

УДК 629.786.2:621.396.677:534.1
Код ГРНТИ 55.49.00

doi 10.54708/19926502_2026_30111139

Экспериментально-математическое моделирование процесса надува системы аэродинамического торможения на базе малого космического аппарата с форм-фактором типа «CubeSat»

С.О. Фирсюк, В.Ю. Ермаков, А. Туфан*, Д.В. Васиков, С.С. Лопатин

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Аннотация. В статье исследовано перспективное применение системы аэродинамического торможения на базе малого космического аппарата с форм-фактором типа «CubeSat» для решения проблемы техногенного засорения околоземного космического пространства. Выполнено математическое моделирование процесса надува оболочки системы аэродинамического торможения, изготовленной из полиимидной пленки. На основе полученных данных проведены экспериментальные исследования в вакуумной камере с целью оценки работоспособности данной системы в условиях, имитирующих космический вакуум.

Ключевые слова: система аэродинамического торможения, малый космический аппарат, надувная оболочка, вакуумная камера, газогенератор.

*anttufan@gmail.com

Введение

В современной ракетно-космической технике наблюдается устойчивая тенденция к миниатюризации космических аппаратов (КА) и формированию масштабных орбитальных группировок на основе малых КА, что обусловлено экономической эффективностью их разработки и запуска по сравнению с крупногабаритными единичными космическими объектами [1, 2]. Однако данный технологический вектор, несмотря на очевидные экономические преимущества, сопряжен с существенным обострением экологической проблемы техногенного засорения околоземного космического пространства [3, 4]. Использование малых КА порождает дополнительные сложности в сфере управления орбитальным движением и мониторинга их технического состояния по завершении активной фазы миссии, что в условиях экспоненциального роста количества объектов космического мусора приобретает особую актуальность и требует выработки комплексных мер по обеспечению долгосрочной устойчивости космической деятельности.

Для решения проблемы засорения околоземного пространства исследуются различные методы очистки космического пространства, которые принято классифицировать на две основные группы: активные и пассивные.

Активные методы характеризуются непосредственным воздействием на космические объекты и включают следующие основные подгруппы: бесконтактные системы, основанные на дистанционном воздействии на космические объекты, такие как оптико-электронные системы для лазерного взаимодействия, ионные двигатели для создания направленного потока ионизированных веществ (ксенон, аргон и др.); контактные методы с гибкой связью, использующие нежесткое взаимодействие с космическими объектами, такие как гарпунные системы, гравитационные ловители и др. Пассивные методы основаны на использовании естественных физических процессов и включают применение электродинамических тросовых систем, взаимодействующих с магнитным полем Земли, а также систем аэродинамического торможения (САТ), основанных на увеличении аэродинамического сопротивления за счет применения пенных и аэрогелевых материалов, надувных тормозных устройств и др. [5, 6].

Каждый из вышеперечисленных методов имеет свои технические особенности, преимущества и недостатки, что определяет их целесообразность применения в зависимости от характеристик удаляемых объектов и условий их орбитального существования. В Табл. 1 представлен систематизированный анализ применимости указанных методов удаления космического мусора, выполненный на основе оценки основных функциональных и технологических ограничений [5, 6].

Таблица 1. Анализ применимости различных методов удаления космического мусора.

Тип системы	Преимущества	Недостатки
Оптико-электронные системы	Высокая надежность при правильном использовании, экологическая безопасность	Зависимость от метеорологических условий, высокое энергопотребление
Ионные двигатели	Высокая точность маневрирования, низкая стоимость эксплуатации	Длительное время выполнения операций, сложность системы питания
Гарпунные системы	Относительно высокая эффективность механического захвата	Ограничения по массе и размеру объектов, сложность извлечения гарпуна
Гравитационные ловители	Автономность работы, экологическая безопасность	Ограниченный радиус действия, сложность прогнозирования траектории
Тросовые системы	Длительный срок службы, низкая стоимость эксплуатации	Сложность развертывания и стабилизации, риск повреждения троса из-за микрометеоритов
Системы аэродинамического торможения	Простота конструкции, минимальные требования к управлению, низкая стоимость реализации	Эффективность только на низких орбитах, ограничения по массе и размеру объектов

