

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.78

doi: 10.18698/0536-1044-2023-5-101-111

Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы.

Часть 1. Проектный облик. Движение в разреженной атмосфере

С.В. Резник, Е.Н. Абрамова

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Key issues of creating the inflatable braking devices for removal of the failed satellites into the atmosphere dense layers. Part 1. Conceptual design. Motion in the rarefied atmosphere

S.V. Reznik, E.N. Abramova

Bauman Moscow State Technical University

Освоение околоземного космического пространства сопровождается появлением на околоземных орбитах космического мусора, состоящего из искусственных спутников, элементов космических аппаратов, ракет-носителей и разгонных блоков, исчерпавших ресурс. Высокая активность энтузиастов, создающих наноспутники CubeSat, заставляет делать мрачные прогнозы засорения космоса. Для очистки околоземного космоса от мусора предлагаются разнообразные проекты, предусматривающие сбор уже накопившегося мусора и оснащения нового поколения объектов ракетно-космической техники средствами для перевода на орбиты захоронения или в плотные слои атмосферы. К перспективным средствам борьбы с космическим мусором относятся надувные тормозные устройства, предназначенные для увода скрепленных объектов в плотные слои атмосферы. Температурное состояние надувного тормозного устройства формируется под действием потоков теплового излучения от Солнца и Земли и кинетического нагрева, вызванного движением в разреженной атмосфере. Рассмотрены варианты проектного облика надувного тормозного устройства для наноспутников CubeSat, находящихся на низких околоземных орбитах. Приведены результаты моделирования движения тонкостенной сферической оболочки надувного тормозного устройства. Выполнена оценка времени достижения спутником плотных слоев атмосферы.

Ключевые слова: космический мусор, очистка околоземного космоса, надувное тормозное устройство, полимерные пленки, разреженная атмосфера, моделирование движения

Development of the near-Earth space is accompanied by space debris appearing in the near-Earth orbits and consisting of artificial satellites, elements of other spacecraft, launch vehicles and upper stages with the exhausted resource. High activity of enthusiasts creating nanosatellites of the CubeSat class forces to make gloomy forecasts of space pollution. To clean the near-Earth space from debris, a variety of projects is proposed that provide for collection of the already accumulated debris and equipping the new generation of rocket and space systems with means for transferring to the burial orbits or into the atmosphere dense layers. Promising means of eliminating space debris include inflatable braking devices designed to transfer the fastened objects into the atmosphere dense layers. The braking device temperature state is formed under the influence of thermal radiation flows from the Sun and the Earth and kinetic heating caused by motion in the rarefied atmosphere. The paper considers options of the conceptual design of an inflatable braking device for nanosatellites of the CubeSat class positioned in the low Earth orbits. Results are provided of simulating motion of the thin-walled spherical shell of the inflatable braking device. Duration of reaching the atmosphere dense layers was estimated.

Keywords: space debris, near-Earth space cleanup, inflatable braking device, polymer films, rarefied atmosphere, motion simulation

Среди актуальных проблем освоения космического пространства выделяется очистка околоземных орбит от большого числа вышедших из строя космических аппаратов (КА) и элементов средств выведения. Согласно данным Европейского космического агентства, в январе 2022 г. на околоземной орбите находилось около 27 000 объектов космического мусора (рис. 1) [1].

Заметную долю в этом мусоре занимают малые спутники (микро-, нано-, пикоразмерные), которые разрабатывают в инициативном порядке коллективы студенческой молодежи. Нередко предпочтение отдается наноспутникам CubeSat с параметрами, отвечающими единому стандарту 1U (размерами $100 \times 100 \times 100$ мм³ и массой 1,3 кг). Однако из-за сравнительно небольшого срока службы, составляющего от нескольких недель до

нескольких месяцев, такие спутники могут усугублять проблему космического мусора.

Одним из направлений борьбы с загрязнением околоземного пространства является оснащение спутников системами, позволяющими удалять их с рабочей орбиты после окончания срока службы. Известны проекты, предусматривающие захват одного или нескольких спутников с помощью сетей, гарпунов, клеящих составов с последующим уводом в плотные слои атмосферы или на орбиты захоронения.

