления. Таким активным химическим веществом является или азид натрия (NaN_3) или парафин. Применение азид натрия невозможно в таком типе систем, т.к. необходимо нагревание этого вещества до 275°C для начала реакции с большим выделением газообразного азота. У парафина температура реакции газовыделения на порядок меньше, $45\text{-}65^\circ\text{C}$. Применение парафина распространено в различных отраслях промышленности [85], и не представляет опасности для его использования в космическом пространстве. С точки зрения совместимости элементов источник нагрева для парафина не создаст негативного воздействия на другие системы. Схема активной системы надува с химическим генератором давления парафин показана на рисунке 2-14.

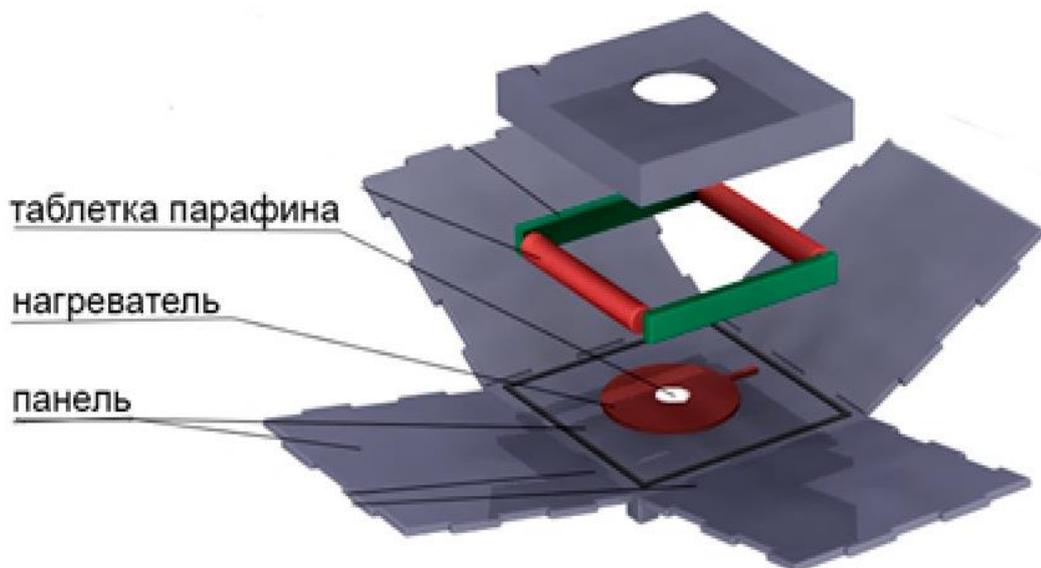


Рисунок 2-14. Активная система надува оболочки с химическим генератором давления парафин

2.2.3 Оценка эффективности системы надува оболочки

Основные данные, преимущества и недостатки трех вариантов системы надува представлены в таблице 2-3.

Таблица 2-3. Варианты системы надува тормозной оболочки

Вид системы	Пассивная		Активная	
	Остаточный газ	Газовый баллон	Газовый баллон	Химический генератор газа
Рабочее тело	Остаточный газ	Газовый баллон	Газовый баллон	Химический генератор газа
Основные компоненты	1. Остаточный газ между слоями пленки 2. Герметичная капсула/герметичный корпус	1. Газовый баллон 2. Электромагнитный клапан 3. Штуцер подачи газа 4. Датчик температуры	1. Газовый баллон 2. Электромагнитный клапан 3. Штуцер подачи газа 4. Датчик температуры	1. Химический элемент (парафин) 2. Нагреватель
Масса	≈100 г	≈200 г	≈200 г	≈100 г
Недостатки	Сложно прогнозируемое количество остаточного газа при укладке оболочки	1. Термоизоляция баллона с газом и клапана 2. Оснащение температурным контролем	1. Термоизоляция баллона с газом и клапана 2. Оснащение температурным контролем	Реакция выделения газа происходит при температуре 65 °С.
Преимущества	Система не требует команд и энергопитания	Возможность расчета необходимого количества газа в зависимости от высоты рабочей орбиты		

Оценка эффективности проведена аналогично оценки системы ввода в действие. Были определены следующие частные критерии F_1 учетом ограничений массы и габаритов модуля CubeSat:

- 1) Количество основных компонентов системы N ;
- 2) Масса системы M .
- 3) Совместимость элементов системы ввода в действие с другими системами C ;
- 4) Работоспособность системы W .

Критерий эффективности системы ввода в действие можно представить в виде:

$$F = (N, M, C, W) \quad (2.12)$$

Задача выбора системы надува оболочки и оценки её эффективности можно сформулировать как задачу минимизации критерия эффективности F :

$$F = (N, M, C, W) \rightarrow \min \quad (2.13)$$

Зависимость между показателями количества основных компонентов системы и массы системы установить крайне сложно из-за их различной физической сущности. Оценка приводится к безразмерной величине относительно минимального значения:

$$N'_i = \frac{N_i}{\min(N)} \quad (2.14)$$

$$M'_i = \frac{M_i}{\min(M)} \quad (2.15)$$

Критерий совместимости элементов и работоспособности системы не имеет численного значения, поэтому была введена экспертная оценка от 1 до 2.

Вариант активной системы надува с химическим элементом парафином получает оценку «1,5» по совместимости, т.к. температура выделения газа $65\text{ }^{\circ}\text{C}$ не является критической, но может повлиять на другие элементы системы. Все остальные варианты получают минимальную оценку «1».

Вариант пассивной системы максимальную оценку «2» по работоспособности, т.к. невозможно точно знать остаточное количество газа между слоями оболочки и прогнозировать время нахождения оболочки в рабочем состоянии и разгерметизация капсулы со сложенной оболочкой, приведет к отказу устройства ввода КА Cubesat.

При наличии активной системы надува оболочки для каждого случая космической миссии можно рассчитать необходимое количество газа. Активная система надува с газовым баллоном получает оценку «1.5». Ограничением работы активной системой с газовым баллоном будет тепловой режим, т.к. корпус не герметичный. Для работоспособности необходимо термоизолировать баллон с газом и клапан или оснастить систему температурным датчиком, что не требует система с химическим генератором давления. Поэтому активная система надува с газовым баллоном получает оценку «1.5», а системы надува с химическим элементом парафином, которая получает минимальную оценку «1».

Результирующий критерий эффективности F был получен методом линейной свертки частных критериев:

$$F = p_1 N' + p_2 M' + p_3 C + p_4 W \quad (2.15)$$

Также как и для системы ввода в действие масса системы надува имеет главное значение для соблюдения массогабаритных ограничений модуля Cubesat, поэтому этому показателю весовой коэффициент p_2 принят 0,4. Выполнение задачи надува тормозной оболочки невозможно без правильного выбора и компоновки элементов системы, поэтому для показателей совместимость элементов C и работоспособность системы W весовые коэффициенты p_3 и p_4 равны 0,25. Количество элементов N имеет несущественное значение – весовой коэффициент p_1 был принят равным 0,1.

$$p_1 + p_2 + p_3 + p_4 = 1 \quad (2.16)$$

Значение показателей и результирующего критерия трех вариантов системы надува оболочки представлены в таблице 2-4.

Таблица 2-4. Значения частных критериев эффективности, весовые коэффициенты и результирующего критерия эффективности для вариантов системы надува оболочки

№ п/п	Частные критерии F_i	Весовые коэффициенты P_m	Система ввода в действие		
			Пассивная система	Активная система с газовым баллоном	Активная система с химическим генератором парафином
1	N'	0,1	1	1,5	1
2	M'	0,4	1,5	2	1
3	C	0,25	1	1	1,5
4	W	0,25	2	1,5	1
Сумма	Σ	1	1,45	1,57	1,125

Диаграмма обобщенного критерия системы надува оболочки показана на рисунке 2-15.

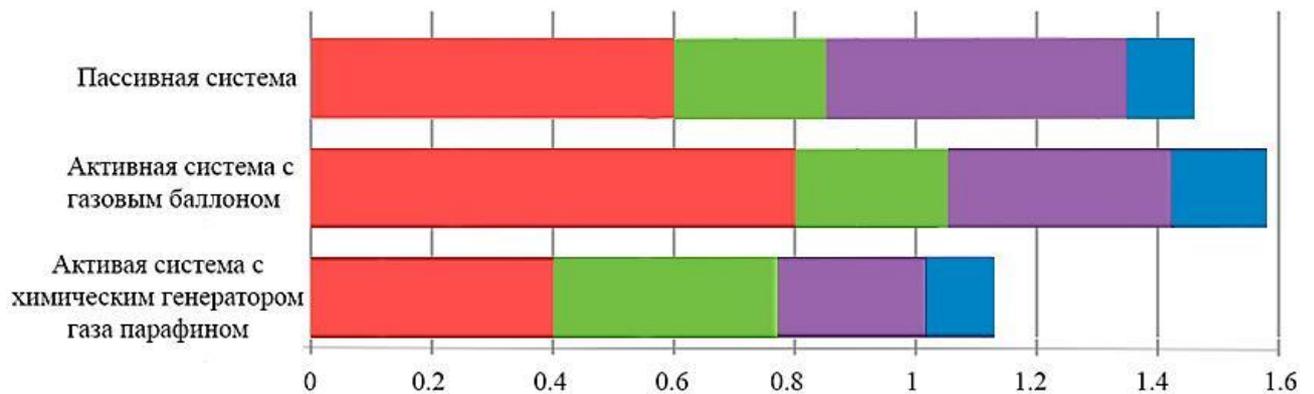


Рисунок 2-15. Диаграмма обобщенного критерия системы надува оболочки

Активная система с химическим генератором давления с использованием парафина имеет минимальную массу и количество компонентов системы, и отсутствуют ограничения работоспособности системы ввода КА Cubesat, поэтому данный вариант является рациональным для надува тормозной оболочки.

2.3 Система управления

Система управления предназначена для установки на изделие и выполнения заданного алгоритма управления, путем анализа состояния датчиков, принятия управляющего решения, выдачи команд на управляющие органы.

Система управления устройством аэродинамического торможения выполнена в виде платы управления, помещенной в корпус со степенью защиты IP43. Работоспособность платы управления должна быть обеспечена в условиях длительного космического полета за счет применения радиационно-стойких комплектующих или иными способами, сохраняя при этом приемлемый уровень себестоимости. На лицевой поверхности корпуса расположены индикаторы состояния датчиков и индикаторы состояния исполнительных элементов. На задней стороне корпуса размещены контактные клеммы для присоединения датчиков и исполнительных органов.

Алгоритм работы устройства для увода наноспутников имеет следующую последовательность:

1. Подача команды «Активация торможения». Активация устройства увода КА может быть реализована по следующим вариантам логики:

- а) срабатывание по времени;
 - б) срабатывание по команде с Земли;
 - в) срабатывание по сигналу от целевого аппарата;
 - г) срабатывание по низкому заряду аккумуляторов.
2. Подача напряжение на резак фиксатора крышки из нихромовой нити;
 3. Высвобождение сложенной оболочки из устройства;
 4. Накачка оболочки системой подачи газа.

Для активации устройства увода КА может быть использован один или несколько вариантов логики в алгоритме срабатывания устройства.

Для реализации команды активации по времени система управления состоит из таймеров, способных отсчитывать время с точностью до 10^{-4} с. Такой вариант активации устройства технически прост в реализации и имеет минимальное количество компонентов системы управления. Ограничением для этого варианта является фиксированное время активации устройства увода КА вне зависимости от состояния целевого космического аппарата.

Для активации по команде с Земли в состав системы управления входит антенна. В этом случае можно варьировать время срабатывания устройства увода КА с рабочей орбиты в зависимости от состояния КА.

Для активации по сигналу от целевого аппарата в состав системы управления должно входить беспроводное следящее устройство за состоянием КА. Данный вариант активации системы увода является самым технически сложным из всех представленных и использование его для наноспутников CubeSat не рационально.

Для активации системы увода по низкому заряду аккумуляторов плата управления должна подключается к линии бортового питания целевого аппарата CubeSat, и контролировать наличие питания. Проводное подключение устройства увода к целевому КА противоречит ранее определённому требованию автономности системы увода.

На этапе аванпроекта по созданию системы увода наноспутников CubeSat рациональным вариантом системы управления активацией устройства является срабатывание по времени. В дальнейшем, для коммерческих наноспутников возможно предусмотреть различные комплектации блока управления устройством с возможностью гибкого изменения времени срабатывания за счет добавления приемного устройства для активации с Земли или беспроводного следящего устройства за состоянием целевого КА.

