

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 (авиационная и ракетно-космическая техника)

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва 2021

Работа выполнена на кафедре «Системный анализ и управление» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

**Научный руководитель:** **Пичхадзе Константин Михайлович**

доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Системный анализ и управление» МАИ

**Официальные оппоненты:** **Палкин Максим Вячеславович**

доктор технических наук, помощник Генерального директора АО «ВПК «НПО машиностроения»

**Муртазов Андрей Константинович**

доктор технических наук, доцент, директор Астрономической обсерватории федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Рязанский государственный университет имени С.А. Есенина» (РГУ имени С.А. Есенина)

**Ведущая организация:** **АО «Корпорация «ВНИИЭМ»**

Защита состоится 20 мая 2021 года в 14:00 на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, дом 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГБОУ ВО Московского авиационного института (национального исследовательского университета) и на сайте: [https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT\\_ID=120867](https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=120867).

Отзывы, заверенные печатью, просим выслать по адресу:  
Волоколамское шоссе, д. 4, г. Москва, 125993

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета Д 212.125.12  
д.т.н.

 Старков А.В.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

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

В 2007 году Комитет Организации Объединенных Наций 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 astronautике 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 в виде кубика со стороной 10 см и массой не более 1,33 кг. Традиционно такие спутники используются для обучения и отработки новых технологий, однако сфера их применения постоянно расширяется. Проблемой создания наноспутников CubeSat является использование электроники промышленного класса, что ограничивает срок активного существования. По статистике ресурс 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 от техногенных объектов, в том числе и от

нефункционирующих наноспутников 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 низкоорбитальных орбит необходима разработка методики, включающая оценку эффективности системы увода, т.е. качество решения задачи увода с рациональными временными, массогабаритными, эксплуатационными и конструктивными показателями.

Приведенные данные свидетельствуют об актуальности данной диссертационной работы и необходимости системного анализа способов увода наноспутников CubeSat, представляющие 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. Определение состава системы увода наноспутников CubeSat с учетом массогабаритных, конструктивных и других технических ограничений стандарта CubeSat;
3. Анализ технологии торможения наноспутников CubeSat в околоземном космическом пространстве с использованием тонкопленочных надувных тормозных оболочек.

**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. 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».

#### **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 по потоку и автономность системы;

2. Декомпозиция автономной системы увода наноспутника Cubesat с НОО;

3. Схемотехнические решения для системы ввода в действие – шарнирное раскрытие панелей корпуса модуля Cubesat и система надува тормозной оболочки с 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 состава автономной системы увода КА Cubesat с НОО;
4. Разработка схмотехнических 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 12 работ, в том числе 4 в изданиях, рекомендуемых ВАК. Имеется 1 свидетельство о регистрации изобретения.

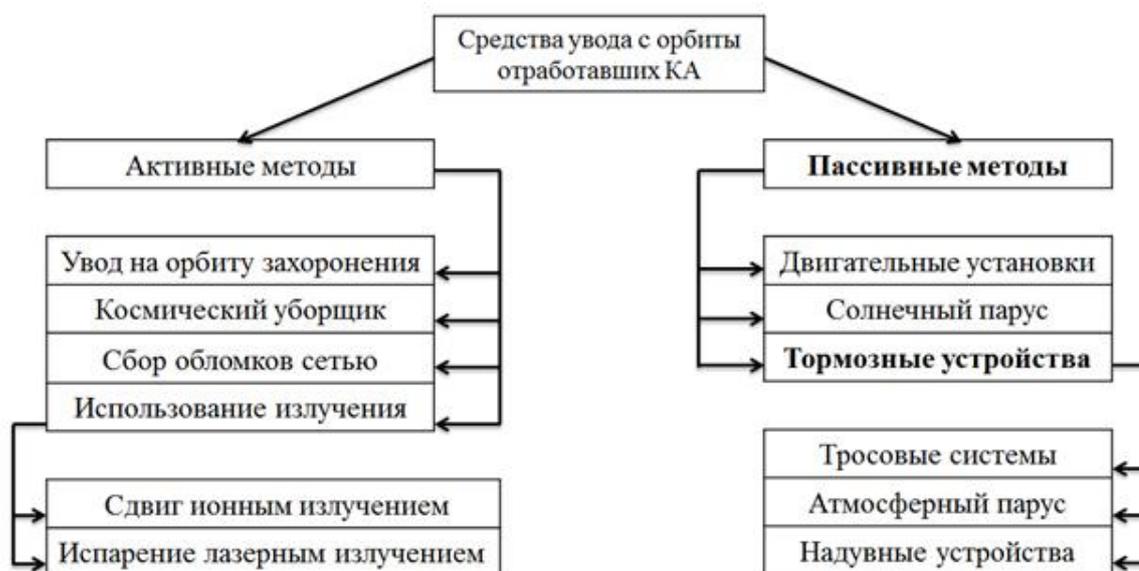
**Структура и объем диссертации.** Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, заключения и списка литературы из 97 наименований, изложена на 139 страницах машинописного текста, содержит 73 рисунка и 17 таблиц.

