

На правах рукописи
УДК 629.78

АБРАМОВА ЕЛИЗАВЕТА НИКОЛАЕВНА

**МЕТОДИКА ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ НАДУВНОГО
ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА**

Специальность 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных
аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

Диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2023

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель:

Резник Сергей Васильевич,
доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой «Ракетно-
космические композитные
конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты:

Финченко Валерий Семенович,
доктор технических наук, ведущий
научный сотрудник АО «НПО
Лавочкина»

Сенкевич Екатерина Аркадьевна,
кандидат физико-математических
наук, ведущий научный сотрудник
АО «ЦНИИмаш»

Ведущая организация:

Центральный аэрогидродинамический
институт имени профессора
Н.Е. Жуковского

Защита состоится 21 декабря 2023 г. в 14 часов 30 минут на заседании диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный пер., д.10, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте <http://www.bmstu.ru/>

Автореферат разослан «___» 2023 г.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенных печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

Ученый секретарь
диссертационного совета 24.2.331.08,
к.т.н., доцент



Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. В настоящее время проблема очистки околоземного космического пространства от отработанных элементов ракет-носителей, разгонных блоков, спутников вышла в число приоритетных. Заметную роль в пополнении объемов космического мусора вносят малые космические аппараты, имеющие ограниченный ресурс работы. Особенно остро проблема стоит в отношении спутников класса CubeSat, которые создаются силами молодежных университетских коллективов.

Одним из способов борьбы с загрязнением околоземного космоса является оснащение спутников средствами, позволяющими удалять их с рабочей орбиты после окончания срока службы. Такими средствами увода спутников с рабочей орбиты могут быть бортовые двигательные установки, космические тросы, солнечные парусные системы, потоки лазерного излучения, а также надувные тормозные устройства (НТУ).

При выборе подобных средств увода неизбежно возникают вопросы весовой, энергетической и финансовой эффективности технических решений. В этом смысле надувные тормозные устройства обладают рядом преимуществ. Во-первых, в ракетно-космической технике уже имеется опыт создания разнообразных объектов с надувными оболочками: посадочные амортизаторы автоматических лунных и марсианских станций, шлюзы, скафандры, тепловые экраны, атмосферные шары-зонды, рефлекторы космических антенн. Во-вторых, надувную оболочку можно компактно уложить в бортовой контейнер и при малой массе придать желаемую форму. В-третьих, конструкционные материалы для надувных оболочек серийно выпускаются промышленностью.

При выборе параметров НТУ необходимо учитывать сложный характер взаимодействия оболочки с атмосферой переменной плотности. Существенный вклад в расчетно-теоретическое и экспериментальное изучение аэро-газодинамики разреженных сред внесли сотрудники ЛГУ, МАИ, ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, ИТФ им. С.С. Кутателадзе СО РАН, в том числе М.Н. Коган, Ю.А. Рыжов, Ю.А. Кошмаров, А.К. Ребров, и другие. Высоким авторитетом пользуются результаты математического моделирования высокоскоростных потоков В.В. Лунева, Б.А. Землянского,

М.М. Голомазова, А.М. Молчанова, В.Т. Калугина, С.Т. Суржикова. Конструктивно-технологические решения НТУ для спуска в атмосфере Земли и планет рассматривались в НПО им. С.А. Лавочкина, МАИ, СамГУ им. С.П. Королева К.М. Пичхадзе, В.С. Финченко, А.А. Иванковым, В.К. Сысоевым, А.Д. Юдиным, С.О. Ферсюком, А.В. Крестиной, И.С. Ткаченко.

Несмотря на имеющиеся научные заделы ряд ключевых вопросов, относящихся к созданию надувных тормозных устройств, еще недостаточно изучен. В их числе тепловой режим в условиях комбинированного нагрева, выбор рациональных материалов, формы и размеров оболочки, гарантирующих стойкость к действию факторов космического пространства и обеспечивающих своевременное разрушение при снижении в плотные слои атмосферы. Совокупность перечисленных вопросов представляет собой актуальную междисциплинарную научно-техническую задачу, охватывающую разделы аэродинамики, теплофизики, материаловедения, механики и прочности конструкций.

Цель диссертационной работы: обоснование рациональных параметров надувного тормозного устройства для малых космических аппаратов типа CubeSat, гарантирующих стойкость к действию факторов космического пространства и способствующих своевременной потере стойкости при комбинированном нагреве и спуске с орбит высотой 300 км.