2.4 Выводы к главе

В результате синтеза схемотехнических решений для системы увода наноспутников CubeSat с учетом ограничения по массогабаритным параметрам стандартного модуля CubeSat и совместимости элементов определен рациональный состав системы увода наноспутника с рабочей орбиты после окончания времени его эксплуатации. Модель системы увода включает корпус из откидных панелей, активную систему надува с химическим генератором давления с использованием парафина и плату управления со счетчиком обратного времени, для подачи команды активации увода наноспутника CubeSat с рабочей орбиты.

Компоновка модели системы увода наноспутников CubeSat представлена на рисунке 2-16.

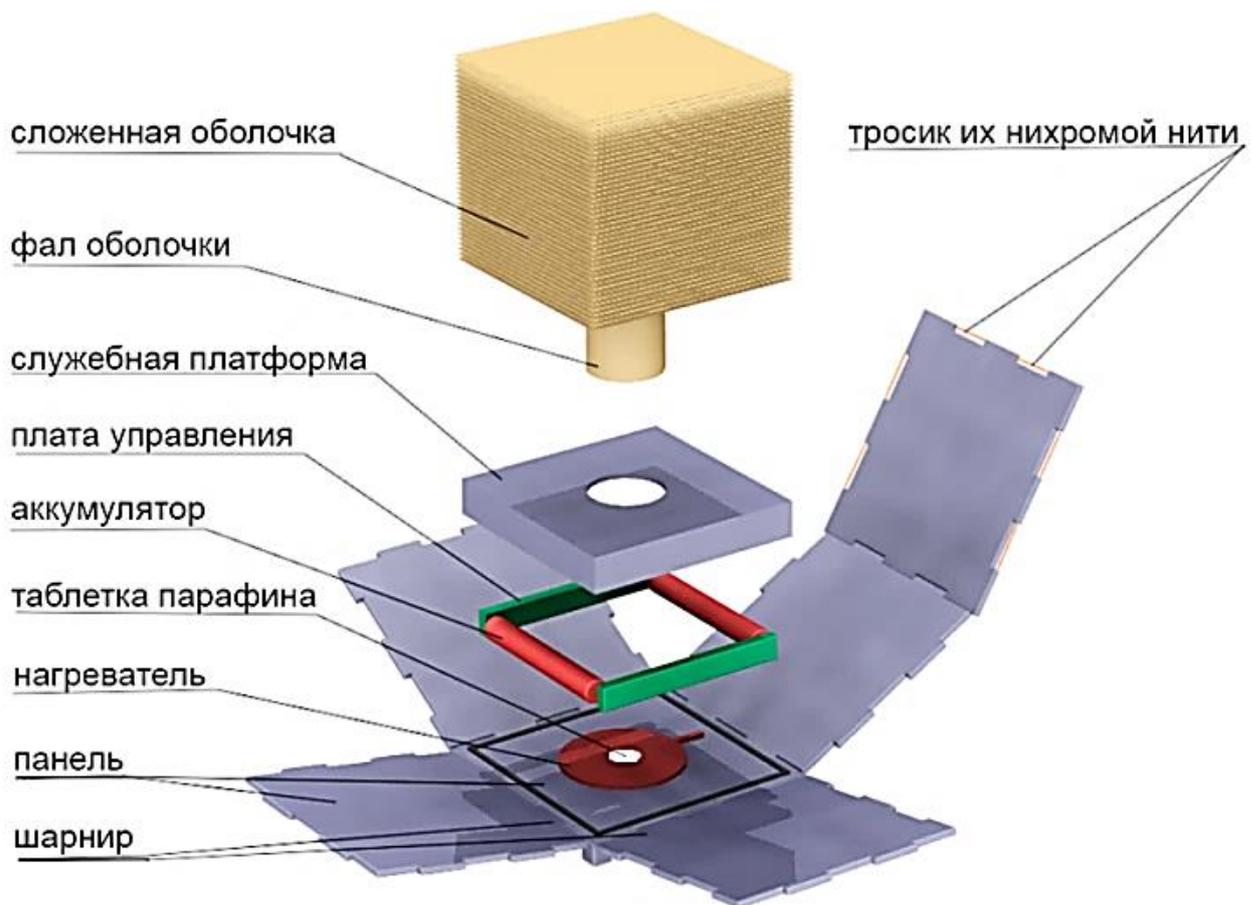


Рисунок 2-16. Компоновка устройства аэродинамического торможения

3. ИЗГОТОВЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ ДЛЯ УВОДА СПУТНИКОВ CUBESAT С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

3.1 Изготовление корпуса наноспутников Cubesat

Первоначально наноспутники CubeSat предполагалось использовать как образовательные с минимальным временем создания и упрощенной адаптацией к ракете-носителю. Концепция была разработана в технических университетах США и предполагала разработку и изготовление силами студентов различных по конструкции и составу бортовых систем КА в рамках только массогабаритных параметров стандарта.

За последние 10 лет произошло расширение числа университетов и компаний, участвующих в создании наноспутников CubeSat. Почти все коммерческие или студенческие проекты наноспутников Cubesat реализуются на покупных изделиях ведущих аэрокосмических компаний и производителей из-за желания сократить сроки подготовки запуска или отсутствия технологической базы и летной квалификации комплектующих.

В силу вышеуказанных причин сформировался рынок комплектующих для наноспутников CubeSat. В частности, на официальном сайте приведен список 37 сертифицированных поставщиков [86]. К числу основных коммерческих производителей таких комплектующих можно отнести следующие компании:

- Pumpkin, Inc., США [87];
- Innovative Solutions In Space (ISIS), Нидерланды [88];
- Спутниковые инновационные космические системы (СПУТНИКС), Россия [89].

Ниже в таблице 3-1 приведена стоимость стандартных корпусов наноспутников CubeSat, предлагаемые указанными производителями по состоянию на конец 2019 г.

Таблица 3-1. Стоимость стандартных корпусов для наноспутников CubeSat

№ п/п	Тип изделия	Цена, евро		
		Pumpkin	ISIS	Спутникс
1	Корпус 1U	7500	2500	1500
2	Корпус 2U	8375	3150	-
3	Корпус 3U	8750	3900	3000

Минимальные затраты на комплектующие изделия наноспутников CubeSat лежат в диапазоне 30...40 тыс. евро. Затраты корпус наноспутника составляет от 5 до 25% в зависимости от количества юнитов.

Введение обязательств оснащать наноспутники CubeSat устройством увода после окончания срока эксплуатации повышает стоимость запуска наноспутников CubeSat на 30÷50% в зависимости от его размера.

Поэтому ведутся работы по исследованию новых материалов корпусов и технологий их изготовления, чтобы сократить трудоемкость. Проектирование космических структурных систем - это баланс между массой, прочностью и жесткостью. С одной стороны прочность конструкции необходима для обеспечения надежности работы приборов КА, а с другой стороны, за счет уменьшения массы конструкции можно увеличить полезную нагрузку, что снижает стоимость запуска КА. Конструктивная часть спутника, как правило, представляет большой процент его массы, и поэтому важно выбрать рациональный материал и конфигурацию, чтобы минимизировать массу.

Стандартизированный корпус модуля CubeSat разрабатывается в соответствии со спецификацией CubeSat Design Specification rev.13 [16] и имеет массово-габаритные ограничения и требования по жесткости. Наиболее распространенными материалами корпуса являются сплавы Al 6082 или Al 7075.

В таблице 3-2 указаны габаритные размеры и вес корпусов формата 1U, 2U и 3U и их вид производства компании ISIS [88] и ACC Clyde Space [90].

Таблица 3-2. Корпуса формата 1U, 2U и 3U производства компании ISIS

Формат модуля				
		1U	2U	3U
Масса, граммы	ISIS	200	304	390
	ACC clyde space	155	235	394
Габаритные размеры, мм		100 x 100 x 113.5	100 x 100 x 227	100 x 100 x 340.5

Другим материалом для изготовления корпусов являются композитные материалы, которые представляют перспективный класс материалов для космического применения. Их применение имеет преимущества в массе и прочности, а требуемая жесткость может быть достигнута путем соответствующего выбора типов волокон и его ориентации. Кроме того, еще одной характеристикой композитов является низкая теплопроводность, которая может быть полезна для теплоизоляции низкотемпературных деталей.

В работе [91] было проведено исследование по использованию композитов в структурных конструкциях для CubeSats (рис. 3-1) или других небольших спутниковых элементов.

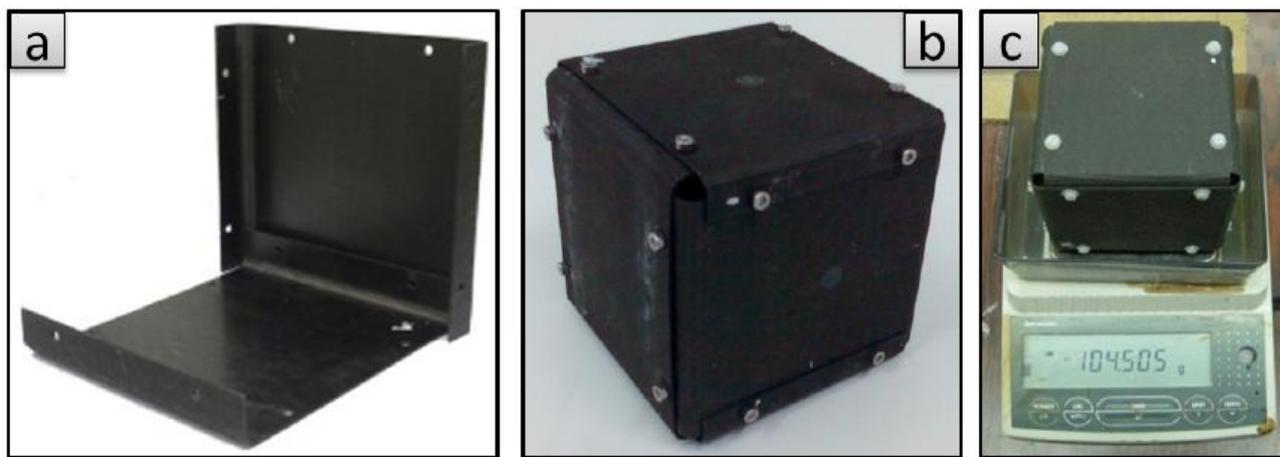


Рисунок 3-1. Композитная структура UPSat [91]

По итогам проектирования конструкции была реализована композитная структура UPSat из материала T300-5208 Carbon эпоксидный однонаправленный производства Hexcel для первого греческого CubeSat

Масса композитной структуры была уменьшена почти на 35%, по сравнению с алюминиевой, без каких-либо вырезов в композитной структуре и произошел прирост 1-ой собственной частоты.

Как альтернатива композитной структуре и корпуса из алюминиевого сплава мною была рассмотрена технология селективного лазерного сплавления (СЛС) для изготовления корпусов модуля 1U наноспутников CubeSat.

Технология селективного лазерного сплавления подразумевает под собой наличие платформы, на которой предварительно формируют слой строительного материала. 3D принтеры для СЛС представлены на рынке самой многочисленной по производителям и разнообразной по моделям группой, в настоящей работе использовался 3D принтер SLM 280 HL. Одной из основных частей в установках для СЛС является лазерная система, в которой используются иттербиевые волоконные лазеры [92].

Весь процесс СЛС проходит в защитной среде инертных газов - азоте или аргоне, предотвращающих окисление порошка.

Общий принцип работы всех установок СЛС можно кратко описать следующим образом. Вначале процесса создается цифровая 3D модель детали – используется системы автоматизированного проектирования (САПР) или данные сканирования. Специальное программное обеспечение «разрезает» модель на тонкие слои от 20 до 100 мкм. Устройство для нанесения и выравнивания порошка, равномерно распределяет его по поверхности рабочего стола. После чего лазерный луч избирательно плавит порошок путем сканирования поперечного сечения, сгенерированного из 3D модели. По окончании сплавления порошкового слоя платформа с изготавливаемым изделием опускается на заданную толщину. Процесс многократно повторяется, пока деталь не будет закончена.

Схема установки селективного лазерного сплавления приведена на рисунке 3-2.