## **ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** обоснована актуальность диссертационного исследования, сформулированы цель и задачи исследования, представлены основные положения и научные результаты, выносимые на защиту, дана характеристика их новизны, достоверности и практической значимости.

**В первой главе** представлена технология создания наноспутников CubeSat и приведены основные ограничения стандарта «CubeSat», в соответствии с которым выполнено большинство наноспутников.

Проведен обзор методов очистки околоземного космического пространства от нефункционирующих спутников Cubesat. Такие методы классифицирует на активные методы: удаление мелких космических объектов путем применения излучения – испарение объектов лазерным излучением или смещение с орбиты ионными пучками, применение КА для сбора отработанных спутников или больших фрагментов мусора для увода на орбиты долгосрочного «захоронения». К пассивным методам относят: увеличение высоты орбиты спутников до орбиты «захоронения» реактивными либо электрореактивными двигателями, оснащение КА солнечным парусом, снижение скорости движения космических объектов на околоземных орбитах за счёт сил аэродинамического сопротивления – тормозные устройства тросовой, парусной или надувной конструкции (рисунок 1).



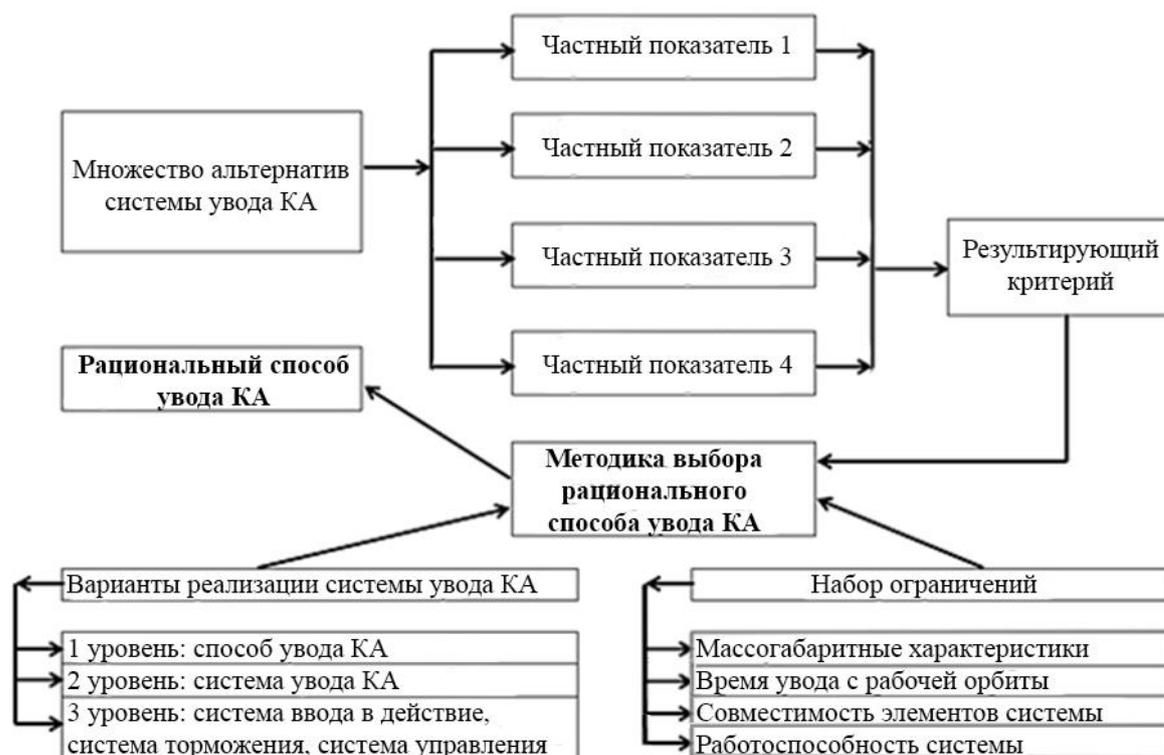
*Рисунок 1. Классификация средств увода с орбиты отработавших КА*