Анализ данных, представленных в Табл. 1, демонстрирует неуклонно растущую *актуальность* внедрения технологий аэродинамического торможения вследствие присущих им значительных преимуществ при осуществлении операций по удалению космических объектов. Особую значимость приобретает проведение экспериментально-математического моделирования данных технологий, направленного на определение их работоспособности и надежности, максимально приближенных к реальным режимам функционирования, что является целью данной работы.

Постановка задачи и предъявляемые требования

Большинство технических решений, необходимых для разработки САТ, основано на использовании тонких пленок, развертываемых тем или иным способом, что позволяет предложить классификацию данных систем для увода малых КА или близких по размерности объектов: в частности, система с жестким каркасом; система с динамическим поддержанием формы; система на основе газонаполняемых надувных оболочек [7, 8].

В процессе разработки САТ необходимо обеспечить выполнение следующих основных технических требований: исключение самопроизвольного развертывания надувной оболочки при штатных условиях функционирования; обеспечение высокой устойчивости элементов конструкций к экстремальным тепловым нагрузкам, возникающим при входе в плотные слои атмосферы; возможность компактного размещения системы в транспортном положении с учетом массогабаритных ограничений малых КА; реализация автоматического развертывания надувной оболочки без необходимости внешнего управления и вмешательства со стороны бортовых систем КА и др. [9].

В Табл. 2 представлен сравнительный анализ преимуществ и недостатков рассмотренных проектно-конструктивных решений для САТ, описанных в работах [10, 11].

Таблица 2. Анализ применимости различных систем аэродинамического торможения.

Характеристика	Механические системы	Динамические системы	Газодинамические системы
Требование к прочности материала	Высокие или средние	Высокие	Средние
Сложность конструкции	Высокая	Высокая	Низкая
Автономность работы	Нет	Нет	Да
Устойчивость формы	Высокая	Средняя	Средняя

Анализ данных, представленных в Табл. 2, позволяют сделать вывод о высоком применимости газонаполняемых надувных оболочек в качестве рационального технического решения для реализации САТ, что делает их объектом углубленного изучения в рамках поставленной задачи.

Технологический подход к изготовлению системы

Макет демонстрационного модуля САТ выполнен в форм-факторе типа «CubeSat 1U» (Рис. 1). Корпус модуля изготовлен из квадратной алюминиевой трубы размером 0,1 x 0,1 м, облегченной с помощью установки лазерной резки.



Рисунок 1. Внешний вид демонстрационного модуля системы аэродинамического торможения с раскрытой надувной оболочкой.

Конструктивная схема модуля реализована на базе пяти элементов. Первым и основным элементом выступает сферическая надувная оболочка, изготовленная из полиимидной пленки «ПМ-1ЭУ-ОА», выполняющая функцию несущей конструкции. Второй элемент – система наполнения, обеспечивающая подачу рабочего тела внутрь оболочки для ее разворачивания. Третий элемент представляет собой защитный механизм, предназначенный для предотвращения механических повреждений оболочки в процессе эксплуатации. Четвертый элемент включает приводные устройства, отвечающие за механическое разворачивание конструкции и ее последующую фиксацию в рабочем положении. Завершает перечень основных элементов система, оснащенная специализированным блоком контроля и управления, который обеспечивает мониторинг и регулирование процесса разворачивания оболочки.

Изготовление системы сопряжено с технологической сложностью, обусловленной необходимостью формирования сферической конструкции из полиимидной пленки [12]. Для обеспечения контроля качества сварных швов и оценки их ресурса при многократных циклах складывания-разворачивания предусмотрено изготовление технологической оболочки из

неметаллизированной пленки, позволяющей осуществлять визуальный мониторинг состояния соединений.