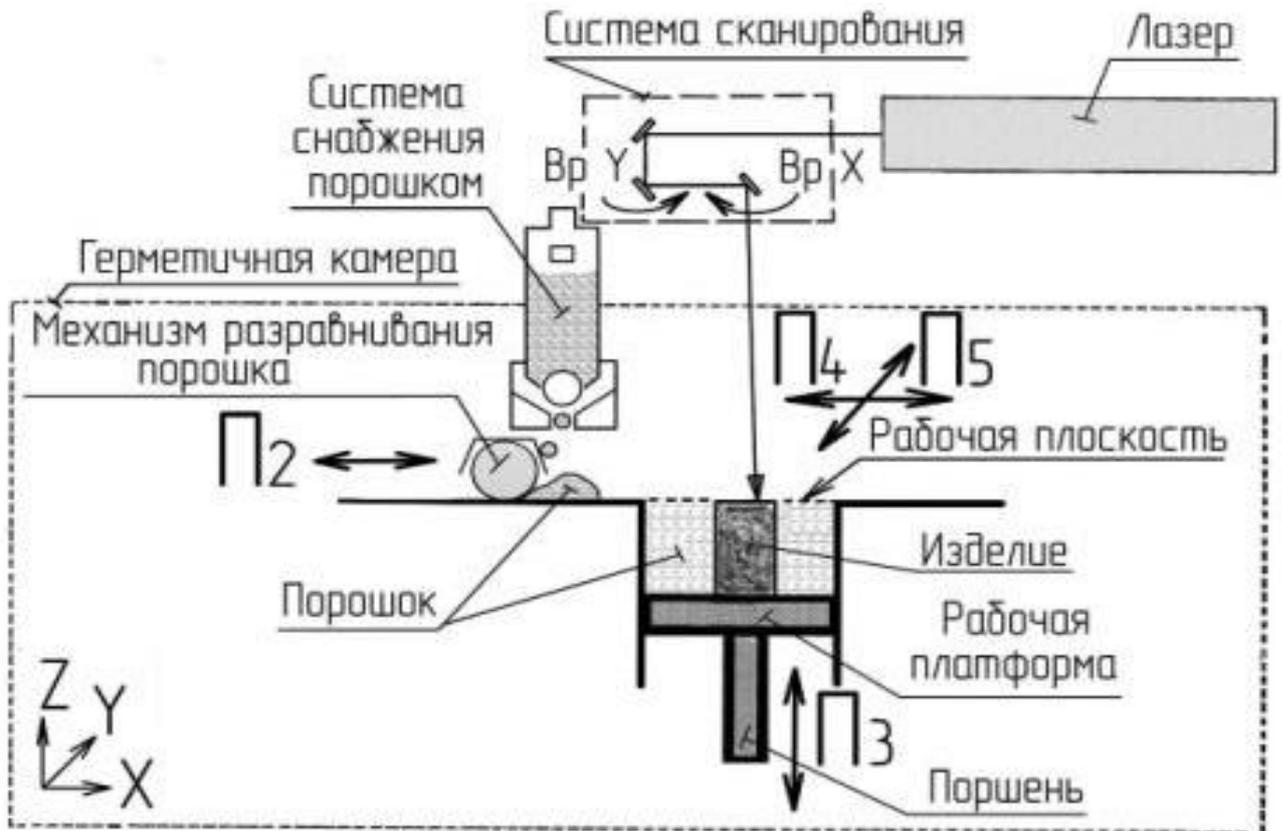


Рисунок 3-2. Схема установки селективного лазерного сплавления [92].

Печать деталей CubeSat производилась на установке SLM 280 HL [93] из порошка сплава AlSi10Mg [94]. Выбранный материал обладает следующими преимуществами:

- плотность, обеспечивающая минимальную массу изделий;
- механические свойства на уровне литейных алюминиевых сплавов;
- коррозионная стойкость;
- технологичность;
- электропроводность;
- устойчивость к циклическим изменениям температуры;
- сохранение эксплуатационных свойств, при воздействии факторов внешней космической среды.

В таблице 3-3 указаны механические свойства материала, полученного из порошка, по технологии СЛС.

Таблица 3-3. Механические свойства материала, полученного из порошка, по технологии СЛС.

Наименование показателя	Значение показателя при температуре 20°C
Временное сопротивление разрыву σ_b , МПа, не менее	243
Предел текучести $\sigma_{0,2}$, МПа, не менее	156
Относительное удлинение δ , %, не менее	20,1

В процессе изготовления были отработаны варианты расположения детали на рабочем столе 3D принтера, количество и вид технологических поддержек, уточнены режимы построения.

На изготовление корпуса CubeSat 1U (рис. 3-3) и крышки общей массой 430,0 гр. израсходовано 500 гр. порошка по цене 1858,5 руб/кг., включая НДС. Время построения составило около 12 часов.

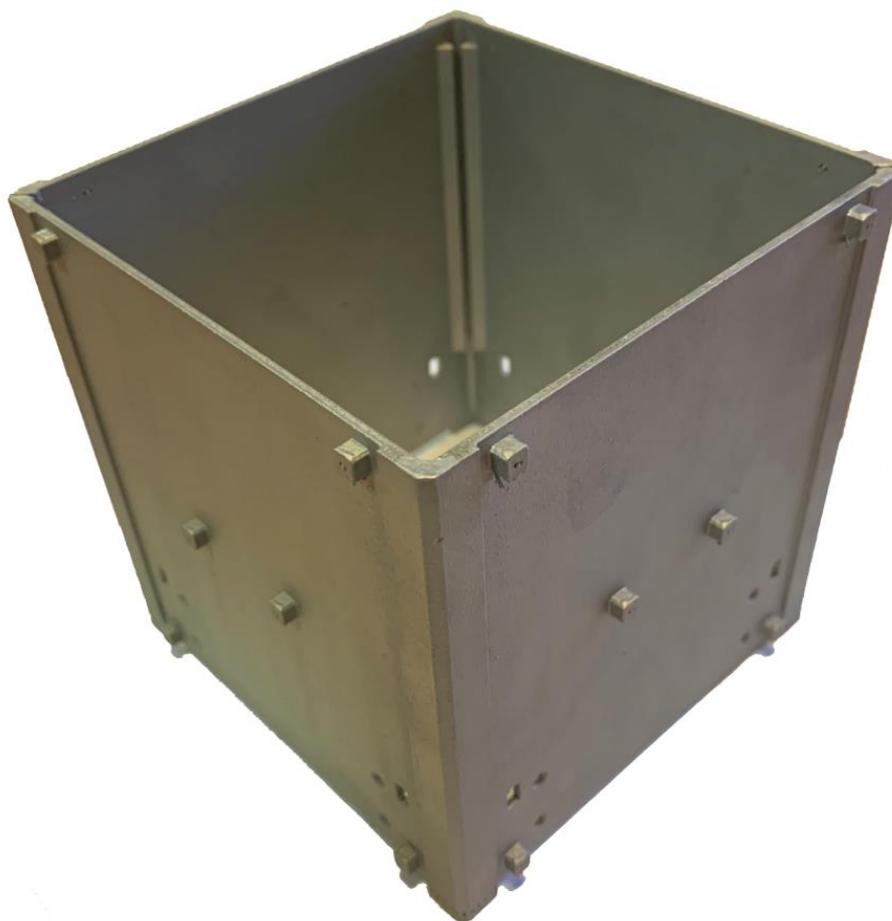


Рисунок 3-3. Корпус Cubesat 1U изготовленный методом СЛС

3.1.1 Оценка эффективности изготовления корпуса Cubesat

При сравнении изготовленных по трем технологиям корпусов CubeSat объема 1U, самым легким является корпус из композитного материала T300-5208. Его масса составляет 104,5 г против 155г. получаемый традиционной технологией из сплава алюминия 7075. Корпус, изготовленный лазерным спеканием, является самым тяжелым 216 г, однако масса может быть сопоставима с вариантом из композита, за счет уменьшения толщины стенок или выращивания «сетчатой» структуры, без существенной потери в жесткости.

Преимуществом технологии СЛС является возможность конструктивного построения корпуса и его крепежных элементов для служебной аппаратуры, которые невозможно изготовить традиционной механической обработкой.

Использование СЛС уменьшает трудоемкость изготовления корпусов, по сравнению с традиционной механической обработкой. По оценкам стоимость одного корпуса объемом 1U при мелкосерийном производстве составит около 70 тыс. рублей (750 евро), что в 2 раза дешевле, чем у российской компании «СПУТНИКС».

Недостатком данной технологии является меньшая прочность деталей, чем у механической обработки.

Для оценки эффективности сформирована системы критериев и показателей эффективности, которые представляют собой совокупность важнейших параметров, учитывающие его физические параметры, стоимость, конструктивные и технологические особенности.

На основе обзора технологий изготовления корпусов наноспутников Cubesat были определены следующие частные показатели F_i :

- 1) Масса корпуса M формата 1U;
- 2) Предел прочности σ материала, из которого изготовлен корпус.
- 3) Цена P одного корпуса формата 1U;
- 4) Технологичность T .

Критерий эффективности системы ввода в действие можно представить в виде:

$$F = (M, \sigma, P, T) \quad (3.1)$$

Таким образом, задача выбор технологии изготовления наноспутника Cubesat и оценки его эффективности можно сформулировать как задачу максимизации критерия эффективности F :

$$F = (M, \sigma, P, T) \rightarrow \max \quad (3.2)$$

Зависимость между показателями массы, предела прочности и цены установить крайне сложно из-за их различной физической сущности.

Оценка относительной массы корпуса приводится к безразмерной величине относительно минимального значения:

$$M'_i = \frac{M_i}{\min(M)} \cdot 10 \quad (3.3)$$

Оценка относительной прочности и цены корпуса приводится к безразмерной величине относительно максимального значения:

$$\sigma'_i = \frac{\sigma_i}{\max(\sigma)} \cdot 10 \quad (3.4)$$

$$P'_i = \frac{P_i}{\max(P)} \cdot 10 \quad (3.5)$$

Оценка технологичности проводилась методом экспертных оценок. Каждому показателю метода изготовления присвоена оценка от 0 до 10.

Результирующий критерий эффективности F был получен методом линейной свертки частных критериев:

$$F = p_1 M' + p_2 \sigma' + p_3 P + p_4 T \quad (3.6)$$

Из выбранных показателей стоит выделить массу корпуса и его стоимость его изготовления, они непосредственно влияют на итоговую стоимость проекта.

$$p_1 = p_4 = 0,3 \quad (3.7)$$

Показатели предела прочности и технологичности менее важны, поэтому весовые коэффициенты выбраны меньше и равны:

$$p_2 = p_3 = 0,2 \quad (3.8)$$

Оценка эффективности для каждой технологии изготовления представлена в таблице 3-4.

Таблица 3-4. Значения частных критериев эффективности, весовые коэффициенты и результирующего критерия эффективности для технологий изготовления корпуса Cubesat 1U

№ п/п	Частные критерии F_i	Весовые коэффициенты p_m	Технология изготовления		
			Селективное лазерное сплавление	Механическая обработка	Композитная структура
1	M'	0,3	5	7	10
2	σ'	0,2	2	4	10
3	P'	0,2	10	5	2
4	T	0,3	10	7	4
Сумма	Σ	1	6,9	6	6,6

Изготовление корпусов технологией СЛС по сумме баллов является самым эффективным. Однако для использования в наноспутниках Cubesat необходимо провести цикл наземных испытаний, подтверждающий достаточную прочность корпуса модуля наноспутника Cubesat, изготовленный лазерным сплавлением и получения сертификации летного образца.

Обобщенные данные по каждой технологии изготовления и оценки эффективности представлены в таблице 3-5.

Таблица 3-5. Обобщенные данные и оценка эффективности технологий изготовления корпусов наноспутников Cubesat

№ п/п	Технология изготовления	Селективное лазерное плавление (SLM)	Механическая обработка	Композитная структура	
	Материал	АСП-40 AlSi10Mg	Al 7075	Т300-5208 Carbon однонаправленный	
	Параметр	Значение (оценка)			
1	Вес	216 (5)	155 (7)	105 (10)	
2	Предел прочности σ , Мпа	325 (2)	560 (4)	вдоль волокон	поперек волокон
				1500	40
				(10)	
3	Цена, евро	750* (10)	1500 (5)	3000* (2)	
4	Конструктивные и технологические особенности (оценка)	<ul style="list-style-type: none"> -выращивание «сетчатой» структуры для уменьшения веса, без потери прочности -построения корпуса и его крепежных элементов -гибкое варьирование объема корпуса модуля до 3U -расчет и увеличение толщины стенки для защиты служебной аппаратуры от космических излучений <p style="text-align: center;">(10)</p>	<ul style="list-style-type: none"> - Высокая трудоёмкость изготовления и сборки изделия <p style="text-align: center;">(7)</p>	<ul style="list-style-type: none"> - Применение трудоемких методов, специальных инструментов для обработки - Проектирование и изготовление конструкций таким образом, чтобы нагружение происходило вдоль ориентации волокон <p style="text-align: center;">(4)</p>	

3.2 Изготовление аэродинамической тормозной сферической оболочки

Основную технологическую сложность при изготовлении устройства аэродинамического торможения представляет шар диаметром 2 метра, выполненный из полиимидной (ПИМ) пленка.