Проведенный анализ показал, что проекты активных методов увода КА сложны с технической точки зрения, дорогостоящи и требуют решения задачи управления КА для сбора объектов. Поэтому наиболее реализуемым и целесообразным являются пассивные методы увода КА с околоземных орбит.

Мною была предложена рациональная техническая реализация способа увода наноспутников Cubesat с использованием аэродинамической тормозной сферической оболочки, которая обеспечит прогнозируемый спуск спутника с орбиты вне зависимости от ориентации его корпуса и уменьшение времени увода КА с НОО.

*Поставлена задача исследования:*

Имеется множество альтернатив решения задачи выбора рационального способа увода наноспутников Cubesat. Для проведения научного исследования был разработан алгоритм, который отражает основные этапы системного анализа (рисунок 2).



*Рисунок 2. Классификация средств увода с орбиты отработавших КА*

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

1. Время увода КА с рабочей орбиты;
2. Массогабаритные характеристики системы увода КА;

3. Ориентация наноспутника по потоку в процессе увода КА;
4. Автономность системы увода.

Проекты по уводу наноспутников Cubesat имеют различные высоты рабочих орбит. Поэтому сравнение по времени увода наноспутников мною производилось по уменьшению в  $N$  раз времени увода с рабочей орбиты:

$$N = \frac{T_{\text{сущ}}}{T_y} \quad (1)$$

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.

Сравнение массогабаритных характеристик произведено по полезному объему  $V$  КА Cubesat после оснащения системой увода и рассчитывается по формуле:

$$V = V_{\text{ка}} - V_y \quad (2)$$

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:

$$N'_i = \frac{N_i}{\max(N)} \quad (3)$$

$$V'_i = \frac{V_i}{\max(V)} \quad (4)$$

Критерии Ориентация наноспутника по потоку  $O$  по потоку и Автономность системы  $A$  не имеют численного значения, поэтому была введена экспертная оценка от 0 до 1 для этих критериев.

В представленных проектах наноспутник Cubesat может использовать активную стабилизацию (3-х осевая стабилизация) для ориентирования по потоку

– 0,25 балла, пассивную (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.

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

$$F = (N', V', O, A) \quad (5)$$

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

$$F = (N', V', O, A) \rightarrow \max \quad (6)$$

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

$$F = p_1 N' + p_2 V' + p_3 O + p_4 A \quad (7)$$

т.е. в виде суммы значений частных критериев, умноженных на числовые коэффициенты  $p_1, p_2, \dots, p_m$ , которые удовлетворяют соотношению:

$$p_1 + p_2 + p_3 + p_4 = 1 \quad (8)$$

При выборе самого эффективного способа увода основной задачей является минимизация времени увода наноспутника Cubesat, однако массогабаритные параметры и процесс увода с рабочей орбиты тоже имеют значение. Поэтому весовые коэффициенты частных критериев эффективности системы увода назначаются равными.