Сообщалось о возможности переработки таких спутников в компоненты ракетного топлива непосредственно на орбите [2]. Средствами увода спутников с рабочей орбиты могут быть бортовые двигательные установки, тросовые и солнечные парусные системы, надувные тор-

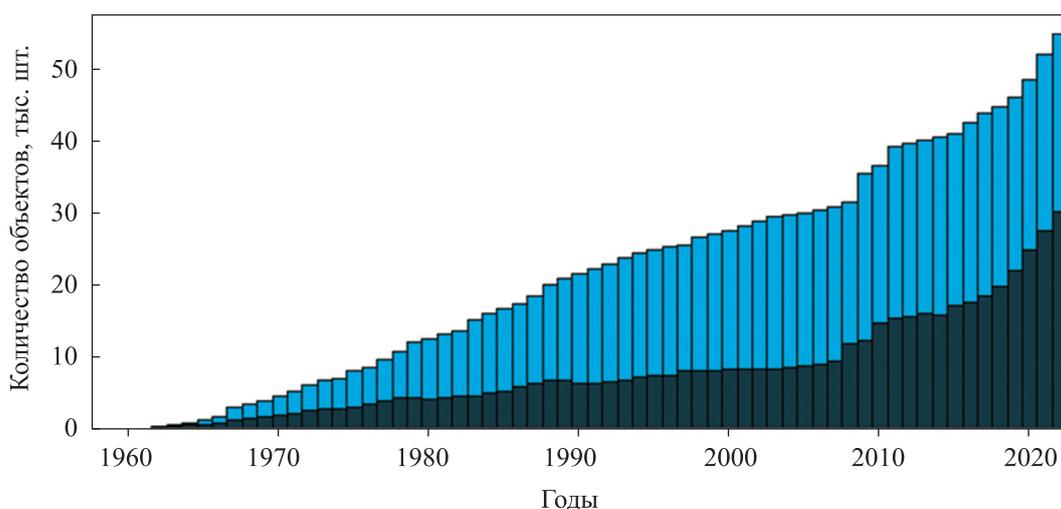


Рис. 1. Динамика увеличения общего количества объектов (■) и количества действующих объектов (■) на околоземных орбитах

мозные устройства (НТУ), а также потоки лазерного излучения [3–19].

Научно-технический задел. При выборе системы увода неизбежно возникают вопросы весовой, энергетической и финансовой эффективности технических решений. В этом смысле НТУ обладают следующими преимуществами перед аналогами.

Во-первых, в ракетно-космической технике уже имеется опыт создания разнообразных объектов с надувными оболочками: посадочных амортизаторов автоматических лунных и марсианских станций, шлюзов, скафандров, тепловых экранов, атмосферных шаров-зондов, спутников-ретрансляторов, рефлекторов космических антенн и орбитальных космических модулей [20].

Во-вторых, надувную оболочку можно компактно уложить в бортовой контейнер и придать желаемую форму при малой массе.

В-третьих, конструкционные материалы для надувных оболочек серийно выпускают промышленные предприятия.

В настоящее время проектные исследования НТУ могут опираться на фундаментальные результаты в области аэрогазодинамики разреженных сред [21–28] и лучистого теплообмена КА вблизи небесных тел [29–32].

За последние годы проведены обстоятельные теоретические исследования движения спутников с НТУ в форме сферической оболочки разного диаметра [15, 19]. Установлена взаимосвязь размеров НТУ, высоты исходной орбиты и времени спуска на высоту 100 км для сгорания в плотных слоях атмосферы.

Описаны варианты конструкции, технологии изготовления и компактной укладки в транспортный отсек тонкопленочных оболочек НТУ [16, 17, 19].

Определены составы бортового оборудования, приборного оснащения и средств надува оболочек от миниатюрных баллонов со сжатым газом и с помощью паров, испаряемых/возгоняемых веществ [11, 12].

Вместе с тем некоторые ключевые факторы, влияющие на работоспособность конструкции НТУ, изучены недостаточно. К их числу относятся:

- тепловой режим оболочки НТУ в процессе орбитального движения в условиях комбинированного воздействия потоков теплового излучения от Солнца и Земли и кинетического нагрева;

- напряженно-деформированное состояние вариантов оболочки НТУ на характерных участках орбитального движения и спуска в атмосфере;

- вероятность пробоя оболочки НТУ микрометеороидами и элементами малого космического мусора при движении с околоземных орбит разной высоты;

- устойчивость движения системы спутник — НТУ с различными видами гибкой и жесткой связи.

Цель работы — определение рациональных параметров конструкции и технологии изготовления НТУ, гарантирующих увод спутников заданной массы в плотные слои атмосферы для последующей ликвидации под действием потоков теплового излучения от Солнца и Земли и кинетического нагрева.