Выбор материала типа ПИМ-1ЭУ-ДА ТУ 6-49-04719662-118-93 (основа – пленка, металлизированная с одной стороны алюминием высокой чистоты вакуумной конденсации) (рис. 3-4) обусловлен достаточно жесткими температурными режимами работы системы увода. Выбранный материал обладает рабочим диапазоном температур от минус 196 до плюс 300°С, что гарантирует устойчивость оболочки к факторам космического полета.



Рисунок 3-4. Внешний вид пленки ПИМ-1ЭУ-ДА

3.2.1 Технология изготовления тормозной оболочки

Основным вариантом сборки тормозной оболочки выбрана склейка встык с помощью специальной ленты ЛМ-ОА-ПМ 12х20 ТУ 2245-015-18420369-2015.

Технология склейки оболочки имеет следующую последовательность:

1. Пленка ПМ-1ЭУ-ДА нарезается вручную по шаблонам, выполненным с использованием компьютерного моделирования и напечатанные в масштабе 1:1.

Выкройка лепестка представлена на рисунке 3-5.

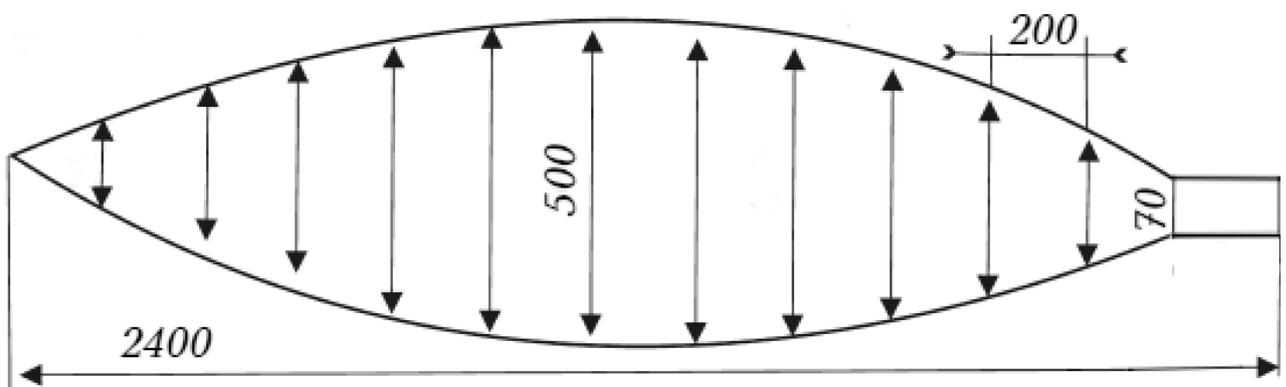


Рисунок 3-5. Выкройка лепестка сферы

2. Склейка производится с помощью специального стапеля, разработанного в ходе данной работы (рис. 3-6). Два сегмента укладываются сверху на станок внутренними краями встык по верхней кромке станка. Сегменты прижимаются эластичными фиксаторами к станку для фиксации, во избежание смещения во время склейки. Сфера склеивается из 12 сегментов ПМ пленки. Сегменты склеиваются по всей длине краями встык односторонней клейкой лентой шириной 20 мм с внешней (верхней) стороны.



Рисунок 3-6. Станция для склеивания сегментов шара

Предварительно на плоттере распечатывается бумажный шаблон сегмента $1/12$ сферы. По этому шаблону из ПМ пленки вырезается 12 сегментов. Из этих 12 сегментов первые шесть склеиваются попарно $1+2,3+4,5+6$, затем эти «сдвоенные» сегменты склеиваются между собой « 12 »+» 34 »+» 56 ». В результате получаем полусферу. Так же склеивается вторая полусфера из сегментов $7,8,9,10,11,12$.

Получившиеся две полусферы склеиваются между собой вначале с одного края полностью, затем с другого, но, немного не доклеив до «нижней» точки схождения сегментов. Далее на сферу в условной «верхней» точке наклеивается квадратный сегмент, примерно 5×5 см связывая в «верхней» точке окончания всех сегментов. Шар «выворачивается» через оставшееся в «нижней» точке отверстие. И все «швы» между сегментами проклеиваются еще раз с «обратной» стороны.

После повторной проклейки всех швов сегментов, в нижней точке сферы наклеивается завершающий квадратный сегмент с патрубком для надувания сферы. Оставленные полоски лепестков тоже склеиваются, образуя фал сферы.

Надувная тормозная оболочка диаметром 2 метра, склеенная из 12 сегментов показана на рисунке 3-7. По этой же схеме можно склеить оболочку диаметром 3 метра из 18 сегментов.



Рисунок 3-7. Общий вид склеенного шара

Было изготовлено несколько экспериментальных образцов оболочки диаметров 2 метра по предложенной технологии склейки. Дальнейшие испытания на прочность – происходил надув сферической оболочки компрессором до момента разрушения, показал, что произошел разрыв самой пленки, а не по клееному шву.

3.2.2 Укладка аэродинамической тормозной оболочки

При проектировании данного устройства было определено, что оболочка в транспортном положении должна быть уложена в капсулу объемом меньше 1 литра. Для решения этой задачи необходимо разработать алгоритм укладки сферической оболочки с высоким процентом заполнения и присутствием остаточного газа между слоями, чтобы не допустить слипания материала.

По предварительной оценке объема сложенного шара диаметром 2000 мм при условии изготовления его из полиимидной пленки толщиной 12 мкм при склеивании встык с помощью ленты шириной 20 мм:

- площадь поверхности шара - 12566370 кв.мм;
- площадь проекции сложенного шара – 8390 кв.мм;
- количество «проекций» на «поверхности шара» - 1497;
- толщина всех «проекций» сложенного шара – 17 мм.

Таким образом, имеется существенный резерв объема (рис. 3-8), который можно использовать или для увеличения диаметра шара, или сокращения вертикального размера до объема юнита Cubesat 0,5U.

Нужно отметить, что окончательная конфигурация будет установлена только по результатам натурных испытаний с учетом максимально достижимой безопасной плотности укладки шара.

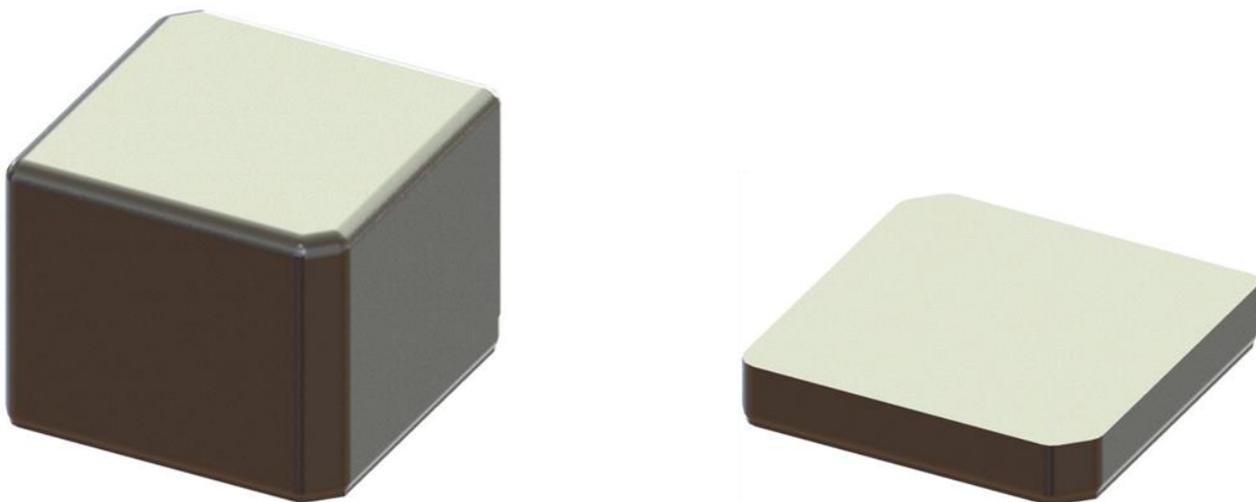


Рисунок 3-8. Максимальный располагаемый объем для шара и расчетный объем при максимально плотной укладке

Было принято решение разработать алгоритм укладки на натурной модели масштабом 1:10. Для проведения эксперимента была выбрана металлизированной полимерной плёнка толщиной 100 мкм для большей механической прочности. Изготовление образца было произведено по ранее предложенной схеме – вырезание 12 лепестков и их склейка между собой стык в стык.

Наибольшая ширина лепестка была 50 мм, следовательно, шар получился с длиной экватора (окружности) 600 мм. Радиус сферы составляет 95,5 мм. Площадь поверхности составляет:

$$S_{\text{м}} = 4\pi R_{\text{м}}^2 = 114\,500,35 \text{ мм}^2 \quad (3.9)$$

Модель сферы для аэродинамического тормозного устройства представлена на рисунке 3-9.



Рисунок 3-9. Модель оболочки аэродинамического тормозного устройства

Первый шаг для алгоритма складывания шара подсказывает технология изготовления, получаем двойную полусферу сложением верхней полусферы в нижнюю полусферу, т.е. полюсы сферы должны совпасть, как показано на рисунке 3-10.



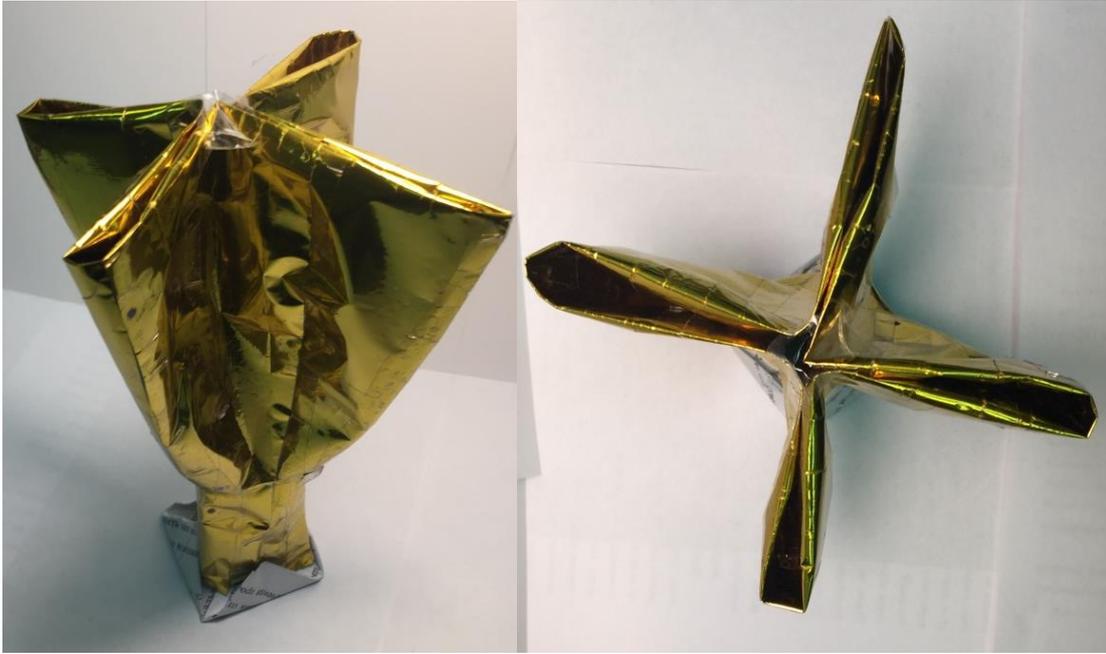
Рисунок 3.10. Складывание оболочки в двойную полусферу

Затем точку квадранта сферы перемещаем к вертикальной оси полусферы в плоскости экватора, таким образом, чтобы внешняя часть оказалась внутри (рис. 3-11).



Рисунок 3.11. Сгиб внутрь сферы в точке квадранта

Ту же операция повторяем в оставшихся трех точках квадрантов, что бы получился «крест» из сгибов, как показано на рисунке 3-12.

**а****б***а – вид сбоку, б – вид сверху**Рисунок 3.12. Крест из сгибов в точках квадранта*

После чего четыре сгиба последовательно соединяем друг с другом (рис. 3-13).

**а****б***а – вид сверху, б – вид сбоку**Рисунок 3.13. Свертка сферы*

Альтернативный способ складывания полусферы после получения первого сгиба это продолжить сгибать внутрь сферу «гармошкой».