Значения частных критериев эффективности, весовых коэффициентов и результирующего критерия эффективности пассивных способов увода представлены в таблице 1.

Диаграмма обобщенного критерия пассивных способов увода показана на рисунке 3.

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

Частные критерии $F_i$	Весовые коэффициенты $\rho_m$	Способы пассивного увода наноспутника Cubesat 3U				
		Трос	Плоский парус	Пирамидальный парус	Сферическая тормозная оболочка	
					D=2 м	D=3 м
$T_{\text{суц}}$ при $h=500$ км, сутки	-	1750				
$T_{\text{суц}}$ при $h=600$ км, сутки	-	9500				
$T_y$ при $h=500$ км, сутки	-	365	-	-	24	11
$T_y$ при $h=600$ км, сутки	-	-	240	45	130	60
$N$	-	4,79	39,58	211,11	72,99	158,71
$N'$	<b>0,3</b>	<b>0,02</b>	<b>0,18</b>	<b>1</b>	<b>0,34</b>	<b>0,75</b>
$V_y, U$	-	0,25	2	1	0,5	1
$V, U$	-	2,75	1	2	2,5	2
$V'$	<b>0,25</b>	<b>1</b>	<b>0,36</b>	<b>0,72</b>	<b>0,9</b>	<b>0,72</b>
$O$	<b>0,25</b>	<b>0,25</b>	<b>0,5</b>	<b>0,5</b>	<b>1</b>	<b>1</b>
$A$	<b>0,2</b>	<b>0</b>	<b>0,5</b>	<b>0,5</b>	<b>1</b>	<b>1</b>
Сумма $\Sigma$	<b>1</b>	<b>0,32</b>	<b>0,37</b>	<b>0,7</b>	<b>0,78</b>	<b>0,85</b>

