

УДК 629.786.2:621.396.677:534.1
Код ГРНТИ 55.49.00

doi 10.54708/19926502_2026_30111155

Исследование технологии аэродинамического торможения для увода малых космических аппаратов с орбиты

Д.В. Васиков, В.Ю. Ермаков, А. Туфан*, С.О. Фирсюк, М.К. Глотов

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

Аннотация. В статье изложен научно-методический подход к решению проблемы техногенного засорения околоземного космического пространства из-за малогабаритных объектов посредством системы аэродинамического торможения, интегрированной в конструкцию малого космического аппарата с форм-фактором типа «Cubesat». Проведен обзор и анализ применимости существующих и перспективных методов удаления космического мусора, включая использование оптико-электронных и гарпунных систем, гравитационных уловителей, электродинамических тросовых систем и систем аэродинамического торможения. Выполнена оценка времени орбитального существования космического аппарата на низкой околоземной орбите при задействовании системы аэродинамического торможения с учетом влияния аэродинамических факторов и параметров солнечной активности.

Ключевые слова: система аэродинамического торможения, малый космический аппарат, надувная оболочка, время увода космического объекта, техногенное засорение.

*anttufan@gmail.com

Введение

Космическое пространство уже давно стало неотъемлемой частью современной инфраструктуры человечества. С момента запуска первого искусственного спутника Земли, человечество непрерывно расширяет свое присутствие в космическом пространстве. Сегодня тысячи космических объектов выполняют широкий спектр разнообразных задач, таких как обеспечение глобальной связи, высокоточная навигация, метеорологический мониторинг, проведение фундаментальных научных исследований и др. [1, 2]. Однако стремительное развитие космической деятельности породило серьезную экологическую проблему. Загрязнение окружающей среды бытовыми и промышленными отходами приобрело значимость не только для поверхности Земли, но и для околоземного космического пространства [3]. В связи с этим разработка и исследование эффективных методов удаления, а также предотвращения образования космического мусора становится одной из актуальных задач современной ракетно-космической техники. При этом поиск рациональных решений данной проблемы требует комплексного подхода, основанного на анализе как существующих, так и перспективных методов с учетом комплекса функциональных и технологических ограничений [4].

В работах [5, 6] выполнен анализ применимости высокоэнергетического импульсного лазерного излучения на базе наземных и космических оптико-электронных систем с оценкой эффективности снижения угрозы столкновения Международной космической станции с фрагментами космического мусора размером от 0,01 до 0,1 м. В результате чего было установлено, что наземные оптико-электронные системы характеризуются техническими ограничениями, связанными с необходимостью применения специализированного компенсационного оборудования для снижения воздействия метеорологических воздействий и турбулентности воздушных потоков. При этом космические оптико-электронные системы имеют следующие основные недостатки: ограниченная дальность действия; высокие требования к мощности излучения; сложность обеспечения точной фокусировки на высокоскоростных космических объектах и др.

Технология применения гарпунной системы, основанной на принципе внедрения специального гарпуна в поверхность космического объекта с последующей фиксацией и транспортировкой к месту утилизации, представлена в работах [7, 8]. В рамках анализа, включающего экспериментальные исследования и численное моделирование ударного воздействия стальных наконечников на поверхность космического объекта, были выявлены значительные недостатки данного метода, связанные с тем, что при внедрении наконечника в гарпунную систему происходит формирование пробки, обусловленное деформациями сдвига по периферии снаряда, что приводит к возникновению трудностей при попытке удержания космических объектов, характеризующихся низкими массогабаритными показателями, особенно при высоких скоростях столкновения [9].

Результаты исследований по потенциальному применению гравитационных ловителей для удаления космических объектов на геостационарной орбите представлены в работах [10, 11]. Их принцип работы заключается в гравитационном притяжении массивного тела, создающего вокруг себя область гравитационного захвата (сферу Хилла), в пределах которой возможно удержание и перемещение объектов. Гравитационные ловители, несмотря на свою теоретическую перспективность для удаления космических объектов, особенно крупногабаритных, демонстрируют ряд существенных недостатков по сравнению с другими активными методами, таких как ограниченный радиус действия гравитационного поля, длительный процесс захвата каждого объекта, сложность прогнозирования поведения захваченных объектов из-за проблемы обеспечения высокой точности моделирования гравитационных воздействий и др.