В качестве базового метода сборки оболочки принята технология стыковой склейки с применением специализированной клейкой ленты «ЛМ-ОА-ПМ 12x20» в соответствии с техническими условиями ТУ 2245-015-18420369-2015 [13]. Технологический процесс реализуется следующим образом: пленка «ПМ-1ЭУ-ОА» (Рис. 2, (а)) подвергается ручной резке по полноразмерным шаблонам (масштаб 1:1), разработанным посредством компьютерного моделирования. Склейка выполняется на специально спроектированном стапеле (Рис. 2, (б)). Два сегмента укладываются на рабочую поверхность стапеля внутренними краями встык вдоль верхней кромки. Для предотвращения смещения в процессе склейки сегменты фиксируются эластичными бинтами.



(а)



(б)

Рисунок 2. Внешний вид полиимидной пленки (а) и сегмент оболочки на стапеле (б).

Сфера формируется из 12 сегментов полиимидной пленки. Соединение сегментов осуществляется по всей длине краев встык с использованием односторонней клейкой ленты шириной 0,02 м, наносимой с внешней (верхней) стороны. Технологический процесс включает следующие этапы: печать шаблона сегмента (1/12 сферы) на плоттере; вырезка 12 сегментов из полиимидной пленки по шаблону; попарная склейка первых шести сегментов (1+2, 3+4, 5+6); соединение сдвоенных сегментов в последовательности «12» + «34» + «56» с образованием первой полусферы; аналогичная сборка второй полусферы из сегментов 7–12; склейка полусфер между собой: сначала с одного края до полного соединения, затем с противоположного края с неполным проклеиванием в нижней точке схождения сегментов; нанесение квадратного сегмента размером 0,05 x 0,05 м в верхней точке сферы для объединения концов всех сегментов; выворачивание шара через оставшееся отверстие в нижней точке; повторная проклейка всех швов с обратной стороны; нанесение завершающего квадратного сегмента с патрубком для надувания в нижней точке сферы.

В рамках подготовительного этапа к изготовлению стендового образца, предназначенного для проведения наземных испытаний системы в вакуумной камере, были выполнены технологические склейки оболочки уменьшенного диаметра для отработки методики и проверки механической прочности швов.

Экспериментально-математическое моделирование системы

Математическое моделирование процесса надува оболочки САТ в двухмерном режиме было выполнено с использованием специально разработанного программно-алгоритмического обеспечения на базе COMSOL. Результаты моделирования представлены на Рис. 3.