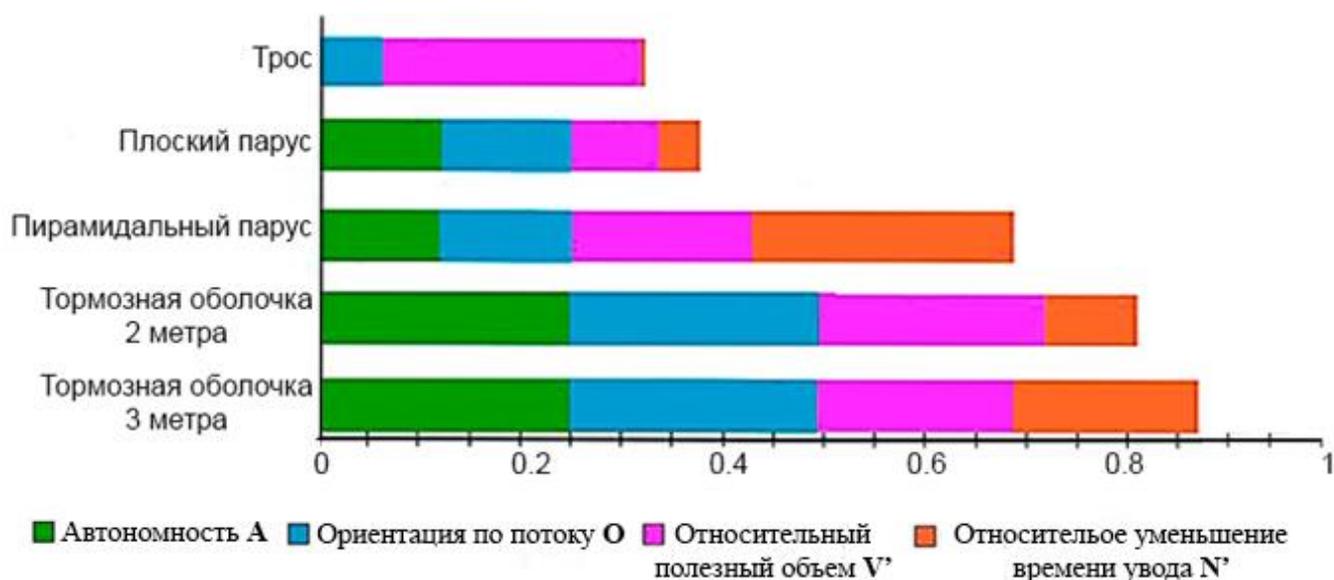


Рисунок 3. Диаграмма обобщенного критерия пассивных способов увода

По сумме оценок обобщенного критерия можно сделать вывод, что системы увода с помощью пирамидальный паруса и аэродинамического тормозного устройства в виде сферической оболочки 3 метра являются самыми эффективными. 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, относительно небольшие массогабаритные характеристики, прогнозируемый процесс увода и возможность реализации автономной системы, никак не влияющей на работу целевого аппарата.

**Во второй главе** представлено исследование системы для увода наноспутников Cubesat. Основной целью исследования является синтез конструкции автономного устройства для увода наноспутников Cubesat, которое соответствуют следующим требованиям:

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

Чтобы проанализировать данную систему увода как сложную систему для решения поставленной задачи была проведена декомпозиция системы на отдельные подсистемы и разработана модель рационального состава автономного устройства для увода КА Cubesat с НОО. Декомпозиция автономного модуля увода КА Cubesat представлена на рисунке 4.

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 (рисунок 5).



Рисунок 4. Декомпозиция автономного модуля увода КА Cubesat



Рисунок 5. Варианты реализации основных подсистем для увода КА Cubesat

Главная задача системы ввода в действие – извлечение сложной 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:

1. С выдвижной платформой;
2. С откидными панелями;
3. С раскрытием створок корпуса.

Состав и масса элементов вариантов системы ввода в действие показаны в таблице 2.

Таблица 2. Сравнение вариантов системы ввода в действие по составу элементов с учетом массы

Деталь	Масса, грамм	Комплектация, шт., варианта системы ввода		
		с выдвижной платформой	с откидными панелями	с раскрытием створок корпуса
Количество наименований деталей, шт.		12	9	9
Количество элементов конструкции, шт.		17	23	13
Суммарная масса, грамм		790	630	730

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

1. Масса системы  $M$ ;
2. Количество наименований деталей системы  $N$ ;
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:

$$F = (M, N, C, W) \quad (9)$$

Задача выбора системы ввода в действие сформулирована как задача минимизации критерия эффективности  $F$ :

$$F = (M, N, C, W) \rightarrow \min \quad (10)$$

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

$$M'_i = \frac{M_i}{\min(M)} \quad (11)$$

$$N'_i = \frac{N_i}{\min(N)} \quad (12)$$

Критерий совместности 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 совместности, т.к. может произойти повреждение оболочки в рабочем состоянии

о торцы створок, направленные перпендикулярно к сферическому тормозному элементу. На старте сложенная оболочка укладывается в защитный 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:

$$F = p_1 N' + p_2 V' + p_3 O + p_4 A \quad (13)$$

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 присвоен весовой коэффициент 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 назначаются равными по 0,25. Количество элементов  $N$  имеет несущественное значение – весовой коэффициент был принят равным 0,1.

Значение показателей и результирующего критерия трех вариантов системы ввода в действие представлены в таблице 3.

*Таблица 3. Значения частных критериев эффективности, весовые коэффициенты и результирующего критерия эффективности для 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	$M'$	0,4	1,25	1	1,16
2	$C$	0,25	1	1	2
3	$W$	0,25	2	1	1
4	$N'$	0,1	1,3	1,77	1
<b>Сумма</b>	$\Sigma$	1	1,38	1,08	1,31

Аналогичным образом была проанализирована система надува тормозной оболочки. Основные данные, преимущества и недостатки трех вариантов системы надува представлены в таблице 4.