Варианты проектного облика НТУ. Принцип действия НТУ основан на многократном увеличении геометрических размеров для достижения большей тормозящей силы. Благодаря этому НТУ обеспечивает снижение спутника в плотные слои атмосферы, где разрушается вместе с ним под действием высоких тепловых и механических нагрузок.

В анализе работы НТУ большое значение имеет высота исчерпания несущей способности и герметичности, после которых погружение КА в атмосферу выйдет из-под контроля, а может и вовсе не состояться.

Оболочка НТУ должна обладать высокой парусностью и быть достаточно прочной и термостойкой, чтобы выдерживать нагрузки, возникающие при движении по околоземной орбите в течение времени, необходимого для достаточного снижения орбиты КА. Для раскрытия в нужный момент необходима малая липкость материала оболочки.

Для изготовления оболочки НТУ предпочтительнее использовать полимерные пленки, имеющие необходимую стойкость к действию факторов космического пространства [33], таких как корпускулярная радиация, ультрафиолетовое излучение Солнца, атомарный кислород, высокие и низкие температуры (табл. 1) [34, 35].

Благодаря широкому диапазону рабочих температур, высокой радиационной стойкости и значительному опыту использования в ракетно-космической технике наиболее подходящей для изготовления НТУ является полиимидная пленка.

Таблица 1

Характеристики полимерных пленок

Материал (производитель)	Плотность, кг/м ³	Диапазон рабочих температур, °С	Прочность на разрыв, МПа	Доза излучения, вызывающая ухуд- шение свойств*, МГр	Объемный коэффициент эрозии, $R_V \cdot 10^{24}$, см ³ /атом О
Полиэтилентерефталат (Mylar)	1390...1400	-65...+155	172	2	3,20
Полиимид (Kapton)	1400...1430	-269...+300	150...180	100	3,30
Политетрафторэтилен (Teflon)	2120...2280	-269...+260	14...34	5	0,10...0,37

* Пороговая доза уменьшения в 2 раза прочности при разрыве.

Форма НТУ влияет на эффективность устройства. Для достижения необходимых аэродинамических характеристик можно сочетать простые формы (рис. 2). При этом не все элементы конструкции должны быть надув-

ными, возможно использование парусных элементов.

В качестве примера на рис. 3 приведены характеристики оболочек разной формы, выполненных из полиимидной пленки толщиной

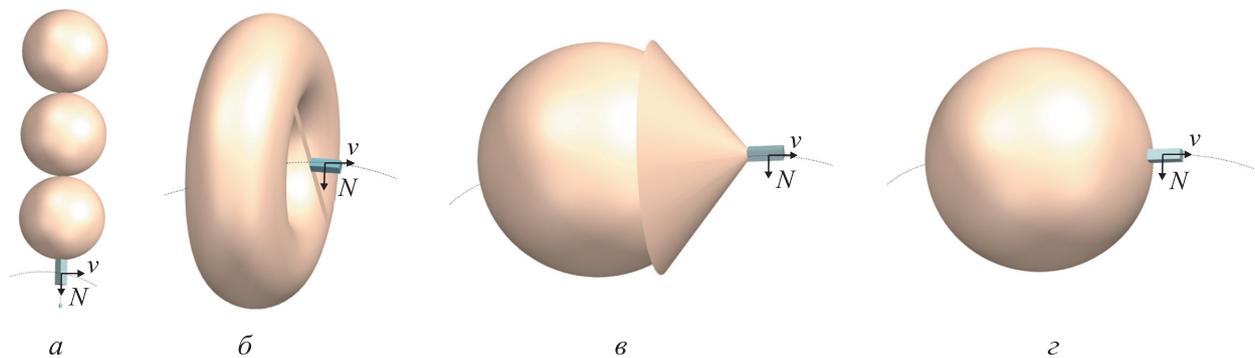


Рис. 2. Варианты форм оболочки для НТУ:

a — три сферы; *b* — тор; *v* — сфера с парусным элементом; *z* — сфера; *v* — скорость движения центра масс; *N* — направление силы тяжести