Для достижения поставленной цели решались следующие задачи:

1. Анализ современного состояния отечественных и зарубежных исследований и разработок в области решения проблемы космического мусора.
2. Разработка методики определения рациональных параметров оболочки надувного тормозного устройства малых космических аппаратов.
3. Разработка моделей аэродинамического торможения и комплексного теплового нагружения тонкостенной оболочки НТУ.
4. Теоретическое исследование температурного и напряженно-деформированного состояния НТУ с выявлением закономерностей движения и достижения критической температуры, ведущей к потере несущей способности и формы тонкостенной надувной оболочки.

5. Оценка стойкости надувной оболочки к ударам микрометеороидов и элементов малого космического мусора, определение прочности kleевого соединения полимерной пленки в диапазоне рабочих температур.

Объектом исследования являются сферическая оболочка из полимерной пленки для НТУ малых космических аппаратов типа CubeSat.

Предметом исследования являются температурное и напряженно-деформированное состояние оболочки НТУ малых космических аппаратов типа CubeSat.

Методы исследований представляли совокупность численных методов анализа температурного и напряженно-деформированного состояния оболочки НТУ уводящей малые космические аппараты стандарта CubeSat в плотные слои атмосферы после окончания срока его службы и экспериментальных методах определения механических характеристик kleевых соединений пленочных материалов.

Научная новизна:

1. Впервые разработана методика определения параметров аэродинамического торможения и комплексного анализа теплового режима тонкостенной оболочки надувного тормозного устройства.

2. Выявлены закономерности торможения и достижения критической температуры, ведущей к потере несущей способности и формы тонкостенной надувной оболочки, уводящей CubeSat с низких околоземных орбит высотой 300 км, включая солнечно-синхронную и орбиту с наклонением 55°.

3. Впервые проведена расчетно-теоретическая оценка вероятности пробоя и стойкости надувной оболочки из полимерной пленки к ударам микрометеороидов и элементов малого космического мусора при спуске с орбиты высотой 300 км.

Практическая значимость работы:

1. Обоснованы сферическая форма, диаметр 3 м, толщина 20 мкм оболочки надувного тормозного устройства с минимальной массой, соответствующей стандартному единичному размеру контейнера 100x100x100мм³ и массе 1,33 кг.

2. Проведено сравнение тепловых режимов оболочки надувного тормозного устройства, изготовленной из полимерной пленки с металлизацией и без покрытия. Показано, что термическое разрушение оболочки из полиэтилентерфталатной пленки может произойти на

высоте 145 км, из металлизированной полиимидной пленки – на высоте 136 км, из полиимидной пленки без покрытия – на высоте 125 км.

3. Проведена оценка вероятности пробития оболочки диаметром 3 м при спуске с орбиты высотой 300 км в плотные слои атмосферы. Опасность для металлизированной оболочки толщиной 20 мкм представляют частицы диаметром от 10 мкм и вероятность нарушения целостности составила 0,026.

Основные положения выносимые на защиту:

1. Методика определения параметров аэродинамического торможения и комплексного теплового нагружения тонкостенной оболочки НТУ на низких околоземных орбитах.

2. Закономерности движения и достижения критической температуры, ведущей к потере несущей способности и формы тонкостенной надувной оболочки.

3. Результаты расчетно-теоретической оценки вероятности пробоя и стойкости надувной оболочки к ударам микрометеороидов и элементов космического мусора при спуске с орбиты 300 км.

Достоверность результатов обусловлена использованием фундаментальных физических законов, стандартных вычислительных алгоритмов и программ, использованием аттестованного экспериментального оборудования, хорошим согласием теоретических и экспериментальных данных, а также с результатами расчетов других авторов.