Таблица 4. Варианты системы надува тормозной оболочки

Вид системы	Пассивная	Активная	
Рабочее тело	Остаточный газ	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. Химический элемент (парафин) 2. Нагреватель
Масса, грамм	≈100	≈200	≈100
Недостатки	Сложно прогнозируемое количество остаточного газа при укладке оболочки	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	

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 составляет 65 °С. Все остальные варианты получают минимальную оценку «1».

По работоспособности системы вариант пассивной системы получил максимальную оценку «2», т.к. невозможно точно знать остаточное количество газа между слоями оболочки, чтобы прогнозировать время нахождения оболочки в рабочем состоянии, и разгерметизация капсулы со сложенной оболочкой, приведет к отказу системы увода КА Cubesat. Таких ограничений у активной системы надува нет, поэтому присвоена минимальная оценка – «1».

Значение показателей и результирующего критерия трех вариантов системы надува оболочки представлены в таблице 5.

Таблица 5. 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	$M'$	0,4	1,5	2	1
2	$C$	0,25	1	1	1,5
3	$W$	0,25	2	1,5	1
4	$N'$	0,1	1	1,5	1
<b>Сумма</b>	$\Sigma$	1	1,45	1,57	1,125

Также в это главе проанализирована система управления увода наноспутника Cubesat. Она предназначена для выполнения заданного алгоритма управления, путем анализа состояния датчиков, принятия управляющего решения и выдачи команд на управляющие органы. Для реализации команды активации по времени система управления выбран состав 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.

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.

**В третьей главе** рассмотрена технология изготовления основного элемента системы увода CubeSat – тормозной сферической оболочки. Основной технологической сложностью является изготовление оболочки для аэродинамического торможения, которая представляет собой шар диаметром 2

или 3 метра, выполненный из полиимидной пленки ПМ-1ЭУ-ДА ТУ 6-49-04719662-118-93 (основа – пленка, металлизация с одной стороны алюминием высокой чистоты вакуумной конденсации). Выбранный материал обладает рабочим диапазоном температур от 196 до +300°С, что гарантирует устойчивость оболочки к факторам космического полета.

Основным вариантом сборки оболочки шара выбрана склейка встык с помощью специальной ленты ЛМ-ОА-ПМ 12x20 ТУ 2245-015-18420369-2015. Для минимизации количества швов соединений проведен анализ технологии изготовления тонкопленочных надувных тормозных оболочек, который показал возможность создания надувной тормозной оболочкой сферической формы из металлизированной полимерной плёнки толщиной 12 мкм. Для склейки шара диаметром 2 метра потребуют 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.

Для размещения склеенной сферической тормозной оболочки в корпусе юнита CubeSat объемом 1 литр (10×10×10 см) была решена задача укладки с высоким процентом заполнения. В результате укладки шара, по разработанной схеме, был получен параллелепипед, с заполнением материала пленки равный не менее 40%. Для шара диаметром 2 метра, размер сложенной оболочки по высоте будет равен не более 42 мм. Для шара диаметром 3 метра, размер сложенной оболочки по высоте будет равен не более 95 мм. Таким образом, имеется возможность использования тормозной оболочки диаметром 3 метра или использовать модуля CubeSat объемом 0,5U и тормозную оболочку диаметром 2 метра.

Расчеты существования тормозных оболочек показали, что при достижении рабочего положения оболочка не разрушится вследствие разницы давлений и будет сохранять рабочую форму в течение всего времени спуска.

### **ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ**

1. Проведен системный анализ способов увода наноспутников Cubesat 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 [1-2, 5-8].
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 [3,6-10].