Полученную свертку складываем еще раз пополам, чтобы ширина сложенной сферы была равна ширине фала (рисунок 3-14). Для этой модели оболочки достаточно сложить один раз, при реальных размерах эту операция потребуется повторить несколько раз.

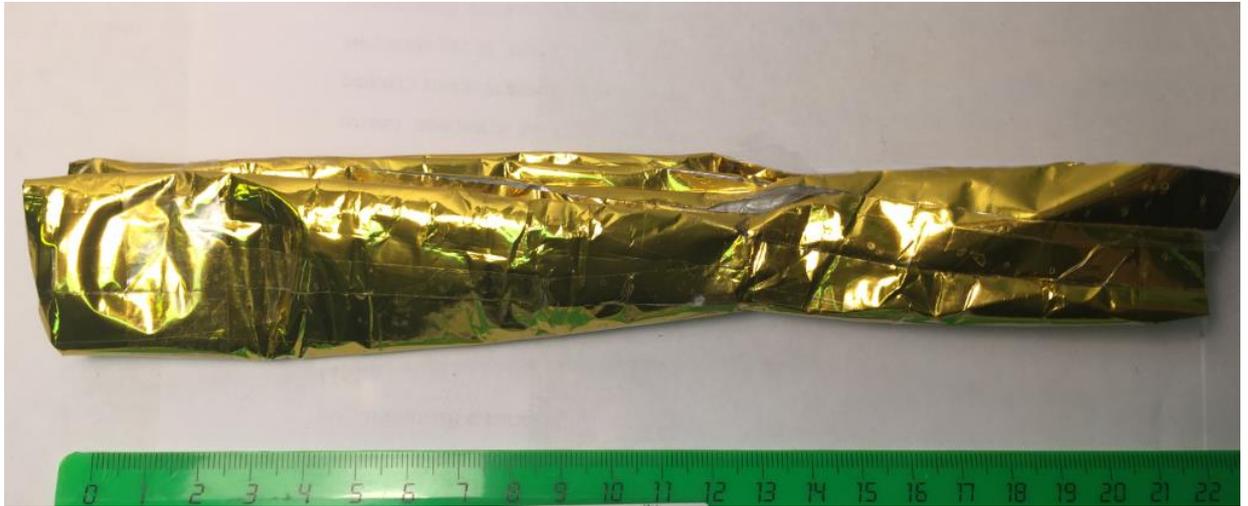
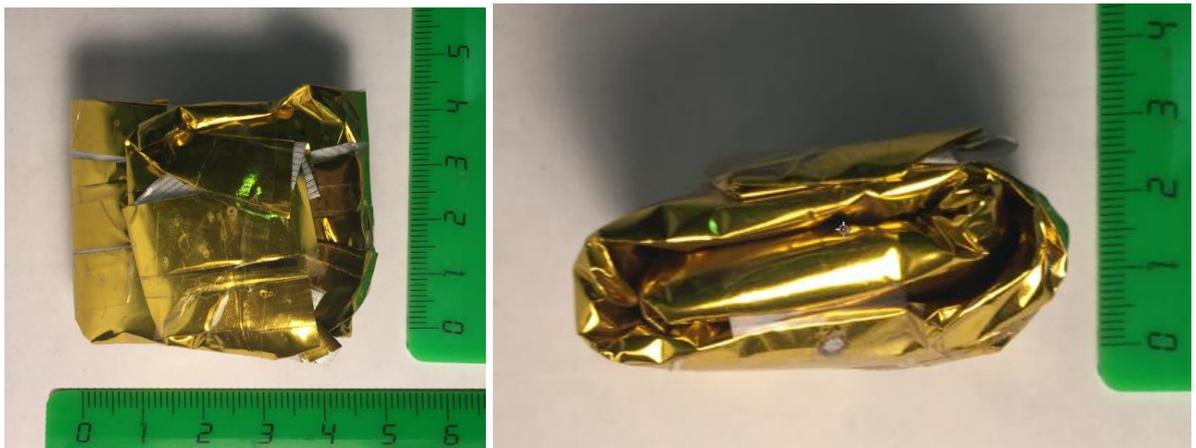


Рисунок 3.14. Укладка оболочки пополам в единую ширину

Последний шаг – скручивание свертки сферы к фалу. Окончательный результат укладки модели оболочки – это параллелепипед с размерами 35x45x18 мм (рис. 3-15).



а

б

а – вид сверху, б – вид сбоку

Рисунок 3.15. Полученная укладка модели оболочки

Процент заполнения посчитаем, разделив объем материала сферы, т.е. площадь поверхности, умноженную на толщину пленки, на объем параллелепипеда.

$$k = \frac{V_{\text{сф}}}{V_{\text{п}}} = \frac{S \times h}{a \times b \times c} = \frac{114\,500,35 \times 0,1}{40\,000} = 0,4 \quad (3.10)$$

Заполнение материалом пленки составляет 40%, что соответствует коэффициенту укладки равным 2,5. Для шара диаметром 2 метра, размер сложенной оболочки по высоте будет равен 42 мм, а для шара диаметров 3 метра – 95 мм.

3.2.3 Газопроницаемость металлополимерных покрытий

Газопроницаемость металлополимерных покрытий (МПП) является одним из основных параметров защитных, разделительных и других покрытий в таких полимерных изделиях, как надувные конструкции, пленочные емкости, мембраны, прокладки и др. Величина газопроницаемости покрытия будет определять время существования тормозной оболочки в рабочем состоянии.

Для определения газопроницаемости МПП на полимерных подложках используют те же методы, что и для определения проницаемости, диффузии и растворимости газов в полимерных материалах. Проницаемость можно определить прямыми (мембранными) и косвенными (сорбционными) методами.

Наиболее простым следует считать прямой метод определения проницаемости по количеству газа, прошедшего за определенное время через мембрану при установившемся режиме течения. Проницаемость мембраны P подсчитывают по формуле:

$$P = \frac{M}{S \Delta p \Delta \tau} \quad (3.11)$$

где M – количество газа (см^3), прошедшего через мембрану за время $\Delta \tau$ (с) при установившемся режиме, измеренное при нормальных условиях, S – площадь мембраны (см^2); Δp – перепад давлений на мембране, МПа.

Представляя полимерную подложку с покрытием как сложную мембрану, можно независимо от механизмов проницаемости материалов подложки и покрытия можно записать:

$$\frac{1}{P} = \frac{1}{P_{\text{под}}} + \frac{1}{P_{\text{пок}}} \quad (3.12)$$

где P – проницаемость подложки с покрытием ($\text{см}^3/(\text{см}^2 \times \text{МПа} \times \text{с})$); $P_{\text{под}}$ – проницаемость подложки ($\text{см}^3/(\text{см}^2 \times \text{МПа} \times \text{с})$); $P_{\text{пок}}$ – проницаемость покрытия ($\text{см}^3/(\text{см}^2 \times \text{МПа} \times \text{с})$).

Коэффициент газопроницаемости покрытия K $\text{см}^3 \times \text{см} / (\text{см}^2 \times \text{МПа} \times \text{с})$ вычисляется по формуле:

$$K = P_{\text{пок}} \times \delta_{\text{пок}} \quad (3.13)$$

где $\delta_{\text{пок}}$ – толщина покрытия (см).

Для нахождения времени проницаемости металлизированной полимерной оболочки из пленки использовалась методика, которая была получена в работе по исследованию влияния природы полимера, подготовки поверхности, адгезии покрытия к полимеру и толщины покрытия на величину снижения газопроницаемости полимерных пленок и газопроницаемость покрытий [95].

В таблице 3-6 приведены коэффициенты проницаемости по гелию и кислороду алюминиевого конденсационного покрытия толщиной 200 нм, осажденного одновременно на инертные – политетрафторэтиленовые (ПТФЭ) и полиэтиленовые (ПЭ), и полярные – полиэтилентерефталатные (ПЭТФ) и полиимидные (ПМ) полимеры.

Таблица 3-6. Влияние природы полимера на коэффициент газопроницаемости алюминиевого покрытия

Полимер	$K \times 10^{-8}$, $\text{см}^3 \times \text{см} / (\text{см}^2 \times \text{МПа} \times \text{с})$	
	Кислород	Гелий
ПТФЭ	0,1	9,5
ПЭ	0,067	0,23
ПЭТФ	0,0013	0,026
ПМ	0,00054	0,0091

Время проницаемости металлизированной полимерной оболочки:

$$\Delta\tau = \frac{M}{S\Delta p} \times \left(\frac{1}{P_{\text{под}}} + \frac{\delta_{\text{пок}}}{K} \right) \quad (3.14)$$

Площадь поверхности сферической оболочки диаметров 2 метра составляет:

$$S_2 = 4\pi R_{\text{ш}}^2 = 125\,600 \text{ см}^2 \quad (3.15)$$

Площадь поверхности сферической оболочки диаметров 3 метра составляет:

$$S_3 = 4\pi R_{\text{ш}}^2 = 282\,600 \text{ см}^2 \quad (3.16)$$

Количество газа, которое истечет за время $\Delta\tau$ из оболочки, принимаем исходя из коэффициента укладки – 30% от объема укладки оболочки, т.е. 100 см^3 .

Перепад давлений в момент полного раскрытия оболочки был найден при расчете пассивной системы надува (п.2.2.1). Количество газа, которое истечет за время $\Delta\tau$ из оболочки, было принято из оценки объема, который будет занимать сложенная оболочка на старте – 10% от 1U секции Cubesat, т.е. 100 см^3 .

Время существования тормозной оболочки диаметром 2 метра в рабочем состоянии для материала ПМ для случая газа кислород:

$$\Delta\tau = \frac{M\delta}{S\Delta p K} = \frac{10^2 \times 2 \times 10^{-6}}{1,2 \times 10^5 \times 2,4 \times 10^{-6} \times 5,4 \times 10^{-12}} = 10^6 \text{ с} \quad (3.17)$$

что составляет около 12 суток.

Время существования тормозной оболочки диаметром 3 метра в рабочем состоянии для материала ПМ для случая газа кислород:

$$\Delta\tau = \frac{M\delta}{S\Delta p K} = \frac{10^2 \times 2 \times 10^{-6}}{2,8 \times 10^5 \times 2,4 \times 10^{-6} \times 5,4 \times 10^{-12}} = 4,3 \cdot 10^5 \text{ с} \quad (3.18)$$

что составляет около 5 суток.

Время существования тормозной оболочки в рабочем состоянии зависит от газа и толщины слоя алюминиевого покрытия полиимидной пленки δ . График зависимости времени существования оболочки от толщины алюминиевого покрытия для газа кислород показан на рисунке 3-14 для диаметра 2 и 3 метра.

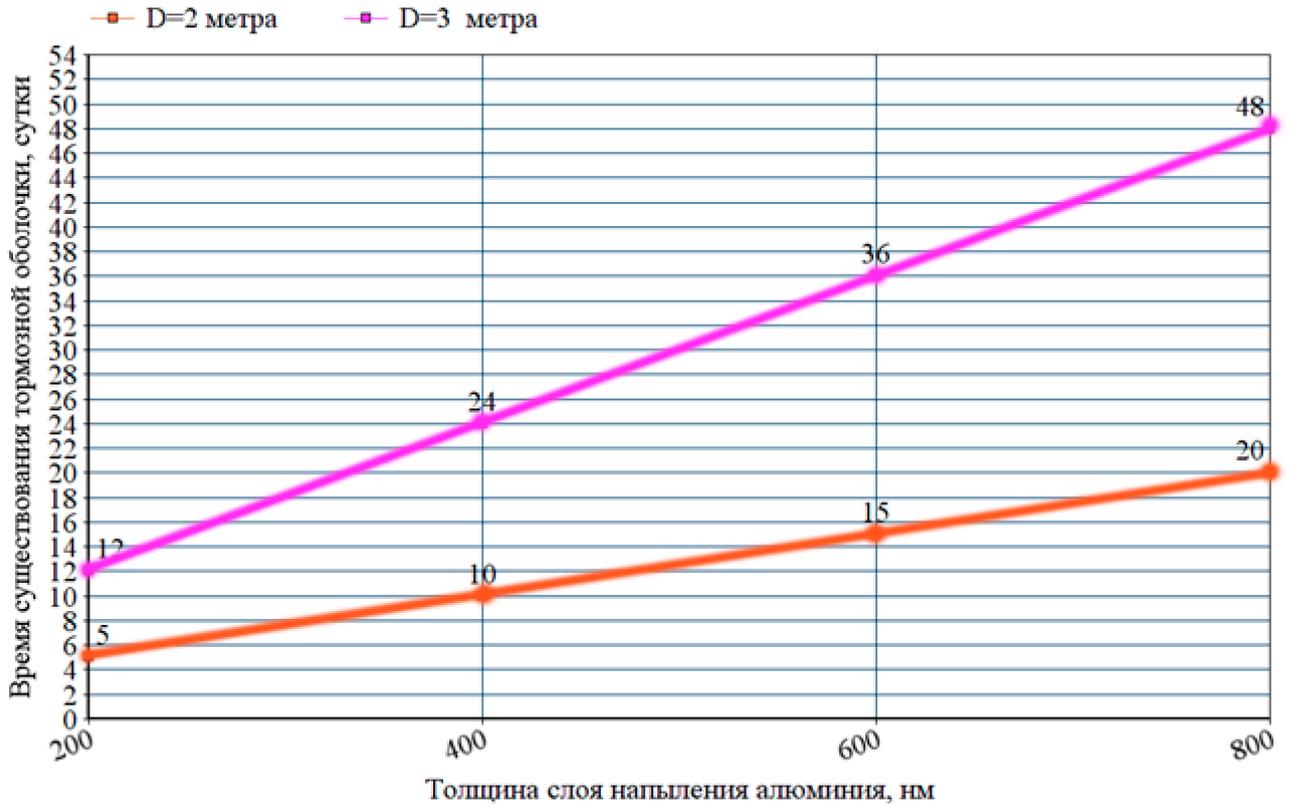


Рисунок 3.16. Зависимость времени существования тормозной оболочки диаметром 2 метра

Полученное время существования оболочки меньше, чем время увода наноспутника Cubesat. Возможны два пути решения проблемы: увеличение количества газа для надува оболочки, что очень легко реализуется в активной системе надува, или увеличение толщины напыления алюминиевого покрытия полиимидной пленки.