Апробация. Основные результаты научно-квалификационной работы докладывались на научных конференциях и семинарах: XLIII, XLIV, XLV, XLVII Академические чтения по космонавтике посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся ответственных ученых – пионеров космического пространства «Королёвские чтения» (г. Москва, 2019, 2020, 2021, 2023); Международная молодежная научно-техническая конференция «Аэрокосмические технологии» (г. Реутов, 2019); XLV Международная молодежная научная конференция «Гагаринские чтения – 2019» (г. Москва, 2019); XXI Международная научная конференция «Проблемы управления и моделирования в сложных системах» (г. Самара, 2019); I, IV Международный симпозиум «Технологии аэрокосмической техники» (ТАКТ) (г. Севастополь, 2019, 2022); (г. Севастополь, 2019, 2022); Международная конференция «Advanced Materials & Demanding Applications 2020 (AMDA 2020)» (Wrexham, UK, 2020); IV, V

Международный научно-практический форум «Ключевые тренды в композитах: наука и технологии» (г. Москва, 2021, 2022); Всероссийская научно-практическая конференция «Современные технологии в кораблестроительном и авиационном образовании, науке и производстве», посвященная 105-летию со дня рождения Р.Е. Алексеева (г. Нижний Новгород, 2021).

Публикации. Основные положения и результаты диссертационной работы отражены в 14 научных работах, в т.ч. в 2 статьях в журналах Перечня изданий, рекомендованных ВАК РФ для специальности 2.5.14 «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов», в 4 публикациях, индексируемых в базе данных Scopus, и в 8 сборниках тезисов конференций.

Личный вклад. Автором проведен анализ состояния отечественных и зарубежных исследований и разработок в области очистки околоземного пространства от космического мусора, определен круг нерешенных вопросов и направления исследований. Предложена и реализована новая методика определения рациональных параметров надувного тормозного устройства, основанная на моделировании аэродинамического торможения и комплексного анализа теплового режима тонкостенной оболочки. Выявлены закономерности движения и достижения критической температуры, ведущей к потере несущей способности и формы тонкостенной надувной оболочки. Методом склеивания изготовлены образцы пленочных материалов и проведены их прочностные испытания. Все основные результаты и выводы получены лично автором.

Объем и структура диссертации: Диссертация состоит из введения; четырех глав, заключения, списка литературы. Общий объем диссертации 125 страниц, включая 9 таблиц, 80 рисунков и схем. Список использованной литературы содержит 138 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследования, сформулированы цели и задачи работы, показана научная новизна и практическая значимость результатов. Изложены основные положения выносимые на защиту, описана структура диссертации.

Первая глава носит обзорно-аналитический характер. В ней рассмотрены методы и средства решения проблемы засорения

околоземного пространства. Изложен опыт создания космических конструкций с надувными оболочками, в том числе проекты НТУ. Намечены направления научных исследований настоящей работы.

Вторая глава посвящена разработке методики выбора параметров надувного тормозного устройства малых космических аппаратов. Методикой предусмотрено несколько этапов (Рисунок 1).



Рисунок 1. Методика определения параметров оболочки НТУ

На первом этапе формируется семейство вариантов проектного облика НТУ с учетом его назначения (масса спутника, параметры орбиты) и допустимых массово-геометрических характеристик тормоза для заданной размерности 1U, 2U и т.д. При этом проводится параметрическое моделирование для ряда толщин, форм, геометрических размеров, плотностей конструкционных материалов, способов компактной укладки и дополнительных элементов крепления и развертывания.

На втором этапе в рамках общей вычислительной стратегии определяется продолжительность времени спуска для заданных параметров орбиты и выбирается вариант, обладающий минимальным временем спуска, который удовлетворяет массогабаритным ограничениям. На третьем этапе исследуется температурное состояние оболочки при спуске и время достижения температурного предела для заданной орбиты и материала оболочки. После этого оценивается вероятность нарушения целостности оболочки в результате столкновения с элементами малого космического мусора и микрометеороидами и предлагается вариант улучшения ударной стойкости конструкции. Далее выбирается технология производства, определяется состояние целостности оболочки под действием внутреннего давления и прочность образов, склеенных по выбранной технологии в диапазоне рабочих температур.

Для определения времени спуска рассматривалось устойчивое движение связки «спутник–НТУ» по низкой околоземной орбите под действием силы тяжести и аэродинамических сил. Размеры спутника малы по сравнению с размерами сферической тонкостенной оболочки НТУ и его возмущающее влияние на оболочку пренебрежимо мало. В силу осесимметричного обтекания сферической оболочки подъемная сила равна нулю ($C_y = 0$). Действие солнечного давления на оболочку по сравнению с другими силами в заданном диапазоне высот незначительно. Предполагалось, что в процессе орбитального движения форма оболочки не меняется. С учетом принятых допущений математическая модель динамики орбитального движения системы «спутник–НТУ» в разреженной атмосфере Земли может быть записана в виде:

$$\frac{dv}{d\tau} = -\sigma_x g_0 \frac{\rho v^2}{2} - g \sin \theta; \quad (1)$$

$$\frac{d\theta}{d\tau} = \sigma_x K g_0 \frac{\rho v}{2} + \left(\frac{v}{R} - \frac{g}{v} \right) \cos \theta; \quad (2)$$

$$\frac{dH}{d\tau} = v \sin \theta; \quad (3)$$

$$\frac{dL}{d\tau} = v \frac{R_E}{R} \cos \theta; \quad (4)$$

$$g_0 = \gamma \frac{M_E}{R_E^2}; g = g_0 \frac{R_E^2}{R^2}; \sigma_x = \frac{C_x S_m}{Mg}; K = \frac{C_y}{C_x}; \quad (5)$$

$$\tau = 0 : v(0) = v_0; H(0) = H_0; L(0) = L_0, \quad (6)$$

где v – скорость движения центра масс; τ – время; σ_x – баллистический параметр; g_0 и g – ускорение силы тяжести на поверхности и высоте полета над поверхностью Земли H соответственно; ρ – плотность атмосферы, соответствующая высоте; θ – угол наклона вектора скорости к местному горизонту; K – аэродинамическое качество; R – расстояние от центра Земли до НТУ, $R = H + R_E$ (R_E – радиус Земли); L – дальность полета, отсчитываемая вдоль образующей поверхности планеты; γ – гравитационная постоянная; M_E – масса Земли; C_x – коэффициент лобового сопротивления; S_m – площадь миделевого сечения НТУ; M – масса системы «спутник-НТУ»; $v_0 = 7726$ м/с; $\theta_0 = 0$; $H_0 = 300$ км; $L_0 = 0$ км.

При моделировании атмосфера условно разбивалась на два участка: свободномолекулярный режим и сплошная среда. Первый участок с режимом свободномолекулярного обтекания соответствовал числу Кнудсена $Kn > 0,01$, а второй участок – $Kn \leq 0,01$ где реализуется режим сплошной среды. Для расчетов использовалась модель стандартной атмосферы и модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли.

Были рассмотрены шесть диаметров оболочки НТУ, толщина пленки составляла 20 мкм (Рисунок 2).

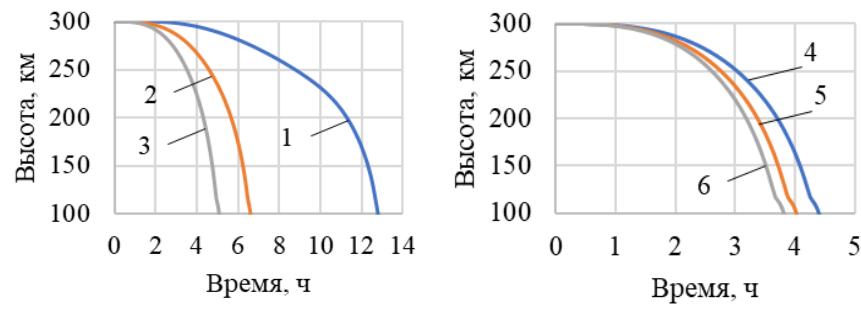


Рисунок 2. Продолжительность спуска спутника CubeSat 2U в плотные слои атмосферы от диаметра оболочки НТУ:

а) 1 – 1 м, 2 – 2 м, 3 – 3 м; б) 4 – 4 м, 5 – 5 м, 6 – 6 м

Три варианта систем «спутник-НТУ» с диаметром оболочки 1 м, 2 м и 3 м удовлетворяют ограничению по массе стандарта 3U 3,990 кг и объему 1U $100 \times 100 \times 100$ мм³. При этом наименьшее время спуска ожидается с использованием оболочки НТУ диаметром 3 м.

В третьей главе рассматривается тепловой режим оболочки, который будет формироваться под действием потоков прямого теплового излучения от Солнца q_S , отраженного от Земли солнечного излучения q_{ER} , собственного излучения Земли q_E и конвективного нагрева q_C , вызванного столкновениями с молекулами среды. Рассматривалось устойчивое движение связки «спутник-НТУ» по низкой околоземной орбите высотой 300 км. Размеры спутника малы по сравнению с размерами сферической тонкостенной оболочки НТУ и их тепловое взаимодействие пренебрежимо мало. Допускалось, что конвективный теплообмен внутри оболочки пренебрежимо мал.