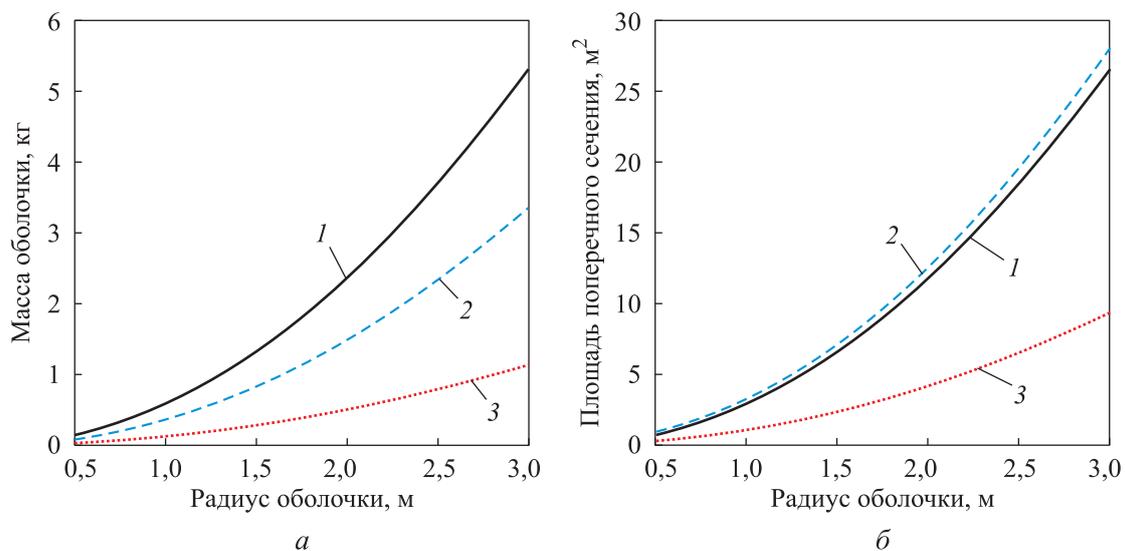


Рис. 3. Зависимости массы (*a*) и площади поперечного сечения (*b*) от радиуса оболочки в форме трех сфер (1), тора (2) и сферы (3)

20 мкм и плотностью 1500 кг/м³. За радиус тора принято расстояние от оси вращения до центра образующей окружности (радиус которой равен половине этого расстояния), а за радиус трех шаров — сумма их радиусов.

Для первоначальных исследований выбрана сферическая оболочка, так как аэродинамические характеристики сферических тел достаточно изучены. Выбор формы, диаметра и толщины оболочки подчинен требованиям создания достаточной тормозящей силы и ограничен размерами и массой модуля торможения, отвечающего стандарту 1U.

Величиной, характеризующей отношение объема компактно уложенной пленки к объему контейнера, является коэффициент плотности укладки. Согласно экспериментальным данным [16], этот коэффициент варьируется в пределах 0,4...0,8. Сложенная оболочка помещена в раскрывающийся контейнер, который прикреплен к КА (рис. 4).

Объект исследования — НТУ наноспутника CubeSat, состоящего из двух модулей с параметрами, соответствующими стандарту 2U, т. е. с размерами 200×100×100 мм³ и начальной массой 2,66 кг (см. рис. 4).

НТУ представляет собой тонкостенную сферическую оболочку 3 из полимерной пленки. До поступления команды на торможение спутника оболочка находится в свернутом положении в контейнере 2, имеющем размеры 1U. Развертывание оболочки происходит под действием внутреннего давления от системы наддува 1 по команде системы управления 4.

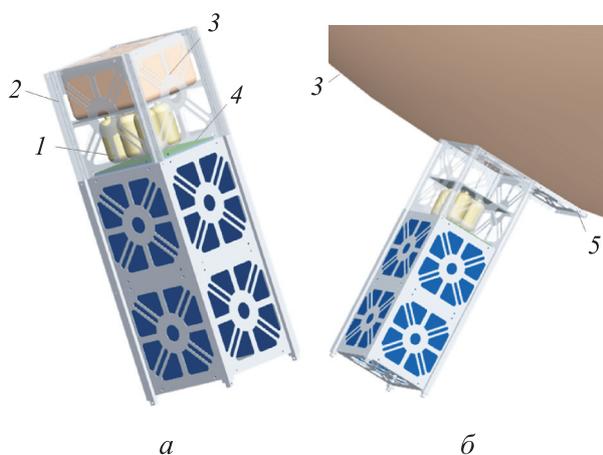


Рис. 4. Внешний вид спутников с закрытым контейнером (а) и раскрывшейся оболочкой (б): 1 — система наддува; 2 и 5 — контейнер и его крышка; 3 — сферическая оболочка; 4 — система управления