Перспективность применения электродинамических тросовых систем в миссиях по удалению космического мусора рассмотрены в работах [12, 13]. На основе результатов численного моделирования процесса взаимодействия гибких тросов с космическим мусором при его отделении выявлено, что устойчивость функционирования системы нарушается при отделении мусора как во время протекания электрического тока по тросу, так и при значительном превышении массы концевого груза над массой обслуживающего космического аппарата (КА). Данные нарушения в основном обусловлены необходимостью осуществления предварительной стабилизации углового пространственного движения мусора перед началом процесса его удаления [14].

Для решения проблем, связанных с недостатками выше рассмотренных методов, в работах [15, 16] предлагается использовать различные конфигурации систем аэродинамического торможения (САТ), выполненных в виде надувных тормозных устройств, принцип работы которых заключается в увеличении площади поперечного сечения удаляемого космического объекта для усиления воздействия остаточной атмосферы. Сравнительный анализ эффективности этих систем показал, что они обладают такими преимуществами, как низкая энергозатратность по сравнению с оптико-электронными системами, простота конструкции по сравнению с гарпунными и тросовыми системами, универсальность применения к различным типам мусора в отличие от гравитационных ловителей и экономическая эффективность при массовом производстве. При этом у них есть и недостаток: они эффективны только на низких околоземных орбитах (обычно до $8,0 \cdot 10^5$ м), где сохраняется остаточная атмосфера. На высотах свыше $8,0 \cdot 10^5$ м плотность атмосферы слишком мала для заметного торможения.

Исходя из вышеописанного особую *актуальность* приобретает разработка и исследование технологии аэродинамического торможения, направленное на снижение потенциальных угроз, связанных с функционированием группировок малых КА, что является целью данной работы.

Постановка задачи

Необходимость разработки альтернативных САТ, направленных на увеличение площади поперечного сечения, обусловлена ограниченными возможностями применения

жестких конструкционных элементов (в частности, панелей солнечных батарей, крупногабаритных антенных систем и аналогичных компонентов) на КА [17]. В этой связи актуальной задачей представляется выбор рациональных проектно-конструкторских решений, обеспечивающих требуемый уровень аэродинамического торможения при минимизации массогабаритных характеристик; наряду с этим требуется выполнить количественную оценку времени увода КА с орбиты, что создаст необходимую основу для обоснованного анализа эффективности принятых технических решений.

На Рис. 1 представлен проектный вид демонстрационного модуля предлагаемой САТ, выполненного в форм-факторе типа «CubeSat 1U». Корпус модуля выполнен из квадратной алюминиевой трубы 0,1 x 0,1 м, который облегчен при помощи лазерной обработки.

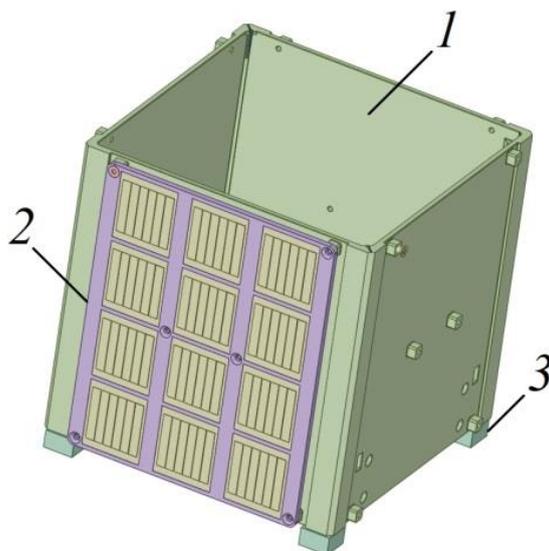


Рисунок 1. Проектный вид модуля в полетной конфигурации:

1 – контейнер; 2 – солнечная панель; 3 – направляющие.

Базовая конструкция модуля включает следующие основные элементы: *сферическая надувная оболочка*, выполненная из полиимидной пленки марки «ПМ-1ЭУ-ОА», которая представлена как основной рабочий элемент; *система наполнения*, для подачи рабочего тела в оболочку; *защитный механизм*, предохраняющий оболочку от механических повреждений; *приводные устройства* для разворачивания и фиксации конструкции; *управляющая система*, содержащая блок контроля и управления процессом разворачивания.