Уравнение нестационарной нелинейной теплопроводности для сферической оболочки, с учетом малого термического сопротивления тонкостенной оболочки в радиальном направлении и изотропности пленки, в предположении о слабой зависимости теплофизических свойств материала оболочки от температуры, с учетом особенностей радиационно-кондуктивного теплообмена, можно представить в виде:

$$\begin{aligned} hcp \frac{\partial T}{\partial \tau} = & \frac{h\lambda}{r^2 \sin \theta} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\sin \theta \frac{\partial T}{\partial \theta} \right) + \frac{h\lambda}{r^2 \sin \theta} \left(\frac{\partial^2 T}{\partial \phi^2} \right) + \\ & + \mu_S A_S q_S(\tau, \theta, \phi) + \mu_L \varepsilon_L (q_E(\tau, \theta, \phi) + q_{ER}(\tau, \theta, \phi)) - \\ & - (1 - A_S) \mu_S \sigma T^4 - \varepsilon_L \mu_L \sigma T^4 + q_C(\tau, \theta, \phi) - \\ & - \varepsilon_{inL} \sigma T^4(\phi, \theta) + \varepsilon_{inL} \sigma \frac{1}{4\pi} \int_0^{4\pi} T^4(\phi^*, \theta^*) d\phi^* d\theta^*; \end{aligned} \quad (7)$$

$$\tau = 0 : \quad T = T_0(\theta, \phi), \quad (8)$$

где c – удельная теплоемкость материала оболочки; ρ – плотность материала оболочки; τ – время; r , θ , ϕ – сферические координаты; T – температура; λ – теплопроводность; h – толщина оболочки; μ_S , μ_L – доли внешнего потока излучения в коротковолновом (спектре Солнца) и длинноволновом (спектр Земли) диапазонах соответственно; A_S – поглощательная способность в коротковолновом спектре; ε_L , ε_{inL} – степень черноты в длинноволновом диапазоне внешней и внутренней поверхности оболочки соответственно; σ – постоянная Стефана-

Больцмана; θ^* , ϕ^* – переменные интегрирования для определения теплового потока за счет переизлучения внутри оболочки.

Время активной работы НТУ разделялось на два этапа. На первом этапе конвективный нагрев учитывался в свободномолекулярном режиме, а на втором этапе – в переходном. Граница применимости моделей среды определялась с использованием безразмерного коэффициента разреженности:

$$K^2 = \frac{Re_\infty \mu_\infty T_*}{\gamma M_\infty^2 \mu_* T_\infty}; \quad (9)$$

$$T_* = \frac{T_T + T_w}{2}, \quad (10)$$

где Re – число Рейнольдса для невозмущенного потока, μ_∞ – коэффициент динамической вязкости для невозмущенного потока, T_∞ – температура невозмущенного потока, M – число Маха, μ_* – динамическая вязкость при температуре T_* ; T^* – характерная температура газа; T_T – температура торможения; T_w – температура стенки.

На первом этапе тепловой поток, возникающий из-за взаимодействия молекул газа с поверхностью с учетом полной аккомодации при движении в свободномолекулярном режиме определялся по формуле (11), в переходном режиме – по формуле (12):

$$q_{C_I} = \frac{\rho_f v^3}{2}; \quad (11)$$

$$q_{C_H} = St(K^2) \frac{\rho_f v^3}{2}, \quad (12)$$

где ρ_f – плотность окружающей среды; v – скорость орбитального движения оболочки, $St(K^2)$ – корректирующая функция Стантона, значение которой зависит от числа K^2 .

Моделирование нагрева оболочки во время орбитального полета проводилось в модуле Space System Thermal, программного комплекса Siemens NX PLM, с использованием конечно-элементного метода, количество элементов 12 176. За разрушение оболочки принимался момент времени, в который температура хотя бы одного узла конечно-элементной сетки оболочки превышает температуру плавления материала оболочки. В качестве материала исследовались полиимидная (ПИ) и полиэтилентерефталатная (ПЭТФ) пленки с

металлизацией и без покрытия. Рассматривались две конфигурации движения – по солнечно-сynchronous орбите в плоскости терминатора Земли и по орбите с теневым участком, при прохождении которого оболочки полностью находится в тени Земли. Выбирались характерные точки А-Е (Рисунок 3) для описания изменения температурного состояния поверхности оболочки (Рисунок 4). Результаты исследования теплового режима оболочки НТУ представлены в Таблице 1.