3.2.4 Деструкция металлополимерных покрытий

Деструкции полимеров происходит под влиянием светового облучения, например активной части солнечной радиации (длина волн $30 \div 36 \times 10^{-8}$ м), действием ультрафиолетовых лучей [96], особенно при свободном доступе воздуха, повышенных температурах и длительном механическом напряжении под воздействием разрывных усилий.

Механические напряжения в полимерных пленках создает разница между давлениями внутри и снаружи оболочки. Сравним значение с экспериментально полученной силой разрушения материала пленки для образцов пленки ПМ-1-ЭУ-ДА размером 50x50 мм [97].

Среднее арифметическое значение экспериментально полученных данных представлено в таблице 3-7.

Таблица 3-7. Среднее арифметическое значение прочности на разрыв

Параметр	Механическая перфорация (вдоль полотна)	Механическая перфорация (поперек полотна)	Без перфорации (вдоль полотна)	Без перфорации (поперек полотна)
$\sigma_1, \text{Н}$	37,24	35,43	47,85	52,99

Максимальное механическое напряжение для разрыва пленки составляет:

$$\sigma = \frac{\sigma_1}{S_{обр}} = \frac{(47,85 + 52,99) \div 2}{50 \times 50} = 2 * 10^2 \text{ Па} > 2,4 \text{ Па} \quad (3.19)$$

что на порядок меньше напряжения, создаваемое разницей давлений, и деструкции материала оболочки не произойдет.

Если предположить, что пленка будет повреждена микрометеритами, при наличии отверстий до 3 мм максимальное механическое напряжение для разрыва пленки составляет:

$$\sigma = \frac{\sigma_1}{S_{обр}} = \frac{(37,25 + 35,43) \div 2}{50 \times 50} = 1,4 * 10^2 \text{ Па} > 2,4 \text{ Па} \quad (3.20)$$

Что так же на порядок меньше и деструкции материала оболочки так же не произойдет.

Солнечная радиация (особенно ее ультрафиолетовая часть) достаточна для разрушения многих, даже очень сильных, связей в молекулах полимеров, отчего происходит старение, и возникают определенные отказы. Процесс старения полимерных материалов ускоряют тепло, влага, кислород воздуха (атмосферное старение), излучения высоких энергий и др. В свою очередь, скорость старения под действием солнечной радиации зависит от ее интенсивности, доли ультрафиолетового излучения в солнечном спектре и лучепоглощающей способности полимеров. Установлено, что разрыв молекулярных связей и процессы старения большинства полимеров происходят при интенсивности радиации, превышающей 16,8 кДж/(м²×мин). Известно, что в основе старения полимерных материалов лежат два одновременно протекающих процесса: деструкция - разрыв связей между атомами молекул и образование осколков молекул полимера, и структурирование - образование новых связей между атомами и осколками молекул, возникших в результате деструкции. В результате старения полимерных материалов изменяются их механические и электрические свойства, цвет и др.

Основное действие солнечного излучения - нагрев поверхности изделий и, как следствие, повышение температуры внутри устройства. Нагрев тела солнечными лучами зависит от интенсивности солнечной радиации, температуры окружающей среды и от отражательной способности тела.

Кроме силы разницы давлений на оболочку и действия солнечной радиации существуют и другие случайные факторы внешней среды: метеориты, частицы космического мусора, влияние которых невозможно определить расчетными методами.

3.3 Выводы по главе

Анализ технологий изготовления корпуса показал, что на сегодняшний момент безальтернативным вариантом является приобретение корпусов у сертифицированных компаний, стоимость которых составляет до 20% бюджета проекта. Для изготовления корпусов более эффективным методом СЛС, необходимо провести цикл испытаний и пройти летную сертификацию. Эти исследования могут длиться несколько лет.

Анализ технологии изготовления тонкопленочных надувных тормозных оболочек показал возможность создания надувной тормозной оболочкой сферической формы диаметром 2 и 3 метра из металлизированной полимерной плёнки толщиной 12 мкм. Для склейки шара диаметром 2 метра потребует 12 сегментов, а для шара диаметром 3 метра – 18 сегментов, что увеличивает количество клееных швов. Проведенные эксперименты показали, что прочность клееных швов выше, чем металлизированной полиимидной пленки.

Было решена задача укладки сферической оболочки аэродинамического тормозного устройства с высоким процентом заполнения. Показано что для оболочки диаметром 2 метра существует возможность уменьшения объёма до размера секции 0.5U при максимально плотной укладке оболочки. Расчеты существования тормозных оболочек показали, что при достижении рабочего положения оболочка не разрушится вследствие разницы давлений. Газопроницаемость оболочки диаметром 2 метра будет в 2 раза меньше, чем у оболочки диаметром 3 метра при одинаковом объеме наполненного газа.

Резюмируя полученные данные, можно сделать вывод, что рационально использовать тормозную оболочку диаметров 2 метра для увода наноспутников Cubesat объемом до 6U и высотой рабочей орбиты до 500 км, т.е. около 70% проектов. Для спутников массой больше 10 кг и рабочей орбитой выше 500 км необходимо использовать тормозную оболочку с диаметром 3 метра.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате исследований, проведенных в данной диссертационной работе, получены следующие результаты:

1. Проведен системный анализ способов увода наноспутников с низких околоземных орбит и предложена концепция оснащения наноспутников Cubesat автономным устройством увода с рабочей орбиты за счет сил аэродинамического торможения, создаваемые надувной тормозной оболочкой сферической формы из тонкой металлизированной полимерной плёнки.
2. Проведен синтез отдельных служебных систем устройства для увода КА с учетом ограничения массы и габаритов спутника Cubesat и совместимостью элементов, и определен рациональный состав автономного модуля аэродинамического торможения – система ввода с откидными панелями, активной системной газонаполнения с химическим источником газа парафином и системой управления со счетчиком обратного времени для активации процесса увода наноспутника с рабочей орбиты после окончания времени его эксплуатации.
3. Проведен анализ технологии изготовления тонкопленочных надувных тормозных оболочек и показана возможность создания надувной тормозной оболочкой сферической формы диаметром 2 метра из металлизированной полимерной плёнки толщиной 12 мкм.
4. Разработана схема укладки сферической тормозной оболочки в модуль объемом 1U наноспутников Cubesat, а также проведены расчеты, подтверждающие работоспособность тормозной оболочки в течении процесса увода наноспутника.
5. В рамках данной работы разработаны несколько моделей системы увода с рабочей орбиты за счет сил аэродинамического торможения и создан демонстрационный макет модуля увода для оснащения наноспутников Cubesat.

Автор работы выражает благодарность своему научному руководителю доктору технических наук, профессору, профессору кафедры 604 «Системный анализ и управление» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) Пичхадзе Константин Михайлович за мудрое руководство, предоставленную свободу по теме диссертации и содействие на всех этапах написания работы.

Автор также благодарит доктора технических наук, начальника отдела научно-исследовательских работ и перспективных исследований АО «НПО Лавочкина» Сысоева Валентина Константиновича за помощь в подготовке материалов научной работы и публикаций по теме диссертации.

Отдельную благодарность автор выражает начальнику СККБ "Искра" аэрокосмического факультета Московского авиационного института Фирсюку Сергею Олеговичу за большую помощь в создании демонстрационного образца системы увода наноспутника CubeSat.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АСПОС	– Автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях
ГИАЦ	– Главный информационно-аналитический центр
ГОСТ	– Межгосударственный стандарт
ИСЗ	– Искусственный спутник Земли
КА	– Космический аппарат
МАИ	– Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
МАМИ	– Московский государственный машиностроительный университет
МКС	– Международная космическая станция
МПП	– Металлополимерные покрытия
НОО	– Низкая околоземная орбита
ОЗКП	– Околоземное космическое пространство
ОКБ	– Опытное конструкторское бюро
ООН	– Организация Объединенных Наций
ПМ	– Полиимид
ПТФЭ	– Политетрафторэтилен
ПЭТФ	– Полиэтилентерефталат
САПР	– Система автоматизированного проектирования
СЛС	– Селективное лазерное сплавления
СПУТНИКС	– ООО «Спутниковые инновационные космические системы»
ЭРД	– Электрические ракетные двигатели
ESA	– Европейское космическое агентства
GOLD	– Gossamer Orbit Lowering Device
ISIS	– Innovative Solutions In Space
NASA	– Национальное управление по аэронавтике и астронавтике США
SEEDS	– Small Expendable Deployer System

- TSS – Привязанная спутниковая система
- U – Юнит

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ООН: Аппаратам на орбите угрожают 300 тыс. обломков космического мусора
<https://ria.ru/20091002/187328503.html>
2. Вениаминов С.С., Червонов А.М. Космический мусор — угроза человечеству / М: ИКИ РАН, 2012, ISSN 2075-6836
3. В НАСА определили количество космического мусора на орбите, 18 апреля 2013 <https://www.vpk-news.ru/news/15560>
4. *Orbital Debris Quarterly News*. Volume 17, Issue 2, April 2013: page 10 "Satellite Box Score» (as of 3 April 2013, cataloged by the U.S. Space Surveillance Network)
5. *События в околоземном космическом пространстве*. Август 2014 года. Выпуск 8 (51)// центральный научно-исследовательский институт машиностроения: «Остальные 15 827 КО — космический мусор»
6. Космический мусор и его коллеги — И. Чёрный // «Новости космонавтики», № 10, 2014 г.
7. *Orbital Debris Quarterly News*. Volume 24, Issue 1, February 2020. 16 p. URL: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/pdfs/odqnv24i1.pdf> (дата обращения: 12.06.2020).
8. *Kessler D.J. and Burton G. Cour-Palais*. Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt. *Journal of Geophysical Research* 83: 63. 1971.
9. *Kessler D.J.* Collision Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit. *Advances in Space Research* 11: 2637-2646. DOI: 10.1016/0273-1177(91)90543-S. 1991/
10. Запуски наноспутников (исторические данные и прогноз) <https://www.nanosats.eu>. (дата обращения: 12.06.2020).
11. Первый краудфандинговый спутник России <https://your-sector-of-space.org/mayak/> (дата обращения: 12.05.2018).
12. ESA “Requirements on Space Debris Mitigation for ESA projects”, ESA/ADMIN/IPOL(2008)2, Annexes 1, Paris, 1 April 2008.