3. Проведен анализ технологии изготовления тонкопленочных надувных тормозных оболочек и показана возможность создания надувной тормозной оболочкой сферической формы диаметром 2 и 3 метра из металлизированной полимерной плёнки толщиной 12 мкм [5, 9-10].
4. Разработана схема укладки сферической тормозной оболочки в юнит наноспутника Cubesat, а также проведены расчеты, подтверждающие работоспособность тормозной оболочки в течение процесса увода наноспутника [5, 9-10].
5. По результатам оценки времени увода выдана рекомендация, что рационально использовать тормозную оболочку диаметров 2 метра для увода наноспутников Cubesat объемом до 6U и высотой рабочей орбиты до 500 км. Для спутников массой больше 10 кг и рабочей орбитой выше 500 км использовать тормозную оболочку с диаметром 3 метра [9-10].
6. В рамках данной работы разработаны несколько моделей системы увода наноспутника Cubesat с рабочей орбиты за счет сил аэродинамического торможения и создан демонстрационный макет системы увода КА Cubesat совместно с АО «НПО Лавочкина» и ОКБ «Искра» МАИ [3-4, 9-11].

#### **ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

*Статьи в периодических изданиях, включенных в перечень ВАК РФ*

1. Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Финченко В.С., Фирсюк С.О., Юдин А.Д. Предложение по созданию устройства для схода наноспутников Cubesat с низких околоземных орбит // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 20-26.
2. Х.Ж. Карчаев, К.М. Пичхадзе, В.К. Сысоев, С.О. Фирсюк, Юдин А.Д. Анализ методов увода наноспутников Cubesat с низких околоземных орбит // Журнал «Полет», 2019, №4, с.19-28.
3. К.М. Пичхадзе, В.К. Сысоев, С.О. Фирсюк, Юдин А.Д. 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
4. Ю.П. Борщев, В.К. Сысоев, Юдин А.Д. Анализ применения технологии селективного лазерного сплавления для изготовления структурных

конструкций наноспутников CubeSats // Вестник МАИ. 2020. №3. С. 219-228.  
*Свидетельства о государственной регистрации изобретения полезной модели  
промышленного образца*

5. Юдин А.Д., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., и др. 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.

*Статьи в периодических изданиях Scopus, Web of Science*

6. Sysoev V.K., Finchenko V.S., Yudin A.D., Pichhadze K.M. et al. Proposal for Creating a Device for Deorbiting Low-Earth-Orbit CubeSats // Solar System Research. 2018. Т. 52. № 7. С. 606-612.

*Статьи в межвузовских научных сборниках, сборниках трудов международных,  
всероссийских конференций*

7. Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Финченко В.С., Фирсюк С.О., Юдин А.Д. Устройства для схода наноспутников cubesat с низких околоземных орбит, тезисы доклада на конференции // Материалы 52-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. 2017. С. 177-179
8. Юдин А.Д. Система деорбитинга наноспутников стандарта Cubesat с низких околоземных орбит // Сборник тезисов V Всероссийского молодежного конкурса научно-технических работ «ОРБИТА МОЛОДЕЖИ-2019» Всероссийский. 2019. С. 43-44.
9. Москатиньев И.В., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Система быстрого увода наноспутников Cubesat с низких околоземных орбит // Сборник тезисов 18-ой Международной конференции "Авиация и космонавтика - 2019". Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Москва, 2019. С. 155.
10. Yudin A. Cubesat nanosatellite rapid departure system from low earth orbits // Сборник тезисов 18-ой Международной конференции "Авиация и космонавтика - 2019" Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Москва, 2019. С. 457-458.
11. И.В. Москатиньев, К.П. Пичхадзе, В.К. Сысоев, С.О. Фирсюк, А.Д. Юдин Система аэродинамического торможения для схода наноспутников Cubesat с низких околоземных орбит // Сборник тезисов XVI Конференция Молодых Ученых "Фундаментальные и прикладные космические исследования". 2019. Т.2 С.115-116.
12. Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Фирсюк С.О., Юдин А.Д. Анализ конструкции устройства аэродинамического торможения спутников Cubesat для увода с низких околоземных орбит // Сборник тезисов XLIV Королёвские академические чтения по космонавтике». 2020. Т.2 С.280-281.