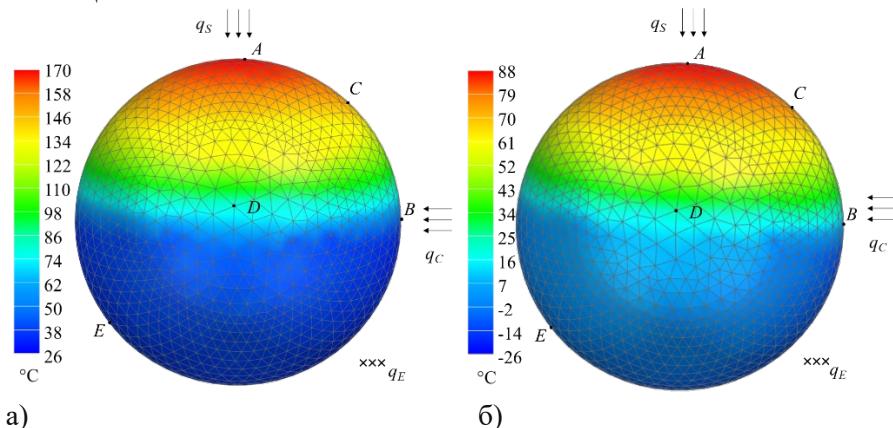


Рисунок 3. Температурное состояние поверхности оболочки из ПИ пленки на высоте 300 км (орбита в плоскости терминатора):
а) оболочка без покрытия; б) металлизированная оболочка

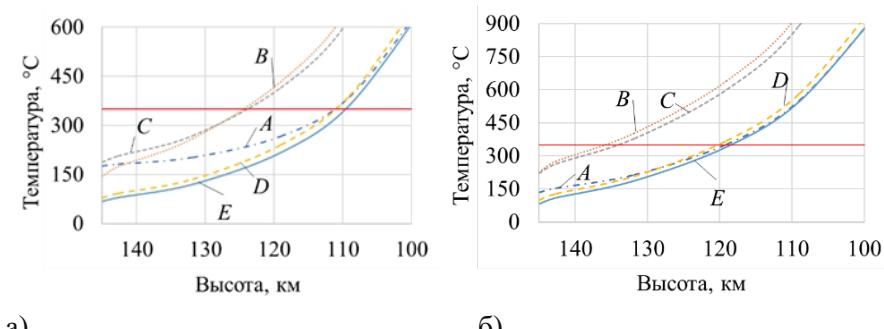


Рисунок 4. Температура в характерных точках ПИ оболочки при снижении высоты от 145 до 100 км (орбита в плоскости терминатора):
а) оболочка без покрытия; б) металлизированная оболочка

Таблица 1.

Время разрушения оболочки НТУ для разных материалов
оболочки и орбит

Конфигурация	Высота разрушения, км
Орбита в плоскости терминатора, пленка ПИ металлизированная	136 км
Орбита в плоскости терминатора, пленка ПИ без покрытия	125 км
Орбита в плоскости терминатора, пленка ПЭТФ металлизированная	136 км
Орбита в плоскости терминатора, пленка ПЭТФ без покрытия	145 км
Орбита с теневым участком, $i=55^\circ$ пленка ПИ металлизированная	136 км
Орбита теневым участком, $i=55^\circ$ пленка ПИ без покрытия	125 км
Орбита с теневым участком, $i=55^\circ$ пленка ПЭТФ металлизированная	136 км
Орбита с теневым участком, $i=55^\circ$ пленка ПЭТФ без покрытия	145 км

В четвертой главе проводится оценка стойкости оболочки и определен минимальный размер частицы, способный нарушить целостность оболочки. Приведены модели распространения в космическом пространстве объектов природного и техногенного происхождения, вероятность их столкновения с оболочкой. Рассмотрены вопросы технологии изготовления оболочки аэродинамического тормоза, приведена методика и результаты исследования прочностных характеристик kleевых соединений

Численное моделирование высокоскоростного удара с элементом тормоза КА осуществлялось с применением решателя LS-DYNA в программной оболочке ANSYS. Рассматривалось столкновение элемента пленки с объектами, обладающими свойствами алюминия или льда, диаметр от 1 до 30 мкм, скорость от 0,5 км/с до 7 км/с (Рисунок 5). Моделирование высокоскоростного удара выполнялось с помощью метода конечных элементов. Для получения сетчато-независимого решения расчеты проводились на моделях с разной степенью дискретности. В итоге была выбрана модель с 60000 гексагональных объемных конечных элементов. На основе конечно-