13. NASA Technical Standard Revision A with Change 1 “Process for Limiting Orbital Debris,” December 2011. 74 p. URL:<https://standards.nasa.gov/standard/nasa/nasa-std-871914> (дата обращения: 12.05.2020).
14. ГОСТ Р 52925-2008. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. М.: Стандартинформ, 2008. 8 с.
15. *Каширин А.В., Глебанова И.И.* Анализ современного состояния рынка наноспутников как подрывной инновации и возможностей его развития в России / А. В. Каширин,.. — Текст : непосредственный // Молодой ученый. 2016. № 7 (111). С. 855-867.
16. CubeSat Design Specification Rev. 13 – Интернет-ресурс: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds_rev13_final2.pdf
17. Leonard David. Cybesats: Tiny Spacecraft, Huge Payoffs Space.com’s Space Insider Columnist, September 8, 2004.
18. Heyman Jos. FOCUS: CubeSats – A Costing + Pricing Challenge. Sat Magazine. October. 2009.
19. Спутниковая платформа ОрбиКрафт-Про 1U модификация "Экспериментальная" <https://sputnix.ru/ru/sputniki/cubesat-platformy/orbikraft-pro-1u-experiment>
20. Образовательный набор ОрбиКрафт-Про SXC3-ACS (CubeSat 3U) <https://sputnix.ru/ru/sputniki/cubesat-platformy/obrazovatelnyij-nabor-orbikraft-pro-sxc3-ac3-cubesat-3u>
21. *Rubenchik A. et al.* Laser systems for orbital debris removal. International Symposium on High Power Laser Ablation, Santa Fe, N.M., 2010 // AIP Conf. Proc. 1278. 2010 P. 347-353.
22. *Надирадзе А.Б., Обухов В.А., Покрышкин А.И., и др.* Моделирование силового и эрозионного воздействия ионного пучка на крупный объект космического

- мусора техногенной природы // Известия российской академии наук. Энергетика. 2016. № 2. С. 146-157.
23. Bondarenko S., Lyagushin S. and Shifrin G. Prospects of using lasers and military space technology for space debris removal // Second European Conference on Space Debris. Vol. 393. 1997. p. 703.
 24. Takeichi N. Practical operation strategy for deorbit of an electrodynamic tethered system. Journal of Spacecraft and Rockets. 2006. 43(6). pp. 1283–1288.
 25. Phipps C.R. and Reilly J. P. “ORION: clearing near-Earth space debris in two years using a 30-kW repetitively-pulsed laser,” SPIE Proceedings of the International Society for Optical Engineering. 1997. pp. 728–731.
 26. Phipps C.R. Baker K.L., Libby S.B. et al. Removing orbital debris with lasers. Advances in Space Research. 2012. №49. P. 1283-1300.
 27. Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Труды МАИ. 2018. № 100. С.1-37. http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov_YUdintsev_rus.pdf?lang=ru&issue=100
 28. *Левкевич М.* Большая космическая уборка. Aviation Express. Lenta.ru. 8.05.2015. 5 с. (Дата обращения: 5.09.2017)
 29. Pearson J .The Electro Dynamic Debris Eliminator (EDDE): Removing Debris in Space // The Bent of Tau Beta Pi. Spring 2010. P. 1-21.
 30. Sharf I., Thomsen B., Botta E.M., Misra A.K. Experiments and simulation of a net closing mechanism for tether-net capture of space debris // Acta Astronautica, 2017, vol. 139, pp. 332 - 343.
 31. Shan M., Guo J., Gill E. Deployment dynamics of tethered-net for space debris removal // Acta Astronautica, 2017, vol. 132, pp. 293 - 302.
 32. Forshaw J.L., Aglietti G.S., Salmon T., Retat I., Roe M., Burgess C., Chaumette F. Final payload test results for the Remove Debris active debris removal mission // Acta Astronautica, 2017, vol. 138, pp. 326 - 342.

33. Mori H., Izumiyama T., Hashimoto K., Kawamoto S., Hirako K. U.S. Patent Application, no. 15397348, 2017.
34. Трушляков В. И., Макаров Ю. Н., Олейников И. И., Шатров Я. Т. Способ очистки орбиты от космического мусора. Патент №2531679 РФ, МПК В64G 1/64. 27.10.2014.
35. Benvenuto R., Salvi S., Lavagna M. Dynamics analysis and GNC design of flexible systems for space debris active removal // Acta Astronautica. 2015. vol. 110. pp. 247 – 265.
36. Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Крайнов А.М., и др. К вопросу проектирования малых космических аппаратов с маршевой двигательной электроракетной установкой для исследования окололунного пространства // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. №4 (20). С. 68-74.
37. *McInnes C.R.* Solar sailing: technology, dynamics and mission applications, Springer Science & Business Media, 2013, 296 p.
38. Пичхадзе К.М., Воронцов В.А., Защиринский А.М., Понамарев П.А. Системы спуска с орбиты и аварийного спасения на основе надувного тормозного устройства // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». 2003. №8.
39. Иванков А.А., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Аэротермодинамика спускаемого контейнера надувной конструкции для доставки грузов с Международной космической станции // Тепловые процессы в технике. 2009. Т. 1. № 5. С. 204–207.
40. Карчаев Х.Ж., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Фирсюк С.О., Юдин А.Д. Анализ методов увода наноспутников Cubesat с низких околоземных орбит // Журнал «Полет», 2019, №4, 19-28 с.
41. Трофимов С.П. Увод малых космических аппаратов с низких околоземных орбит: дис. ...канд. физ.-мат. Наук: 01.02.01 М., 2015. 125 с. URL: <http://library.keldysh.ru/diss.asp?id=2015-trofimov>

42. BUSEK Space Propulsion and Systems URL: http://busek.com/technologies__cubesatprop.htm (дата обращения 10.03.2020).
43. Стационарные плазменные двигатели ОКБ "Факел" URL: <https://fakel-russia.com/produksiya> (дата обращения 10.03.2020).
44. *Х.В. Лёб, Г.А. Попов, В.А. Обухов* Лаборатория высокочастотных двигателей Московского авиационного института - новая форма Российско-Германского сотрудничества // Электронный журнал «Труды МАИ». 2012. № 60. С. 1-13.
45. MIT Space Propulsion Laboratory URL: <https://aeroastro.mit.edu/faculty-research/research-labs/space-propulsion-laboratory> (дата обращения 10.03.2020).
46. Plasmadynamics and Electric Propulsion Laboratory URL: <http://pepl.engin.umich.edu> (дата обращения 10.03.2020).
47. MIT SPL delivers the Scalable ion Electropray Propulsion System (S-iEPS) for CubeSats to NASA <https://gameon.nasa.gov/2015/07/16/mit-spl-delivers-the-scalable-ion-electropray-propulsion-system-s-ieps-for-cubesats-to-nasa/> (дата обращения 10.03.2020).
48. *Pardini C., Hanada T., Krisko P.H.* Benefits and risks of using electrodynamic tethers to de-orbit spacecraft // Acta Astronautica, 2009. vol. 64. №5. pp. 571-588.
49. *Hoyt R.P., Forward R.L.* The Terminator Tether™: Autonomous Deorbit of LEO Spacecraft for Space Debris Mitigation // 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 10-13 January 2000. Reno, Nevada. 2000. P. 12.
50. Палий А. С. Об эффективности устройства аэродинамического торможения для увода космических аппаратов // Техническая механика. 2012. № 4. С. 82–90.
51. *Forward R.L., Hoyt R.P., Uphoff C.W.* The Terminator Tether: A Spacecraft Deorbit Device // J. Spacecr. Rockets. 2000. Vol. 37. № 2. P. 187–196.
52. *Janhunen P.* Electrostatic Plasma Brake for Deorbiting a Satellite // J. Propuls. Power. 2010. Vol.26. № 2. P. 370–372.

53. Aalto-1: The Finnish Student Nanosatellite
<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aalto-1> (дата обращения 10.03.2020)
54. *Dobrowolny M., Stone N.H.* A technical overview of TSS-1: The first Tethered-Satellite system mission // *Nuovo Cim.* 1994. Vol. 17C, No. 1. P. 1–12.
55. *Carroll J.A., Oldson J.C.* Tethers for Small Satellite Applications // *Proceedings of the 9th AIAA/USU Small Satellite Conference.* Logan. UT. September 19-22, 1995.
56. *Johnson L. et al.* NanoSail-D: A solar sail demonstration mission // *Acta Astronaut.* 2011. Vol. 68, No. 5-6. P. 571–575.
57. NanoSail-D2 <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/n/nanosail-d2>
 (дата обращения 10.03.2020)
58. Финальный отчет по проекту спутника «Маяк» URL:
<https://habr.com/ru/post/408939/> (дата обращения: 30.01.2020)
59. Маяк: российские инженеры запустили в космос ярчайший спутник
<https://www.popmech.ru/technologies/news-377772-mayak-rossiyskie-inzhenery-zapustili-v-kosmos-yarchayshiy-sputnik/> (дата обращения 10.03.2020)
60. http://www.your-sector-of-space.org/gallery/тз_на_простейший_спутник.pdf (дата обращения 19.02.2018)
61. Bogdanov V.V., Kremnev R.S., Pitchkhadze K.M. *et al.* On the Use of Ballute-equipped Vehicles for Landing on Surface of Planets Having Atmosphere. *Proceeding of 4th Ukraine-Russia-China Symposium of Space Science and Technology.* Vol.1.1996. pp. 235-254.
62. *Пичхадзе К.М., Финченко В.С., Иванов А.А.* Об одной концепции безымпulsiveного спуска грузовых контейнеров с МКС // *Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики: Труды XXIX акад. Чтений по космонавтике.* Москва. Январь 2005. Отв. Редактор А.К. Медведева. М: Изд. Война и мир. 2005. С. 407-408.

63. *Землянский Б.А., Иванков А.А., Устинов С.Н., Финченко В.С.* Современное состояние вопроса о применении технологии надувных элементов конструкции в изделиях ракетно-космической техники, об использовании надувных тормозных устройств в конструкции спускаемых аппаратов и теплозащитные покрытия этих устройств // Вестник РФФИ №1(57). 2008. С. 38-64.
64. *Алифанов О.М., Иванков А.А., Нетелев А.В., Финченко В.С.* Применение аэроупругих устройств с гибкой тепловой защитой для торможения аппаратов в атмосфере планеты // Тепловые процессы в технике. 2014. Т.6. №7. С.301-307.
65. *Фирсюк С.О., Лысков Д.В., Терентьев В.В. и др.* Спускаемые в атмосферах планет аппараты с аэроупругими (надувными) тормозными устройствами и моделирование тепловых стендовых испытаний их полномасштабных макетов // Тепловые процессы в технике. 2016. Т.7. №8. С.370-378.
66. *Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Алексаикин С.Н., Острешко Б.А.* Трансформируемые аппараты, спускаемые в атмосферах планет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. №2. (28). С. 4-13.
67. *Финченко В.С., Алифанов О.М., Фирсюк С.О. и др.* Патент РФ №2626788 на изобретение «Спускаемый аппарат-буксир для снятия космических объектов с орбиты». Заявка: 2015155349 от 23.12.2015. Срок действия исключительного права на изобретение истекает 23.12.2035. Опубликовано: 01.08. 2017. Бюл. №22.
68. *Writers S.* Safe And Efficient De-Orbit Of Space Junk Without Making The Problem Worse. Aug 03. 2010. URL: http://www.spacedaily.com/reports/Safe_And_Efficient_De_Orbit_Of_Space_Junk_Without_Making_The_Problem_Worse_999.html (дата обращения: 31.03.2020)
69. *Юдин А.Д., Москатиньев И.В., Сысоев В.К.,* Патент РФ № 2703818 на изобретение «Модульный космический аппарат» Заявка: 2018146135 от 25.12.