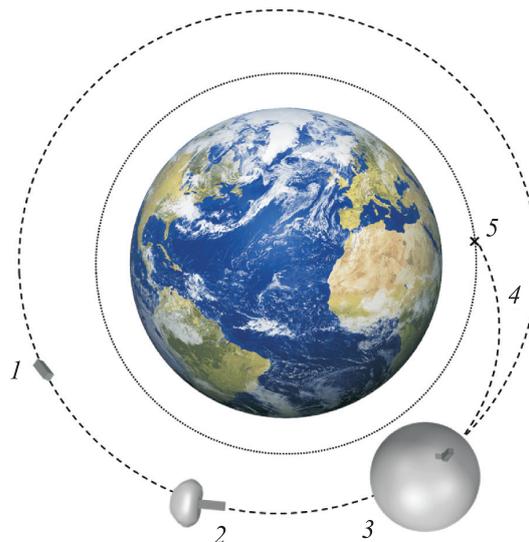


Рис. 5. Схема увода спутника в плотные слои атмосферы с помощью НТУ:

- 1 — движение по рабочей орбите; 2 — развертывание надувной оболочки; 3 — начало торможения;
- 4 — движение в плотные слои атмосферы;
- 5 — разрушение в плотных слоях атмосферы

Известны два основных способа наддува оболочек: с помощью сублимируемого вещества или редуцирования сжатого газа. Для возгонки порошковых материалов типа бензойной кислоты применен солнечный нагрев [12], а для материалов типа парафина — электрический [13]. Развертывание с использованием сжатого газа опробовано в лабораторных условиях [14].

Схема увода спутника в плотные слои атмосферы с помощью НТУ показана на рис. 5.

Содержательная постановка задачи движения в разреженной атмосфере. Рассмотрим устойчивое движение системы спутник — НТУ по низкой околоземной орбите под действием силы тяжести и аэродинамических сил. Движение этой системы вокруг центра масс не учитываем. Размеры спутника принимаем малыми по сравнению с размерами сферической тонкостенной оболочки НТУ, а его возмущающее влияние на оболочку — пренебрежимо малым.

В силу осесимметричного обтекания сферической оболочки коэффициент подъемной силы C_y равен нулю ($C_y = 0$). Действие солнечного давления на оболочку по сравнению с другими силами в заданном диапазоне высот считаем незначительным. Предполагаем, что в процессе орбитального движения форма оболочки остается неизменной. Под тормозящим действием атмосферы оболочка теряет ско-

рость и уводит спутник в плотные слои атмосферы. Определим время движения с начальной орбиты высотой 300 км до высоты 100 км.

С учетом принятых допущений математическая модель динамики орбитального движения системы спутник — НТУ в разреженной атмосфере Земли имеет вид [27, 35]

$$\begin{aligned} \frac{dv}{d\tau} &= -\sigma_x g_0 \frac{\rho v^2}{2} - g \sin \theta; \\ \frac{d\theta}{d\tau} &= \sigma_x K g_0 \frac{\rho v}{2} + \left(\frac{v}{R} - \frac{g}{v} \right) \cos \theta; \\ \frac{dH}{d\tau} &= v \sin \theta; \\ \frac{dL}{d\tau} &= v \frac{R_E}{R} \cos \theta; \\ g_0 &= \gamma \frac{M_E}{R_E^2}; \quad g = g_0 \frac{R_E^2}{R^2}; \quad \sigma_x = \frac{C_x S_m}{Mg}; \quad K = \frac{C_y}{C_x}; \\ \tau = 0: v(0) &= v_0; \quad H(0) = H_0; \\ \theta(0) &= \theta_0; \quad L(0) = L_0, \end{aligned}$$

где 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, $R = R_E + H$ (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.

Для определенности выбран баллистический спуск, происходящий без участия подъемной силы. Численное решение системы уравнений выполнено с помощью метода Рунге — Кутты четвертого порядка точности. Интегрирование проведено с шагом 100 с.

При моделировании атмосфера условно разбивалась на два участка по числу Кнудсена

$$\text{Kn} = l/l_{sc},$$

где l — средняя длина свободного пробега молекулы; l_{sc} — характерный линейный размер НТУ.

Первый участок с режимом свободномолекулярного обтекания соответствовал числу Кнудсена $\text{Kn} > 0,01$, второй, где реализован режим сплошной среды, — $\text{Kn} \leq 0,01$. Для расчетов использованы модель стандартной атмосферы [36] и модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли [37].