элементной модели была построена специализированная сетка, реализующая метод сглаженных частиц (SPH). По результатам расчетов можно сделать вывод, что опасность для целостности оболочки представляют частицы диаметром более 10 мкм. С учетом модели распределения объектов космического мусора в пространстве, можно рассчитать вероятность столкновения оболочки при спуске с высоты 300 км с частицами, представляющими опасность, она составила 0,026. Данные результаты свидетельствуют о необходимости дополнительного подкрепления оболочки.

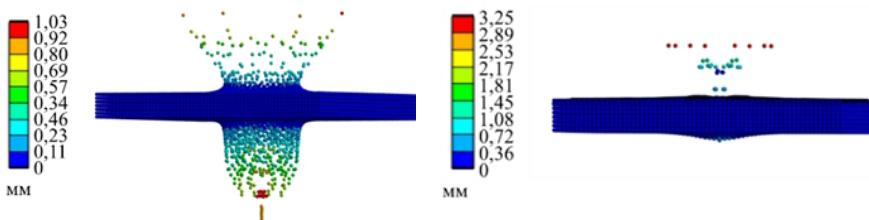


Рисунок 5. Перемещения элемента оболочки тормоза при моделировании высокоскоростного удара:
а) скорость 7 км/с, частица алюминия, $d=30$ мкм;
б) скорость 2 км/с, частица льда, $d=20$ мкм

Использование слоя пенополиуретана толщиной 50 мкм позволит повысить стойкость оболочки к ударным воздействиям.

В **заключении** сформулированы основные результаты работы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Предложена новая методика выбора параметров НТУ малого космического аппарата, способного уводить КА в плотные слои атмосферы. Методика имеет междисциплинарный характер, включает в себя определение проектного облика НТУ, расчет времени, требуемого для спуска, исследование теплового режима и ударной стойкости оболочки.

2. Рассмотрены варианты формы оболочки НТУ для малого космического аппарата, наполнение контейнера, способы развертывания оболочки. Выбраны материалы, подходящие для

изготовления оболочки: ПЭТФ и ПИ пленки. Обоснованы сферическая форма и размеры (диаметр 3 м, толщина 20 мкм) оболочки надувного тормозного устройства с минимальной массой, соответствующей стандартному единичному размеру контейнера $100 \times 100 \times 100$ мм³ и массе 1,33 кг. Определено времена, необходимое для увода с высоты 300 км в плотные слои атмосферы спутника с использованием оболочек различных диаметров. Показано, что для увода спутника CubeSat размером 2U в течение 5 часов достаточно использовать сферическую оболочку диаметром 3 м.

3. Разработаны модели теплового режима тонкостенной оболочки, сформированного под действием потоков излучения от Солнца, Земли и конвективного нагрева, что позволило теоретически исследовать температурное состояние оболочки НТУ. Определено время достижения оболочкой из ПЭТФ и ПИ предельной температуры, ведущей к потере несущей способности и формы оболочки. Расчет проводился для круговой солнечно-синхронной орбиты в плоскости терминатора и орбиты с теневым участком, наклонение 55°С, высотой 300 км. Показано, что термическое разрушение оболочки из ПЭТФ пленки может произойти на высоте 145 км, из металлизированной ПИ пленки – на высоте 136 км, из ПИ без покрытия – на высоте 125 км.

4. Проведена расчетно-теоретическая оценка вероятности разрушения оболочки при столкновении с микрометеороидами и элементами малого космического мусора. Показано, что опасность для металлизированной оболочки толщиной 20 мкм представляют частицы от 10 мкм. При спуске с орбиты высотой 300 км оболочки диаметром 3 м вероятность нарушения целостности оболочки составит 0,026.

5. Экспериментально исследованы прочностные свойства соединений ПИ пленки. Соединение, выполненное внахлест с использованием эластоплана 1154D сохраняет прочность в пределах температур орбитального движения. Экспериментально исследована поглощающая способность A_s и радиационная стойкость ПИ пленки.