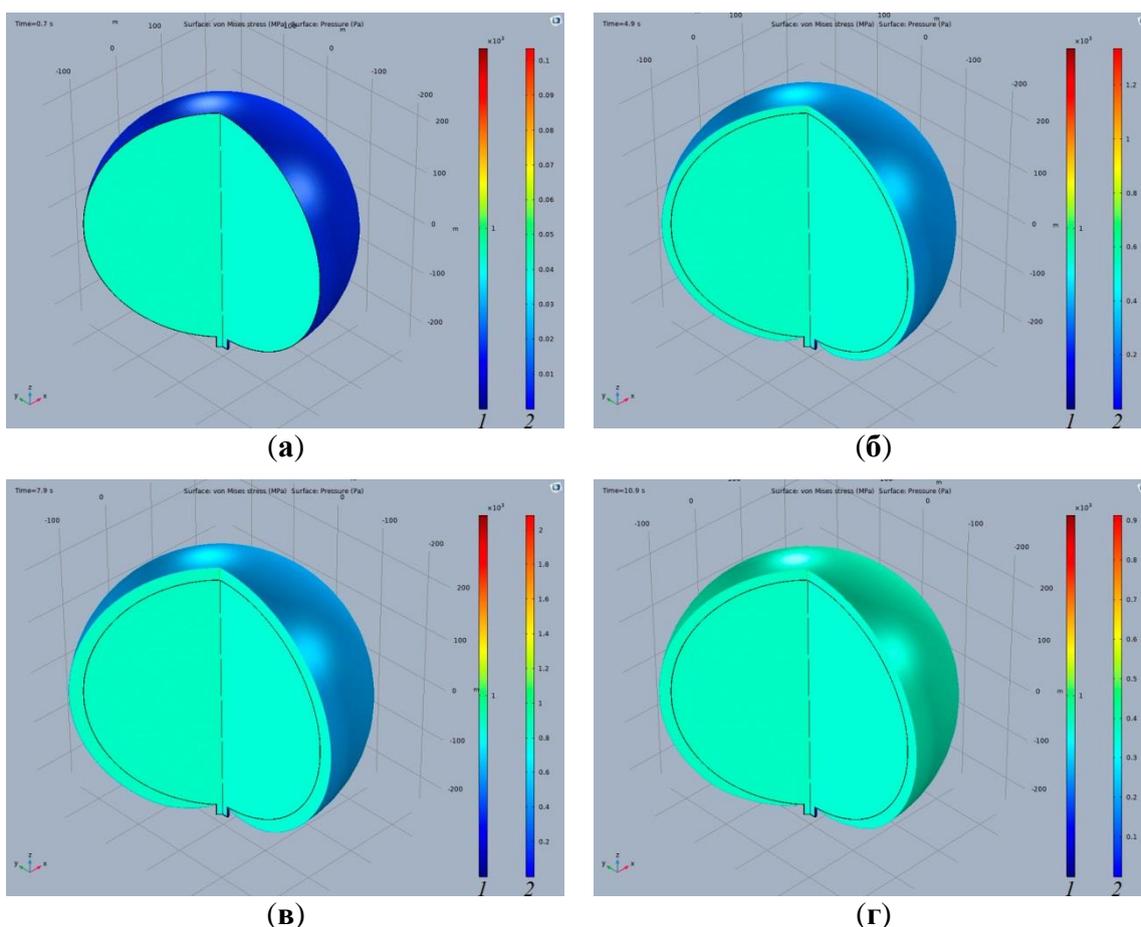


Рисунок 3. Поля распределения давлений (1) и деформаций (2), возникающих при надуве оболочки системы аэродинамического торможения: (а) – $t = 0,7$ с; (б) – $t = 4,9$ с; (в) – $t = 7,9$ с; (г) – $t = 10,9$ с.

На основе данных, представленных на Рис. 3, установлено, что для надува оболочки диаметром 2,0 м необходимо создавать давлением в ресивере порядка $1,02 \cdot 10^6$ Па. При этом общая деформация оболочки в процессе надувания не превышает 0,6 м, что соответствует допустимым значениям для проведения дальнейших экспериментальных исследований данной конфигурации в соответствии с требованиями, указанными в [13].

Экспериментальные исследования САТ, оснащенной сферической оболочкой диаметром 2,0 м, были проведены в вакуумной камере с рабочим объемом 27,0 м³. Испытательная установка, размещенная внутри вакуумной камеры, включает в себя ресивер, клапан подачи рабочего тела и блок управления процессом испытаний. Вакуумирование камеры осуществляется с помощью форвакуумного насоса высокой мощности. В качестве рабочего тела для надувания оболочки используется атмосферный воздух. Начальное давление в ресивере составляет 10,0 атм, что эквивалентно $1,02 \cdot 10^6$ Па. При открытии клапана и достижении указанного давления в условиях вакуума происходит полное надувание фольгированной оболочки, а в результате уравнивания давления в ресивере и внутри оболочки достигается устойчивое состояние системы.

На Рис. 4 представлена последовательность этапов вакуумирования, раскрытия и надува оболочки внутри вакуумной камеры.