При производстве сферической надувной оболочки возникла технологическая проблема, которая была связана с жесткими температурными режимами в условиях работы САТ. Для решения указанной проблемы был выбран материал из полиимидной пленки типа «ПМ-1ЭУ-ОА», изготовленной в соответствии с ТУ 2055-21680878-002-2001 [18], с номинальной толщиной $1,2 \cdot 10^{-5}$ м, который обладает рабочим диапазоном температур от минус 269 до плюс 300 °С и обеспечивает устойчивость при разворачивании надувной оболочки в условиях эксплуатации.

С учетом потенциальной уязвимости данной системы к механическим повреждениям острыми элементами конструкции КА при разворачивании, была разработана методика схемы разворачивания, которая включает следующие операции: разворачивание с фиксацией выдвижной платформы (Рис. 2), оснащенной электромеханическим приводом; далее при получении команды на разворачивание платформа, она перемещается по двум винтовым направляющим, выходя из корпуса КА. После достижения платформой конечной позиции запускается этап разворачивания – наполнение газом специальной оболочки. Газ подается либо из блока баллончиков, либо с помощью химического аккумулятора давления. При получении управляющего сигнала от блока управления происходит активация механизма надува оболочки посредством открытия пневмоклапана, что создает условия для эффективной защиты оболочки от потенциальных повреждений от элементов конструкции космического аппарата.

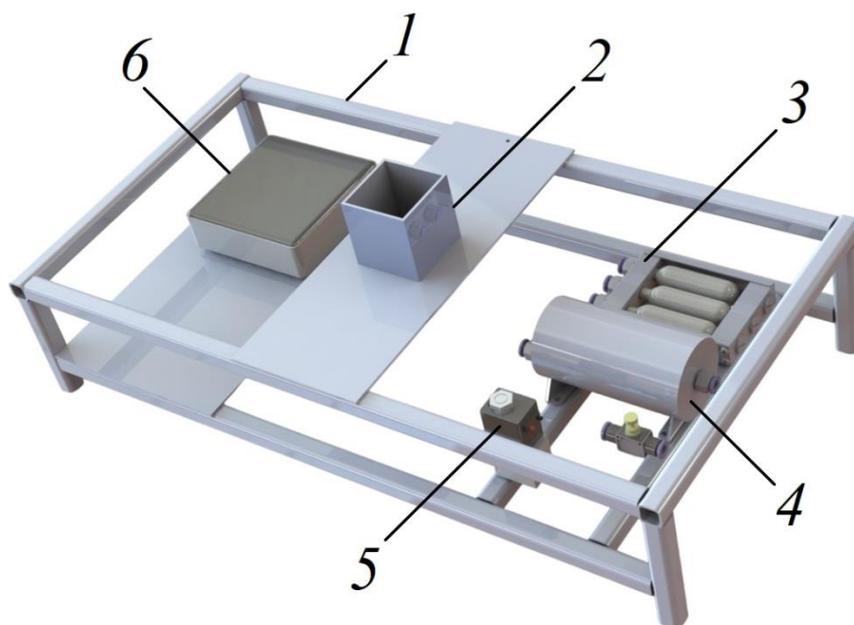


Рисунок 2. Стенд с выдвижной платформой для имитации процесса развертывания системы аэродинамического торможения:

1 – рама стенда; 2 – модуль системы аэродинамического торможения;
3 – блок баллончиков; 4 – ресивер; 5 – пневмоклапан; 6 – блок управления.

В полностью развернутом состоянии система представляет собой сферическую оболочку диаметром 2,0 м, которая представляет собой конструкцию из соединенных элементов встык с применением специальной ленты шириной $2,0 \cdot 10^{-2}$ м методом клеевого соединения. При этом общая площадь поверхности оболочки составляет $12,56 \text{ м}^2$, а площадь проекции сложенной конструкции – $8,39 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$. Далее оболочка приобретает практически идеальную симметричную форму благодаря малым размерам корпуса (общая площадь которого – $6,0 \cdot 10^{-2} \text{ м}^2$) КА с форм-фактором типа «CubeSat 1U».

На Рис. 3 схематически представлена САТ в раскрытом состоянии.