6. Предложен усовершенствованный вариант конструкции НТУ с ужесточением формы. Обоснована толщина подкрепляющего слоя из пенополиуретана – 50 мкм. Показано, что такой слой пенополиуретана позволит оболочке повысить стойкость к ударному воздействию частиц и сохранить форму даже при нарушении герметичности.

Труды по теме диссертации:

1. Абрамова Е.Н. Резник С.В. Температурное состояние аэродинамического тормозного устройства малых космических аппаратов // Проблемы управления и моделирования в сложных системах: Труды XXI Международной конференции в 2 т. Т. 1. Самара: ООО «Офорт», 2019. С. 177-180. (0,21 п.л. / 0,11 п.л.)
2. Абрамова Е.Н. Анализ температурного состояния надувного аэродинамического тормозного устройства в процессе орбитального полёта // «Гагаринские чтения – 2019»: Сборник тезисов докладов. М.: МАИ, 2019. С. 575-576. (0,11 п.л.)
3. Абрамова Е.Н., Резник С.В. Анализ вопросов создания надувного тормозного устройства малого космического аппарата // XLIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 29 января — 1 февраля 2019 г.): сборник тезисов : в 2 т. Т. 1. М. : Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. С. 38-39. (0,1 п.л./ 0,07 п.л.)
4. Abramova E., Reznik S. The thermal state of an aerodynamic decelerator for a small spacecraft // Proceedings 2019 XXI International Conference Complex Systems: Control and Modeling Problems (CSCMP). 2019. P. 339-342. (0,35 п.л./ 0,2 п.л.)
5. Abramova E.N., Reznik S.V. Small spacecraft's inflatable aerodynamic decelerator design issues analysis // AIP Conference Proceedings. Vol. 2171. No. 040002. 2019. 6 p. DOI: [10.1063/1.5133188](https://doi.org/10.1063/1.5133188) (0,6 п.л. / 0,32 п.л.)
6. Абрамова Е.Н. Резник С.В. Прогнозирование теплового режима надувного тормозного устройства малого космического аппарата // Аэрокосмические технологии: Научные материалы Международной молодежной научно-технической конференции, посвященной 105-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея (Российская Федерация, Реутов, 28 мая 2019) М.: Совместное издание АО «ВПК «НПО машиностроения» и МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. С. 84-85. (0,13 п.л. / 0,1 п.л.)
7. Абрамова Е.Н. Разработка конструкции контейнера надувного тормозного устройства для малого космического аппарата // XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых

— пионеров освоения космического пространства (Москва, 28–31 января 2020 г.): сборник тезисов : в 2 т. Т.1. М. : Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. С. 75-76. (0,1 п.л.)

8. Abramova E.N., Reznik S.V. The heat transfer features of the thin-walled shell of an inflatable aerodynamic decelerator for CubeSat nanosatellites // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Vol 709. No. 044108. 2020. 6 p. (0,6 п.л. / 0,4 п.л.)

9. Абрамова Е.Н. Выбор способа складывания оболочки надувного тормозного устройства для малых космических аппаратов // XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 30 марта—2 апреля 2021 г.): сборник тезисов : в 4 т. Т.1. М. : Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. С.138-139. (0,1 п.л.)

10. Abramova E.N. Development of a container design for an inflatable aerodynamic accelerator for a small spacecraft // AIP Conference Proceedings. Vol. 2318. No. 020020. 2021. 6 p. DOI: 10.1063/5.0037968 (0,6 п.л.)

11. Abramova E.N. Temperature state of the housing and shell for an inflatable aerodynamic decelerator // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Vol. 1060 No.012015. 2021. 6 p. (0,6 п.л.)

12. Абрамова Е.Н. Резник С.В. К выбору способа складывания оболочки надувного тормозного устройства малого космического аппарата // Современные технологии в кораблестроительном и авиационном образовании, науке и производстве: сборник докладов Всероссийской научно-практ. конф. Нижний Новгород: Типография НГТУ, 2021. С. 490-493. (0,5 п.л./ 0,3 п.л.)

13. Резник С.В., Абрамова Е.Н. Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы. Часть 1. Проектный облик. Движение в разреженной атмосфере // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2023. № 5. С. 101-111. (0,68 п.л./0,3 п.л.)

14. Резник С.В., Абрамова Е.Н. Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы. Часть 2. Анализ теплового режима в условиях комбинированного нагрева // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2023. № 6. С. 119-132. (0,87 п.л./0,4 п.л.)