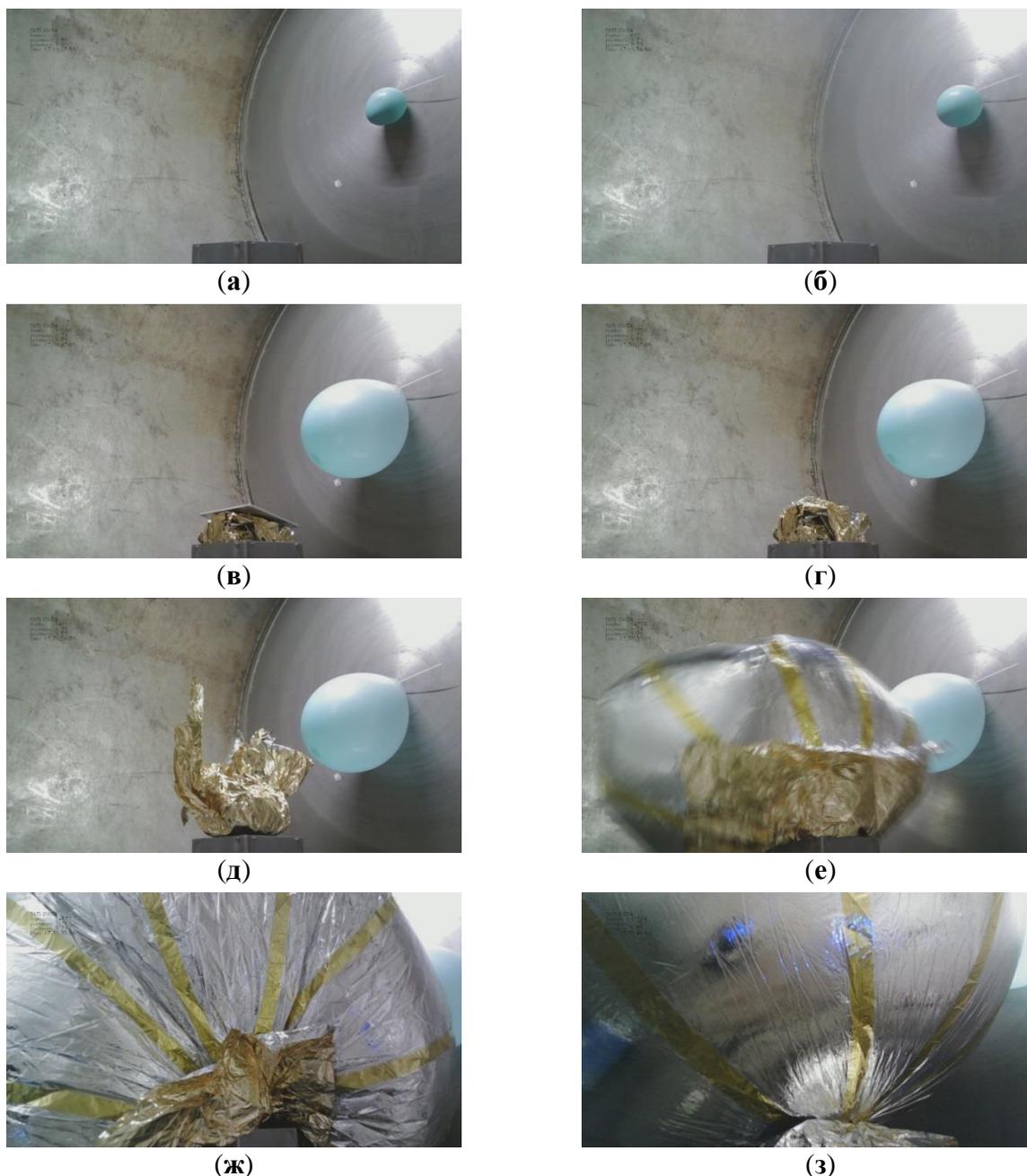


Рисунок 4. Последовательность этапов испытаний системы аэродинамического торможения: (а) – исходное состояние камеры; (б) – процесс вакуумирования камеры; (в) – начало работы механизма раскрытия; (г) – сброс крышки контейнера; (д) – частичное расправление оболочки; (е) – начало надува оболочки; (ж) – процесс надува и расправления; (з) – надув завершен.