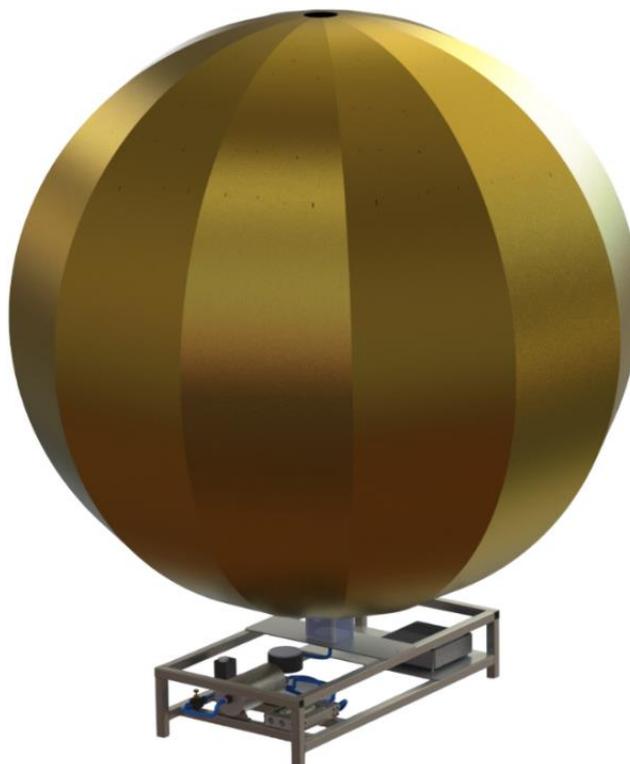


Рисунок 3. Система аэродинамического торможения в раскрытом состоянии.

Увеличение диаметра развернутой оболочки возможно за счет имеющегося конструктивного резерва с учетом максимально достижимой безопасной плотности укладки сложенной оболочки, который можно использовать для увеличения диаметра оболочки. Однако окончательная конфигурация системы будет определена исключительно по результатам оценки времени увода КА.

Методико-аналитический подход к решению поставленной задачи

Движение КА в верхних слоях атмосферы Земли сопровождается действием силы аэродинамического торможения, которая возникает вследствие свободномолекулярного обтекания их корпуса. На величину этой силы влияют такие факторы, как пространственное положение искусственного спутника Земли, положение Солнца, время года и суток, уровень солнечной активности, геомагнитные возмущения и др. [19]. Учитывая требования обеспечения прогнозируемого увода КА с орбиты с использованием САТ, которые подробно изложены в работе [20], наиболее рациональным вариантом является использование надувных оболочек, которые при характерном размере на два порядка больше корпуса КА, что обеспечивает устойчивое значение тормозящей силы вне зависимости от ориентации корпуса аппарата.

С учетом перечисленных факторов математическая модель процесса увода с орбиты КА при использовании САТ может быть представлена в следующем виде:

$$\frac{dh}{dt} = -\frac{2\rho(h,t)C_x S_m V^3}{3m_{КА} g(h)} \cdot e^{\left(-\frac{h}{H}\right)}, \quad (1)$$

где $\frac{dh}{dt}$ – скорость снижения высоты КА, м/с; h – высота КА над поверхностью Земли, м;

$h = r - R_3$; r – расстояние от центра Земли до КА в момент времени t , м; R_3 – радиус Земли, м; $\rho(h, t)$ – плотность атмосферы на высоте h в момент времени t , кг/м³; $\rho(h, t) = \rho_0 \cdot f_{сол}(t) \cdot f_{гео}(t) \cdot f_{сез}(t)$; ρ_0 – начальная плотность атмосферы на высоте h , кг/м³; $f_{сол}(t), f_{гео}(t), f_{сез}(t)$ – коэффициенты, учитывающие солнечную активность, геомагнитные воздействия и сезонные изменения в распределении тепла соответственно, б/р; C_x –

коэффициент аэродинамического сопротивления, б/р; S_m – площадь миделя, м²: $S_m = \frac{\pi D^2}{4}$, D –

диаметр развернутой оболочки САТ, м; V – средняя орбитальная скорость для поддержания соответствующей орбиты, м/с; $m_{КА}$ – масса КА, кг; $g(h)$ – ускорение свободного падения на

высоте h , м/с²: $g(h) = \frac{\mu}{(R_3 + h)^2}$; μ – гравитационный параметр Земли, м³/с²; H – высота

однородной атмосферы, м: $H = H_0 \cdot (1 + k_i \cdot F_i)$; H_0 – базовая высота при среднем значении индекса [21], м; k_i – эмпирический коэффициент, зависящий от физических свойств атмосферы, 1/(с.е.п.); $F_{10,7}$ – индекс солнечной активности, с.е.п. 1,0 с.е.п. = 1,0 · 10⁻²² Вт/(м²·Гц).