При свободномолекулярном режиме обтекания коэффициент лобового сопротивления сферы определяется выражением [22]

$$C_x = 2 + \frac{4}{3S} \left(\frac{\pi T_r}{T_\infty} \right)^{\frac{1}{2}} + \frac{1}{S^2}.$$

Здесь S — отношение скорости набегающего потока к наиболее вероятной тепловой скорости молекул в потоке; T_r и T_∞ — температура газа в отраженном и набегающем потоке соответственно (в данном случае речь идет об отражении молекулярных потоков, а не теплового излучения).

Зависимость отношения скоростей S от высоты орбитального движения при различных уровнях солнечной активности заимствована из работы [22]. Для расчета принята минимальная в текущем одиннадцатилетнем цикле солнечная активность $F_{10,7} = 65$ Вт/(м²·Гц) при местном времени $t_m = 4$ ч. Как и в работе [28], отношение температур $T_r/T_\infty = 0,4$.

Моделирование проведено для сферической оболочки НТУ со стенкой толщиной 20 мкм, уводящей с орбиты высотой 300 км наноспутник CubeSat, состоящий из двух функциональных модулей. В результате расчетов установлена взаимосвязь диаметра сферической оболочки НТУ и времени спуска системы спутник — НТУ в плотные слои атмосферы (табл. 2 и рис. 6).

Таблица 2

Значения времени спуска спутника CubeSat, отвечающего стандарту 2U, в плотные слои атмосферы при разном диаметре оболочки НТУ

Диаметр оболочки, м	Масса системы спутник — НТУ, кг	Время спуска, ч
1	2,986	12,78
2	3,268	6,61
3	3,800	5,08
4	4,549	4,39
5	5,518	4,03
6	6,794	3,81

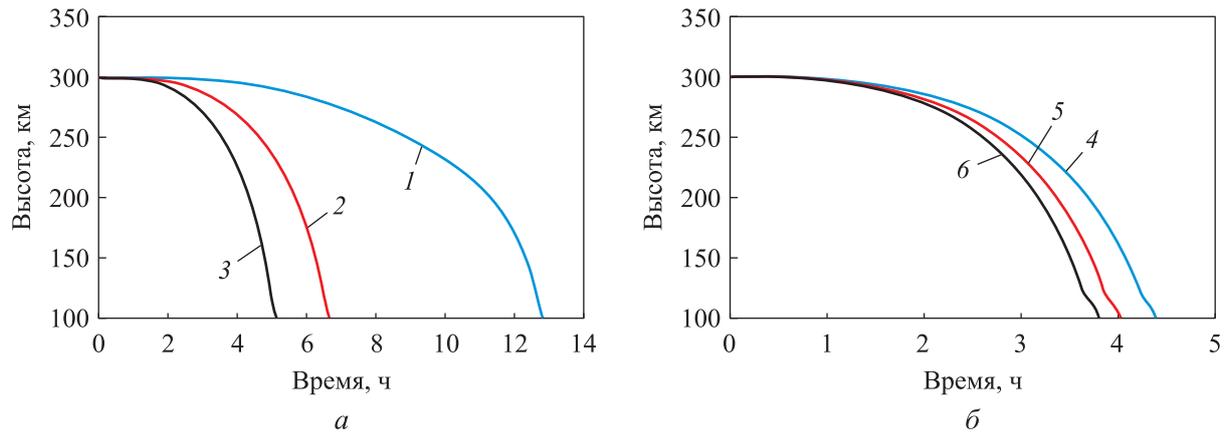


Рис. 6. Взаимосвязь высоты орбиты и времени спуска системы спутник — НТУ в плотные слои атмосферы при различных значениях диаметра сферической оболочки НТУ: а — $d = 1$ (1), 2 (2) и 3 м (3); б — $d = 4$ (4), 5 (5) и 6 м (6)

Масса системы спутник — НТУ определена по формуле

$$M_{\Sigma} = nM_u + M_c + M_{sd} + M_{inf},$$

где n — число единичных модулей в CubeSat (за исключением модуля с транспортным контейнером и надувной оболочкой), $n = 2$; M_u — масса наноспутника CubeSat, соответствующего стандарту 1U, с полезной нагрузкой; M_c — масса пустого контейнера, $M_c = 162$ г; M_{sd} — масса сферической оболочки НТУ; M_{inf} — масса системы надува.

При увеличении диаметра сферической оболочки время спуска уменьшается, причем характер зависимости нелинейный. Судя по результатам расчетов, три варианта системы спутник — НТУ с диаметром оболочки $d = 1, 2$ и 3 м удовлетворяют ограничению по массе стандарта 3U (3,990 кг).