Испытания проводятся в вакуумной камере при давлении $5,06 \text{ Па}$, что эквивалентно $7,02 \cdot 10^4 \text{ м}$ по геометрической шкале высот. Фиксация давления осуществляется с помощью датчика типа «ПМТ-6-3», который обеспечивает точное измерение вакуумметрического давления. Полученные данные отображаются и регистрируются вакуумметром модели типа «Мерадат-ВИТ12Т2». После достижения требуемого давления в вакуумной камере инициируется механизм раскрытия САТ. В процессе фиксации механизма происходит выдвижение сложенного пакета оболочки из контейнера с одновременным сбросом крышки. После этого осуществляется процесс надувания оболочки атмосферным воздухом, поступающим из ресивера.

Учитывая конструктивные особенности модуля САТ с форм-фактором типа «CubeSat 1U» и заданным объемом ресивера $3,7 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3$, а также необходимым давлением для надува оболочки порядка $1,01 \cdot 10^6 \text{ Па}$, было выявлено, что давление в системе ресивер-шар

составляет примерно $4,19 \cdot 10^7$ Па. Данное значение является критически высоким для модуля САТ и исключает возможность применения сжатого воздуха для надува оболочки по технологическим причинам, связанным с необходимостью значительного увеличения объема хранения рабочего вещества для газообразования в модуле.

Для решения данной проблемы предлагается установить газогенератор внутри полости оболочки САТ, представленный на Рис. 5.

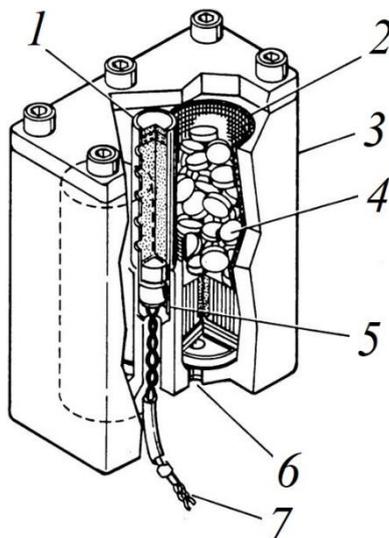


Рисунок 5. Общий вид газогенератора на твердых компонентах [14]: 1 – усилитель зажигания; 2 – фильтр охлаждения; 3 – корпус; 4 – гранулы состава газогенератора; 5 – пиропатрон; 6 – порт выхода газа; 7 – провода зажигания.

Конструктивно-технические характеристики данного газогенератора, подробно рассмотренные в работе [14, 15], позволяют снизить давление в ресивере до уровня $5,3 \cdot 10^6$ Па при условии, что максимальная рабочая температура не превышает 260 °С в течение $30,0$ с, что является достаточным условием для безопасного надува оболочки.

Заключение

Проведенное математическое моделирование процесса надува сферической оболочки системы аэродинамического торможения с использованием специально разработанного программно-алгоритмического обеспечения позволило достоверно определить рациональные параметры данного процесса. В частности, были рассчитаны требуемые значения давления для оболочки заданного диаметра, а также проанализирована динамика общей деформации конструкции в процессе ее наполнения.

На основе результатов математического моделирования были проведены экспериментальные исследования предложенной системы аэродинамического торможения в вакуумной камере, в результате чего подтверждены теоретические предположения о высокой жесткости полиимидной пленки типа «ПМ-1ЭУ-ОА», что делает данный материал целесообразным для применения в подобных конструкциях для компактного размещения элементов конструкции. Следует отметить, что процесс раскрытия и надувания проводились в строго контролируемых условиях вакуумной среды, что обеспечило исключение влияния атмосферного давления на результаты исследований и позволило получить достоверные данные о поведении конструкции в условиях, максимально приближенных к космическим.