Выражение коэффициента аэродинамического сопротивления, характерного для свободномолекулярного обтекания развернутой сферической оболочки имеет вид:

$$C_x = 2 \left(1 + \frac{\pi}{2S} \sin \alpha + \frac{1}{2S^2} \right) \cdot k_x, \quad (2)$$

где S – число скорости, б/р: $S = \frac{V}{\sqrt{\gamma RT}}$; γ – показатель адиабаты, б/р; R – газовая постоянная,

Дж/(кг·К); T – температура набегающего потока, К; α – угол атаки развернутой оболочки, град; k_x – эмпирический коэффициент, зависящий от физико-геометрических характеристик обтекаемого тела, б/р. Для сферической оболочки $k_x = 1,05 \dots 1,15$ [22].

На Рис. 4 представлена зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления от угла атаки развернутой оболочки при движении в верхних слоях атмосферы Земли.

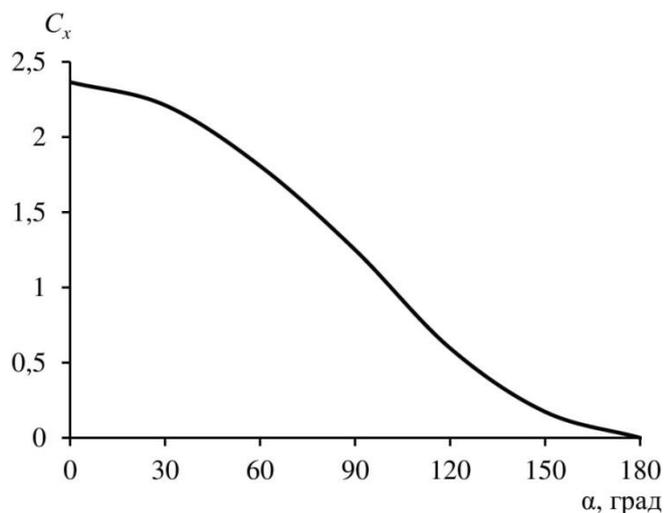


Рисунок 4. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления от угла атаки развернутой оболочки.

Как видно из Рис. 4, при увеличении угла атаки наблюдается снижение коэффициента аэродинамического сопротивления, что обусловлено двумя основными причинами: эффектом отрыва набегающего потока от поверхности КА и уменьшением площади его миделя.

В условиях обеспечения плавного увода КА в плотные слои атмосферы критически важен выбор рационального диапазона углов атаки. Проведенный анализ данных Рис. 4 свидетельствует о необходимости установления угла атаки в пределах $20^\circ \dots 25^\circ$, чтобы снизить риск возникновения неуправляемого вращательного движения КА под действием силы аэродинамического торможения и, следовательно, обеспечить плавное уменьшение высоты орбиты. При указанном диапазоне коэффициент аэродинамического сопротивления принимает значение приблизительно 2,35.

Общее время существования КА может быть определено посредством интегрирования уравнения движения (1), которое производится от начальной высоты h_0 до высоты входа в плотные слои атмосферы $h_{\text{атм}}$:

$$T_c = \int_{h_0}^{h_{\text{атм}}} \frac{dh}{\frac{dh}{dt}} = \int_{h_0}^{h_{\text{атм}}} \frac{dh}{-\frac{2\rho(h,t)C_x S_m V^3}{3m_{\text{КА}} g(h)} \cdot e^{\left(\frac{h}{H}\right)}}. \quad (3)$$

При интегрировании соотношения (3) были приняты следующие основные допущения: орбита остается близкой к круговой ($e \approx 0$ и $V = \text{const}$); не учитываются резкие скачки параметров атмосферы и солнечной активности, что позволяет рассматривать процесс в рамках квазистационарной модели; масса удаляемого КА принимается постоянной и составляет $m_{\text{КА}} = 2,0 \cdot 10^2$ кг; плотность атмосферы изменяется по экспоненциальному закону; предполагается полное развертывание оболочки САТ в рабочем режиме.