При этом наименьшее время спуска ожидается у системы массой 3,800 кг с оболочкой НТУ диаметром 3 м. Для такой системы спуск с орбиты высотой 300 км до условной границы атмосферы 100 км может длиться около 5 ч.

Полученные результаты удовлетворительно согласуются с данными работы [15], авторы которой определили время спуска с высоты 300 км для следующих значений массы системы спутник — НТУ и диаметра сферической оболочки: 3,6 кг — 2,83 м; 5,4 кг — 3,33 м; 9 кг — 4,47 м; 14,4 кг — 5,66 м; 21,6 кг — 6,92 м.

Расчетное время спуска в работе [15] составило $2,9 \pm 0,1$ ч, а в настоящей статье — $3,9 \pm 0,1$ ч. Разница в результатах может быть обусловлена неодинаковыми значениями плот-

ности атмосферы и коэффициента лобового сопротивления при свободномолекулярном режиме обтекания из-за различий в учете уровня солнечной активности.

Выводы

1. Разработку эффективных технических решений по очистке околоземного космического пространства от космического мусора с помощью НТУ целесообразно проводить в рамках системного подхода с учетом междисциплинарного характера решаемой проблемы, включающей в себя вопросы баллистики, аэродинамики, теплофизики, механики и материаловедения.

2. Приоритетное значение при выборе параметров НТУ должна иметь стойкость его оболочки к внешним механическим и тепловым воздействиям. Однако выявление закономерностей изменения температурного состояния тонкостенной оболочки и вероятность пробоя микрометеороидами и элементами малого космического мусора находятся в зависимости от времени спуска системы спутник — НТУ с рабочей орбиты. Проведены расчетно-теоретические исследования времени спуска наноспутника CubeSat с двумя стандартными модулями и сферической оболочкой НТУ разного диаметра с околоземной орбиты высотой 300 км. Установлено, что при суммарной массе системы с НТУ диаметром 3 м, равной 3,800 кг и отвечающей стандарту 3U, время спуска с орбиты высотой 300 км до условной границы атмосферы 100 км может составить около 5 ч.

Литература

- [1] ESA's annual space environment report. ESA Space Debris Office, 2022. 120 p.
- [2] Баркова М.Е. *Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве*. Труды МАИ, 2018, № 103. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=100712>
- [3] Phipps C.R., Baker K.L., Libby S.B. et al. *Removing orbital debris with lasers*. Adv. Space Res., 2012, vol. 49, no. 9, pp. 1283–1300, doi: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2012.02.003>
- [4] Палий А.С. Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы). *Техническая механика*, 2012, № 1, с. 94–102.
- [5] Ключников В.Ю. Как очистить околоземное пространство от космического мусора? *Воздушно-космическая сфера*, 2019, № 1, с. 96–107, doi: <https://doi.org/10.30981/2587-7992-2019-98-1-96-107>
- [6] Палий А.С. Об эффективности устройства аэродинамического торможения для увода космических аппаратов. *Техническая механика*, 2012, № 4, с. 82–90.
- [7] Палий А.С. Разработка методики проектирования аэродинамических систем увода космических аппаратов с околоземных орбит. *Восточно-Европейский журнал передовых технологий*, 2015, т. 1, № 9, с. 11–15.
- [8] Алпатов А.П., Палий А.С., Скорик А.Д. Аэродинамические системы увода космических объектов. *Техническая механика*, 2015, № 4, с. 126–138.
- [9] Рыжков В.В., Сулинов А.В. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2018, т. 17, № 4, с. 115–128, doi: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128>
- [10] Леонов А.Г., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Космические аппараты для утилизации космического мусора*. Москва, АО ВПК «НПО машиностроения», 2019. 48 с.
- [11] Nakasuka S., Senda K., Watanabe A. et al. *Simple and small de-orbiting package for nanosatellites using an inflatable balloon*. Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space. Sci., 2009, vol. 7, no. 26, doi: https://doi.org/10.2322/tstj.7.Tf_31
- [12] Nock K., Gates K., Aaron K. Gossamer orbit lowering device (GOLD) for safe and efficient de-orbit. *AIAA Paper*, 2010, no. 2010–7824, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2010-7824>
- [13] Horn A.C. A low cost inflatable CubeSat drag brake utilizing sublimation. MS thesis. Old Dominion University, 2017. 99 p.
- [14] Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К. и др. Предложение по созданию устройства для схода наноспутников CUBESAT с низких околоземных орбит. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 3, с. 20–26.
- [15] 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. 10–18.
- [16] Крестина А.В., Ткаченко И.С. Методика выбора проектных параметров системы увода малых космических аппаратов с орбиты. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, № 8, doi: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2002>
- [17] Крестина А.В., Ткаченко И.С., Волгин С.С. и др. Устройство аэродинамической системы увода малого космического аппарата с орбиты. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, № 1, doi: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-1-2143>
- [18] Трофимов С.П. *Увод малых космических аппаратов с низких околоземных орбит*. Дисс. ... канд. физ.-мат. наук. Москва, ИПМ имени М.В. Келдыша, 2015. 125 с.
- [19] Юдин А.Д. *Разработка способа увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит*. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МАИ, 2021. 139 с.
- [20] Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. *Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов — прорывная технология в ракетно-космической технике*. Химки, НПО им. С.А. Лавочкина, 2019. 488 с.
- [21] Коган М.Н. *Динамика разреженного газа*. Москва, Наука, 1967. 440 с.
- [22] Ковтуненко В.М., Камеко В.Ф., Яскевич Э.П. *Аэродинамика орбитальных космических аппаратов*. Киев, Наукова думка, 1977. 156 с.