Выявлены критические параметры системы при использовании сжатого воздуха в качестве рабочего тела. При этом установлено, что наиболее вероятной причиной самопроизвольного раскрытия оболочки является избыточное давление в ресивере, при этом предложено техническое решение по внедрению газогенератора в полость оболочки, позволяющее снизить давление в ресивере до приемлемого уровня при соблюдении максимальной рабочей температуры материала оболочки.

Литература:

1. Неплюев В.Е., Степанов Д.В., Усовик И.В. Развитие модели техногенного засорения околоземного космического пространства // Космонавтика и ракетостроение. 2023. № 4 (133). С. 54–66. [Neplyuev V.E., Stepanov D.V., Usovik I.V. Validation of the human-caused pollution in near-earth space model // Cosmonautics and Rocket Engineering. 2023. No. 4(133). P. 54–66. (in Russian)]. EDN: KGCZFFZ.
2. Назаренко А.И. Моделирование космического мусора. М.: ИКИ РАН. 2013. 216 с. [Nazarenko A.I. Space Debris Modelling. Moscow: IKI RAN. 2013. 216 p. (in Russian)].
3. Murtaza A., Pirzada S.J.H., Xu T. et al. Orbital debris threat for space sustainability and way forward // IEEE Access. 2020. Vol. 8. P. 61000–61019. DOI: 10.1109/ACCESS.2020.2979505.
4. Pelton J.N. Space debris and other threats from outer space. Handbook of small satellites. New York: Springer New York, 2013. 84 p. DOI: 10.1007/978-1-4614-6714-4.
5. Pelton J.N. New solutions for the space debris problem. Handbook of small satellites. Cham: Springer, 2015. 94 p. DOI: 10.1007/978-3-319-17151-7.
6. Baba M.H., Manzoor M.M.M., Singh A. et al. Review analysis of problems associated with the various space debris removal methods // Materials Today: Proceedings. 2023. DOI: 10.1016/j.matpr.2023.02.199.
7. Serfontein Z., Kingston J., Hobbs S. et al. Drag augmentation systems for space debris mitigation // Acta Astronautica. 2021. Vol. 188. P. 278–288. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.05.038.
8. Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И. Проект КА, оснащенного системой удаления космического мусора (аэротермодинамика, габаритно-массовые характеристики и траектории спуска КА с околоземных орбит) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 11–18. [Finchenko V.S., Ivankov A.A., Shmatov S.I. Project of spacecraft equipped with a debris removal system (aerothermodynamics, bulk-mass characteristics and trajectories of spacecraft descent from near-earth orbits) // Vestnik NPO Im. S.A. Lavochkina. 2018. No. 1. P. 11–18. (in Russian)]. EDN: YWMIYL.
9. 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. [Reznik S.V., Abramova E.N. Key issues of creating the inflatable braking devices for removal of the failed satellites into the atmosphere dense layers. Part 1. Design concept. Motion in rarefied atmosphere // Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building. 2023. No. 5. P. 101–111 (in Russian)]. DOI: 10.18698/0536-1044-2023-5-101-111. EDN: JZAEIP.
10. Седых О.Ю., Сысоев В.К., Кургузов А.В. и др. Конструкция аэродинамического надувного тормозного устройства для увода наноспутников Cubesat и подтверждение его характеристик // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 1(63). С. 41–46. [Sedyh O.Yu., Sysoev V.K., Kurguzov A.V. et al. Design of an aerodynamic inflatable braking device and the characteristics validation for Cubesat nanosatellites deorbiting // Vestnik NPO Im. S.A. Lavochkina. 2024. No. 1(63). P. 41–46 (in Russian)]. DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.006. EDN: MSMSDW.
11. Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Труды МАИ. 2018. № 100. С. 1–37. [Pikalov R.S., Yudinsev V.V. Bulky space debris removal means review and selection // Trudy MAI. 2018. No. 100. P. 1–37 (in Russian)]. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov_YUdintsev_rus.pdf.
12. Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Фирсюк С.О. и др. Предложение по построению аэродинамического тормозного устройства на основе пеноматериалов для малых космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 26–34. [Moskatin'ev I.V., Sysoev V.K., Firsyuk S.O. et al. Proposal on the aerodynamic braking device elaboration based on foam materials for small spacecraft // Aerospace MAI Journal. 2023. Vol. 30. No. 3. P. 26–34 (in Russian)]. EDN: GTJOUK.
13. Каталог продукции НИИ космических и авиационных материалов [электронный ресурс]. [Catalog of products of the Research Institute of Space and Aviation Materials [webpage] (in Russian)]. URL: https://spegroup.ru/upload/wikifiles%202/Catalog_NIKAM.pdf?ysclid=mdbkue1qz3879772561.