На Рис. 5 представлены результаты расчета времени существования КА при его уводе с целевой орбиты до высоты $1,8 \cdot 10^5$ м с использованием САТ. Расчеты выполнены для различных значений уровня солнечной активности и диаметра надувной оболочки по специально созданному программно-алгоритмическому обеспечению. Значения индекса солнечной активности были определены на основе статистических данных, предоставленных Национальным управлением океанических и атмосферных исследований по состоянию на июль 2022 года [23].

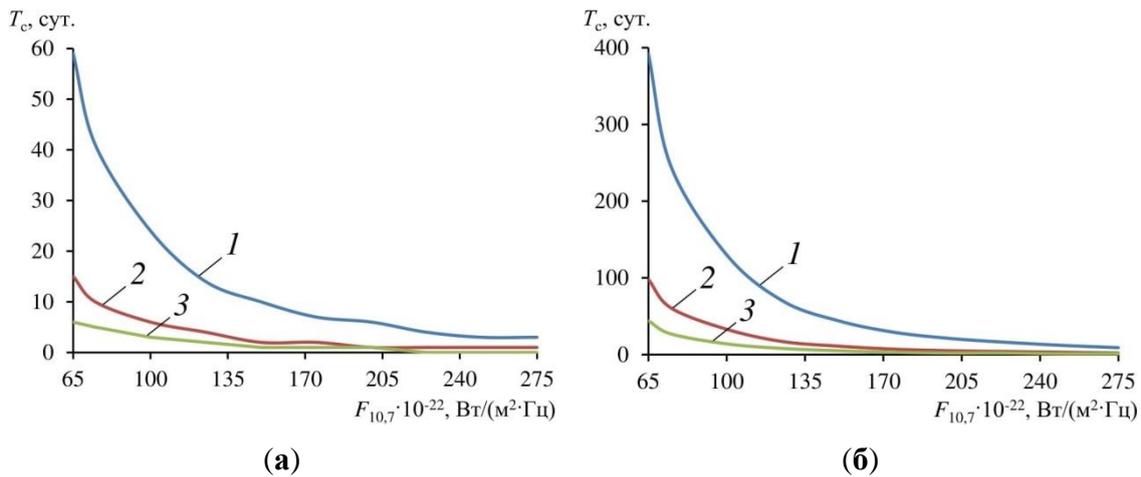


Рисунок 5. Время орбитального существования космического аппарата со системой аэродинамического торможения:
(а) – $h_0 = 5,0 \cdot 10^5$ м; **(б)** – $h_0 = 6,0 \cdot 10^5$ м;
 1 – $D = 1,0$ м; 2 – $D = 2,0$ м; 3 – $D = 3,0$ м.

Анализ результатов, представленных на Рис. 5, позволяет сделать вывод, что увеличение индекса солнечной активности приводит к сокращению времени орбитального существования КА вследствие роста плотности верхних слоев атмосферы. Это связано с разогревом и расширением атмосферы в периоды высокой солнечной активности, что усиливает аэродинамическое торможение и ускоряет увод аппарата с орбиты.

Кроме того, установлено, что при увеличении высоты орбиты вследствие резкого падения плотности атмосферы существенно уменьшается сила аэродинамического торможения, возникающая из-за взаимодействия корпуса КА с молекулами атмосферных газов. Этот фактор – вне зависимости от диаметра оболочки – приводит к заметному увеличению времени орбитального существования КА, что, в свою очередь, усложняет процесс его увода с орбиты. В связи с этим для дальнейших исследований САТ рациональным выбором остается оболочка диаметром 2,0 м. Обоснование данного аспекта заключается в том, что при использовании оболочки диаметром 1,0 м наблюдается значительное увеличение времени увода КА, что снижает операционную эффективность; в то же время применение оболочки диаметром 3,0 м не дает существенного снижения времени увода по сравнению с оболочкой диаметром 2,0 м, однако сопровождается ростом затрат на изготовление и повышает риск отказа в процессе развертывания. Таким образом, оболочка диаметром 2,0 м обеспечивает баланс между эффективностью увода, стоимостью производства и надежностью развертывания.