2018. Срок действия исключительного права на изобретение истекает 25.12.2038. Опубликовано: 10.22.2019. Бюл. №30.
70. *Иванков А.А., Пичхадзе К.М., Финченко В.С.* Аэротермодинамика спускаемого контейнера надувной конструкции для доставки грузов с Международной космической станции // *Тепловые процессы в технике*. 2009. Т. 1. № 5. С. 204–207.
71. CubeSat Design Specification Rev. 13. Интернет-ресурс: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds_rev13_final2.pdf.
72. *Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Финченко В.С. и др.* Предложение по созданию устройства для схода наноспутников CUBESAT с низких околоземных орбит // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2017. № 3. С. 20-26.
73. *Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И.* Проект КА, оснащённого системой удаления космического мусора (аэротермодинамика, габаритно-массовые характеристики и траектории спуска КА с околоземных орбит) // *Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»*. 2018. № 1. С. 11-18.
74. *Баранов В.Н., Малышев В.В., Занин К.А.* Управление аэродинамическим торможением низкорбатальных космических аппаратов // *Известия РАН. Теория и системы управления*. 2001. № 6. С. 152-159.
75. ГОСТ Р 25645.166-2004 Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. М.: ИПК Издательство стандартов. 2004
76. *Ковтуненко В.М., Камеко В.Ф., Яскевич Э.П.* Аэродинамика орбитальных космических аппаратов. Киев: Наукова думка. 1977. 156 с.
76. Scientists predict the Sun's activity to reveal expected environmental conditions in space Интернет-ресурс: <http://www.cessi.in/solarcycle25prediction/> (дата обращения: 31.03.2020)

78. Ричард Кох: Закон Парето или Принцип 80/20. // Электронная публикация: Центр гуманитарных технологий. 22.09.2006. URL: <https://gtmarket.ru/laboratory/expertize/2006/481> (дата обращения: 31.03.2020)
79. *Крестина А. В., Ткаченко И. С.* Методика выбора проектных параметров системы увода малых космических аппаратов с орбиты // XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства (г. Москва, 28–31 января 2020 г.): сборник тезисов: в 2 т.. Т. №1. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2020. С. 107–111.
80. Г. П. Аншаков, А. В. Крестина, И. С. Ткаченко Анализ эффективности применения средств увода с орбиты малых космических аппаратов // Научный журнал «Космические аппараты и технологии». Том №4. № 2 (32) 2020. С 72-84.
81. Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов – прорывная технология в ракетно-космической технике / Под ред. В.А. Колмыкова, Х.Ж. Карчаева. Химки. Издатель АО «НПО Лавочкина». 2019. 488 с.
82. *Х.Ж. Карчаев, К.М. Пичхадзе, В.К. Сысоев, С.О. Фирсюк, А.Д. Юдин* Анализ методов увода наноспутников Cubesat с низких околоземных орбит // Журнал «Полет», 2019, №4, 19-28 с.
83. К.М. Пичхадзе, В.К. Сысоев, С.О. Фирсюк, А.Д.Юдин Анализ конструкции устройства аэродинамического торможения спутников CubeSat для увода с низких околоземных орбит // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. №5. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-5-1982
84. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М: Изд-во стандартов. 1981. 178 с. Дата последнего изменения 13.07.2017.
85. *Бакирова И.Н., Зенитова Л.А.* Газонаполненные полимеры: Учебное пособие / Казань: Изд-во Казан.гос.технол.ун-та. 2009. 105 с.

86. Поставщики Cubesat <https://www.cubesat.org/new-index#anchor-buses> (дата обращения: 02.03.2020).
87. Модульная структура CubeSat компании Pumpkin <http://www.pumpkininc.com/content/doc/forms/pricelist.pdf> (дата обращения: 02.03.2020).
88. Модульная структура CubeSat компании ISIS <https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2018/07/ISIS-1U-CubeSat-Brochure.pdf> (дата обращения: 02.03.2020).
89. Модульная структура CubeSat компании «Спутникс» <https://sputnix.ru/ru/priboryi/pribory-cubesat> (дата обращения: 02.03.2020).
90. Модульная структура CubeSat компании Aac-Clyde https://www.aac-clyde.space/assets/000/000/080/ZAPHOD_original.pdf (дата обращения: 02.03.2020).
91. *Kostopoulos V.* Qualification of Composite Structure for Cubesat Picosatellites as a Demonstration for Small Satellite Elements. *Int J Aeronautics Aero-space Res.* 2014. №1(1). с.1-10.
92. *Ю.П. Борщев, В.К. Сысоев, А.Д. Юдин* Анализ применения технологии селективного лазерного сплавления для изготовления структурных конструкций наноспутников CubeSats // *Вестник МАИ.* 2020. №3. С. С. 219-228.
93. AlSi10Mg: алюминиевый сплав <https://can-touch.ru/materials/3d-printing-alsi10mg> (дата обращения: 02.03.2020).
94. 3D принтер SLM 280 HL <https://3d-m.ru/3d-printer-slm-280-hl> (дата обращения: 02.03.2020).
95. Корюкин А.В. *Металлополимерные покрытия полимеров.* М.:Химия, 1983. 240 с.
96. Карасева С.Я., Саркисова В.С., Дружинина Ю.А. *Химические реакции полимеров: учеб. пособие / Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2012. 125 с.*

97. Вятлев П. А., Леун Е. В., Сергеев Д. В., Сысоев В. К. Контроль качества металлизированных полимерных пленок после автоматизированной лазерной перфорации // Омский Научный Вестник. № 5 (167). 2019. С. 111-118.

СПИСОК ИЛЛЮСТРАТИВНОГО МАТЕРИАЛА

Таблицы

Таблица 1-1 . Время увода объекта космического мусора при помощи электродинамической тросовой системы в зависимости от начальной высоты [50].....	30
Таблица 1-2. Время увода объекта космического мусора при помощи электродинамической тросовой системы в зависимости от начальной высоты [50].....	33
Таблица 1-3. Время и уменьшение времени увода и наноспутника Cubesat 3U пассивными способами увода в зависимости от начальной высоты.....	55
Таблица 1-4. Полезный объем наноспутника Cubesat 3U после оснащения системой увода.....	55
Таблица 1-5. Значения частных критериев эффективности, весовые коэффициенты и результирующего критерия эффективности для пассивных систем увода наноспутника Cubesat 3U.	57
Таблица 1-6. Оценка эффективности способов увода наноспутников Cubesat с низкоорбитальных орбит	60
Таблица 2-1. Сравнение вариантов конструкции ввода в действие по составу элементов с учетом массы	74
Таблица 2-2. Значения частных критериев эффективности, весовые коэффициенты и результирующего критерия эффективности для вариантов системы ввода в действие	76
Таблица 2-3. Варианты системы надува тормозной оболочки	83
Таблица 2-4. Значения частных критериев эффективности, весовые коэффициенты и результирующего критерия эффективности для вариантов системы надува оболочки	86
Таблица 3-1. Стоимость стандартных корпусов для наноспутников CubeSat	91
Таблица 3-2. Корпуса формата 1U, 2U и 3U производства компании ISIS	92

Таблица 3-3. Механические свойства материала, полученного из порошка, по технологии СЛС.....	96
Таблица 3-4. Значения частных критериев эффективности, весовые коэффициенты и результирующего критерия эффективности для технологий изготовления корпуса Cubsat 1U.....	99
Таблица 3-5. Обобщенные данные и оценка эффективности технологий изготовления корпусов наноспутников Cubesat.....	100
Таблица 3-6. Влияние природы полимера на коэффициент газопроницаемости алюминиевого покрытия	114
Таблица 3-7. Среднее арифметическое значение прочности на разрыв	117

Рисунки

Рисунок 1-1. Динамика роста космического мусора [7].....	14
Рисунок 1-2. Количество запусков наноспутников по данным Nanosatellite Database (адаптировано из [10])	16
Рисунок 1-3. Наноспутники CubeSat 1U [19].....	18
Рисунок 1-4. Наноспутники CubeSat 3U [20].....	19
Рисунок 1-5. Распределение наноспутников CubeSat по типам (адаптировано из [10]).....	19
Рисунок 1-6. Распределение наноспутников по начальным орбитам (адаптировано из [10]).....	20
Рисунок 1-7. Текущий статус наноспутников (адаптировано из [10])	21
Рисунок 1-8. Схема воздействия потоком ионов на объект [27]	22
Рисунок 1-9. Увод космического мусора при помощи лазерной установки [27].....	23
Рисунок 1-10. Система ElectroDynamic Debris Eliminator для захвата одиночного крупногабаритного техногенного космического объекта [29]	24
Рисунок 1-11. Использование сети для захвата объекта космического мусора [35].....	24
Рисунок 1-12. Схема деления средств увода КА	25

Рисунок 1-13. Электроспрейные двигатели [47]	28
Рисунок 1-14. Физический принцип работы электродинамического троса (адаптировано из[49]).....	29
Рисунок 1-15. Наноспутник Cubesat Aalto-1 с электростатическим тросом (адаптировано из [53]).....	31
Рисунок 1-16. Тросовая система увода наноспутников Cubesat [53]	31
Рисунок 1-17. Наноспутник Cubesat NanoSail-D2[56]	34
Рисунок 1-18. Размещение сложенного паруса в наноспутнике NanoSail-D2 (адаптировано из [57]).....	35
Рисунок 1-19. КА “Маяк” Московского политехнического университета [59]	36
Рисунок 1-20. Макет наноспутника «Маяк» для наземной отработки раскрытия атмосферного пирамидального паруса [57]	37
Рисунок 1-21. Технология Gossamer Orbit Lowering Device	38
Рисунок 1-22. Наноспутник Cubesat 3U оснащенный модулем аэродинамического торможения.....	39
Рисунок 1-23. Наноспутник Cubesat 3U с тормозной оболочкой в рабочем состоянии.....	40
Рисунок 1-24. Зависимость аэродинамической силы и силы светового давления для случая ИСЗ со сферической оболочкой диаметром 2 метра	41
Рисунок 1-25. Величина коэффициента аэродинамического сопротивления C_x для движения простых тел в условиях орбитального полета в верхней атмосфере Земли [76]	43
Рисунок 1-26. Прогноз индекса солнечной активности на 25 цикл (адаптировано из [77]).....	44
Рисунок 1-27. Время существования CubeSat 3U на орбите 400 км.....	45
Рисунок 1-28. Время существования CubeSat 3U на орбите 500 км.....	45
Рисунок 1-29. Время существования CubeSat 3U на орбите 600 км.....	46
Рисунок 1-30. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 1 метр на орбите 400 км	46

Рисунок 1-31. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 1 метр на орбите 500 км	47
Рисунок 1-32. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 1 метр на орбите 600 км	47
Рисунок 1-33. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 2 метра на орбите 400 км.....	48
Рисунок 1-34. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 2 метра на орбите 500 км.....	48
Рисунок 1-35. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 2 метра на орбите 600 км.....	49
Рисунок 1-36. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 3 метра на орбите 400 км.....	49
Рисунок 1-37. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 3 метра на орбите 500 км.....	50
Рисунок 1-38. Время существования CubeSat 3U с тормозной сферической оболочкой диаметром 3 метра на орбите 600 км.....	50
Рисунок 1-39. Зависимость времени существования CubeSat 3U от значения солнечной активности	51
Рисунок 1-40. Схема алгоритма проведения системного исследования.....	53
Рисунок 1-41. Схема алгоритма проведения системного исследования.....	58
Рисунок 2-1. Алгоритм проведения системного анализа устройства.	64
Рисунок 2-2. Декомпозиция системы ввода КА Cubesat	65
Рисунок 2-3. Варианты реализации основных подсистем для ввода КА Cubesat	66
Рисунок 2-4. Начало выдвижения платформы системы ввода в действие	68
Рисунок 2-5. Окончание работы системы ввода в действие с выдвижной платформой	69
Рисунок 2-6. Компоновка системы ввода в действие с выдвижной платформой	69

Рисунок 2-7. Компоновка системы ввода в действие с откидными панелями	70
Рисунок 2-8. Компоновка системы ввода в действие с откидными панелями	71
Рисунок 2-9. Чертеж модуля ввода Cubesat в разрезе.....	71
Рисунок 2-10. КА «Маяк» [6]	72
Рисунок 2-11. Диаграмма обобщенного критерия системы ввода в действие	76
Рисунок 2-12. Пассивная система надува оболочки	78
Рисунок 2-13. Активная система надува оболочки с газовым баллоном.....	81
Рисунок 2-14. Активная система надува оболочки с химическим генератором давления парафин	82
Рисунок 2-15. Диаграмма обобщенного критерия системы надува оболочки	86
Рисунок 2-16. Компоновка устройства аэродинамического торможения	89
Рисунок 3-1. Композитная структура UPSat [91]	93
Рисунок 3-2. Схема установки селективного лазерного сплавления [92].....	95
Рисунок 3-3. Корпус Cubesat 1U изготовленный методом СЛС.....	96
Рисунок 3-4. Внешний вид пленки ПМ-1ЭУ-ДА	101
Рисунок 3-5. Выкройка лепестка сферы.....	102
Рисунок 3-6. Стапель для склеивания сегментов шара.....	103
Рисунок 3-7. Общий вид склеенного шара.....	104
Рисунок 3-8. Максимальный располагаемый объем для шара и расчетный объем при максимально плотной укладке.....	106
Рисунок 3-9. Модель оболочки аэродинамического тормозного устройства	107
Рисунок 3.10. Складывание оболочки в двойную полусферу.....	108
Рисунок 3.11. Сгиб внутрь сферы в точке квадранта.....	109
Рисунок 3.12. Крест из сгибов в точках квадранта	110
Рисунок 3.13. Свертка сферы	110
Рисунок 3.14. Укладка оболочки пополам в единую ширину.....	111
Рисунок 3.15. Полученная укладка модели оболочки	111
Рисунок 3.16. Зависимость времени существования тормозной оболочки диаметром 2 метра.....	116