14. NADC-82046-60: IBAHRS – An Inflatable Restraint System for Helicopter Aircrewmembers [webpage]. URL: <https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/ADA327309.pdf>.
15. DTIC ADA055211: Technical Evaluation Report on the Meeting of the Propulsion and Energetics Panel (50th) A Symposium on High-Temperature Problems in Gas Turbine Engines. URL: https://archive.org/details/DTIC_ADA055211/page/n11/mode/2up.

Благодарности:

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках проекта по базовой части государственного задания (проект FSFF-2025-0001).

Об авторах:

ФИРСЮК Сергей Олегович, главный конструктор Центра космических технологий, Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), iskramai@yandex.ru.

ЕРМАКОВ Владимир Юрьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры 601 «Космические системы и ракетостроение», Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), v_ermakov2003@mail.ru.

ТУФАН Ант, ассистент кафедры 601 «Космические системы и ракетостроение», Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), anttufan@gmail.com.

ВАСИКОВ Денис Вадимович, инженер-конструктор I категории Центра космических технологий, Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), denvasikov@mail.ru.

ЛОПАТИН Сергей Сергеевич, инженер Центра космических технологий, Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет).

Metadata:

Title: Experimental and mathematical modeling of the inflation process for an aerodynamic braking system based on a small spacecraft with a CubeSat form factor

Author 1: Sergej Olegovich Firsyuk, Chief Designer of the Space Technology Center, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe Shosse, 125993 Moscow, Russia, iskramai@yandex.ru.

Author 2: Vladimir Yur'evich Ermakov, Ph.D. in Engineering Science, Associate Professor of the Department 601 “Space Systems and Rocket Science”, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe Shosse, 125993 Moscow, Russia, v_ermakov2003@mail.ru.

Author 3: Ant Tufan, Assistant of the Department 601 “Space Systems and Rocket Science”, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe Shosse, 125993 Moscow, Russia, anttufan@gmail.com.

Author 4: Denis Vadimovich Vasikov, Design Engineer of the First Category of the Space Technology Center, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe Shosse, 125993 Moscow, Russia, denvasikov@mail.ru.

Author 5: Sergej Sergeevich Lopatin, Engineer of the Space Technology Center, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe Shosse, 125993 Moscow, Russia.

Abstract: This paper investigates the promising application of an aerodynamic braking system based on a small spacecraft with a CubeSat-type form factor to address the issue of anthropogenic debris in near-Earth space. A mathematical model of the inflation process was developed for the aerodynamic braking system’s envelope, which is made of polyamide film. Based on the obtained data, experimental studies were conducted in a vacuum chamber to evaluate the system’s operability under conditions simulating the space vacuum.

Keywords: aerodynamic braking system, small spacecraft, inflatable shell, vacuum chamber, gas generator.