Заключение

Разработаны и исследованы новые проектно-конструкторские решения, относящиеся к системе аэродинамического торможения с сферической надувной оболочкой из полиимидной пленки марки «ПМ-1ЭУ-ОА», а также выполнен анализ эффективности предложенных технических реализаций с акцентом на оценку времени увода космических объектов с низкой околоземной орбиты с учетом влияния аэродинамических факторов и параметров солнечной активности.

Для объективной оценки полученных результатов проведено сопоставление с концептуальным проектом SWIFT (Spacecraft With Inflatable Termination), ориентированным на разработку надувного паруса парашютного типа, предназначенного для увода нефункционирующих космических объектов массой от 24,0 кг до $2,0 \cdot 10^2$ кг, что делает его потенциальным аналогом рассматриваемой системы аэродинамического торможения [24]. Согласно приведенным в источнике данным, надувной парус с эквивалентным диаметром оболочки 1,38 м, способен обеспечить снижение высоты орбиты с $5,0 \cdot 10^5$ м до $4,0 \cdot 10^5$ м за период менее одного года. При этом время полного схождения аппарата с орбиты до высоты $1,8 \cdot 10^5$ м оценивается в интервале 14–16 месяцев. Проведенный анализ демонстрирует, что

указанные временные показатели существенно превышают аналогичные параметры, достигнутые в рамках предложенного в исследовании технического решения.

Литература:

1. Usovik I.V. Perspective of non-catalogued space debris removal and monitoring // *Acta Astronautica*. 2024. Vol. 215. P. 471–474. DOI: 10.1016/j.actaastro.2023.12.018.
2. Chen S. The space debris problem // *Asian Perspective*. 2011. Vol. 35. No. 4. P. 537–558. DOI: 10.1353/apr.2011.0023.
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. Фирсюк С.О., Лысков Д.В., Терентьев В.В. и др. Спускаемые в атмосферах планет аппараты с аэроупругими (надувными) тормозными устройствами и моделирование тепловых стендовых испытаний их полномасштабных макетов // *Тепловые процессы в технике*. 2015. Т. 7. № 8. С. 370–378. [Firsyuk S.O., Lyskov D.V., Terentev V.V. et al. Descending in the atmospheres of planets vehicles with an inflatable braking device and modeling of thermal tests of full-scale mockups // *Thermal Processes in Engineering*. 2015. Vol. 7. No. 8. P. 370–378 (in Russian)]. EDN: UGSCPX.
5. Shen S., Jin X., Hao C. Cleaning space debris with a space-based laser system // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2014. Vol. 27. No. 4. P. 805–811. DOI: 10.1016/j.cja.2014.05.002.
6. Khomich V.Yu., Shakhmatov E.V., Sviridov K.N. Laser-optical technologies for space debris removal // *Acta Astronautica*. 2025. Vol. 226. No. 1. P. 78–85. DOI: 10.1016/j.actaastro.2024.10.027.
7. Chawla S.K., Malhotra V. Autonomous active space debris-removal system. In: *Proceedings of the 2019 IEEE Aerospace Conference*. Montana, 2019. DOI: 10.1109/AERO.2019.8742169.
8. Sizov D.A., Aslanov V.S. Space debris removal with harpoon assistance: Choice of parameters and optimization // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2020. Vol. 44. No. 4. P. 767–778. DOI: 10.2514/1.G005484.
9. Dudziak R., Tuttle S., Barraclough S. Harpoon technology development for the active removal of space debris // *Advances in Space Research*. 2015. Vol. 56. No. 3. P. 509–527. DOI: 10.1016/j.asr.2015.04.012.
10. Aslanov V.S. Gravitational trap for space debris in geosynchronous orbit // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2019. Vol. 56. No. 4. P. 1277–1281. DOI: 10.2514/1.A34384.
11. Shan M., Guo J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods // *Progress in Aerospace Sciences*. 2016. Vol. 80. P. 18–32. DOI: 10.1016/j.paerosci.2015.11.001.
12. Jang W., Yoon Y., Go M. et al. Dynamic behavior and libration control of an electrodynamic tether system for space debris capture // *Applied Sciences*. 2025. Vol. 15. No. 4. P. 1844. DOI: 10.3390/app15041844.
12. Екимовская А.А., Ермаков В.Ю., Туфан А. Исследование вращающейся тросовой системы в зависимости от силы натяжения троса // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2025. № 10(166). [Ekimovskaya A.A., Ermakov V.Yu., Tufan A. Study of a rotating tethered space system depending on the tether tension force // *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2025. No. 10(166) (in Russian)]. EDN: TDCCMG.
13. Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузиков С.А. и др. Особенности построения малоразмерных космических электродинамических тросовых систем // *Известия Российской академии наук. Энергетика*. 2019. № 3. С. 52–67. [Kulkov V.M., Yegorov Yu.G., Tuzikov S.A. et al. Peculiarities of design for small-size space electrodynamic tether systems // *Bulletin of the Russian Academy of Sciences. Energetics*. 2019. No. 3. P. 52–67 (in Russian)]. DOI: 10.1134/S0002331019030117. EDN: ZTKFIT.
14. Krestina A., Tkachenko I., Ivanushkin M. Design of the aerodynamic deorbiting system for Earth remote sensing small spacecraft. In: *Proceedings of the VIII International Conference on Information Technology and Nanotechnology (ITNT-2022)*. Samara, 2022.
15. Aslanov V.S., Sizov D.A. Rocket bodies removal by inflatable balloon: Attitude motion stabilization/destabilization and break-up altitude regulation // *Acta Astronautica*. 2025. Vol. 236. P. 1203–1216. DOI: 10.1016/j.actaastro.2025.07.060.

16. 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.
17. 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_NIIKAM.pdf?ysclid=mdbkue1qz3879772561.
18. Ермаков В.Ю., Туфан А., Бирюкова М.В. и др. Математическая модель продольного движения космического аппарата на различных участках его полета // Инженерный журнал: наука и инновации. 2023. №. 8 (140). [Ermakov V.Yu., Tufan A., Biryukova M.V. et al. Mathematical model of the spacecraft longitudinal motion in its flight different segments // Engineering Journal: Science and Innovation. 2023. No. 8(140) (in Russian)]. DOI: 10.18698/2308-6033-2023-8-2298. EDN: TSSOHG.
19. 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.
20. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Требования. М.: ИПК Издательство стандартов, 2004. 165 с. [GOST 4401-81. Standart atmosphere. Parameters. Moscow: Izdatelstvo Standartov, 2004. 165 p. (in Russian)].
21. Ковтуненко В.М., Каменко В.Ф., Яскевич Э.П. Аэродинамика орбитальных космических аппаратов. Киев: Наукова Думка, 1977. 157 с. [Kovtunenko V.M., Kamenko V.F., Yaskевич V.P. Aerodynamics of orbital spacecraft. Kyiv: Naukova Dumka, 1977. 157 p. (in Russian)].
22. Solar cycle 25 prediction, NOAA, July 2022 [webpage]. URL: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2022/07/Solar_cycle_25_prediction_NOAA_July_2022.
23. Spaceo develops inflatable sail to deorbit end-of-life satellites [webpage]. URL: <https://spaceo.pt/news-item/spaceo-develops-inflatable-sail-to-deorbit-end-of-life-satellites/>.

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:

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

ФИРСЮК Сергей Олегович, главный конструктор Центра космических технологий, Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), +79166457872, iskramai@yandex.ru.

ГЛОТОВ Михаил Кузьмич, ведущий инженер Центра космических технологий, Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет).

Metadata:

Title: Research on aerodynamic braking technology for deorbiting small spacecraft

Author 1: 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 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: 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 5: Mihail Kuz'mich Glotov, Lead Engineer of the Space Technology Center, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe Shosse, 125993 Moscow, Russia.

Abstract: This paper presents a scientific and methodological approach to addressing the problem of anthropogenic debris in near-Earth space caused by small-sized objects, using an aerodynamic braking system integrated into the design of a small spacecraft with a "Cubesat" form factor. A review and analysis of the applicability of existing and prospective methods for space debris removal has been conducted, including the use of optoelectronic and harpoon systems, gravitational catchers, electrodynamic tether systems, and aerodynamic braking systems. An assessment has been performed of the orbital lifetime of a spacecraft in low Earth orbit when employing an aerodynamic braking system, taking into account the influence of aerodynamic factors and solar activity parameters.

Keywords: aerodynamic braking system, small spacecraft, inflatable shell, space object deorbiting time, anthropogenic space debris accumulation.