- [23] Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А. *Аэрогидромеханика*. Москва, Машиностроение, 1993. 608 с.
- [24] Баранцев Р.Г. *Схема изолированного отражения атомов газа от твердой поверхности*. В: *Аэродинамика разреженных газов*. Вып. 2. Ленинград, Изд-во ЛГУ, 1965, с. 253–271.
- [25] Баранцев Р.Г. *Взаимодействие разреженных газов с обтекаемыми поверхностями*. Москва, Наука, 1975. 344 с.
- [26] Черняк В.Г. *Кинетика разреженного газа*. Санкт-Петербург, Лань, 2018. 540 с.
- [27] Нариманов Г.С., Тихонравов М.К., ред. *Основы теории полета космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1972. 608 с.
- [28] Закиров М.А. *Газодинамические параметры свободномолекулярного потока перед выпуклыми и вогнутыми телами*. Ученые записки ЦАГИ, 1971, т. 2, № 6, с. 129–139.
- [29] Фаворский О.Н., Каданер Я.С. *Вопросы теплообмена в космосе*. Москва, Высшая школа, 1972. 300 с.
- [30] Петров Г.И., ред. *Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей среды*. Москва, Машиностроение, 1971. 382 с.
- [31] Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучев О.В. *Расчет теплообмена космического аппарата*. Москва, Машиностроение, 1979. 208 с.
- [32] Кобранов Г.П., Цветков А.П., Белов А.И. и др. *Внешний теплообмен космических объектов*. Москва, Машиностроение, 1977. 104 с.
- [33] Панасюк М.И., Новиков Л.С. *Модель космоса. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов*. Москва, КДУ, 2007. 1144 с.
- [34] Паншин Ю.А., Малкевич С.Г., Дунаевская Ц.С. *Фторопласты*. Ленинград, Химия, 1978. 232 с.
- [35] Голомазов М.М., Иванков А.А. Программный комплекс для разработки систем тепловой защиты космических аппаратов, спускаемых в атмосферах планет. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 3, с. 41–53.
- [36] ГОСТ 4401–81. *Стандартная атмосфера. Параметры*. Москва, ИПК Изд-во стандартов, 2004. 180 с.
- [37] ГОСТ 25645.115–84. *Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли*. Москва, Изд-во стандартов, 1991. 33 с.

References

- [1] ESA's annual space environment report. ESA Space Debris Office, 2022. 120 p.
- [2] Barkova M.E. *The satellite for utilization of space debris in near-earth space*. Trudy MAI, 2018, no. 103. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=100712> (in Russ.).
- [3] Phipps C.R., Baker K.L., Libby S.B. et al. *Removing orbital debris with lasers*. Adv. Space Res., 2012, vol. 49, no. 9, pp. 1283–1300, doi: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2012.02.003>
- [4] Paliy A.S. Methods and means of spacecrafts withdrawal from working orbits (state of the problem). *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2012, no. 1, pp. 94–102. (In Russ.).
- [5] Klyushnikov V.Yu. *How to remove space debris from near-earth space? Vozdushno-kosmicheskaya sfera [Aerospace Sphere Journal]*, 2019, no. 1, pp. 96–107, doi: <https://doi.org/10.30981/2587-7992-2019-98-1-96-107> (in Russ.).
- [6] Paliy A.S. On the effectiveness of aerodynamic braking device for spacecraft maneuvering. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2012, no. 4, pp. 82–90. (In Russ.).
- [7] Paliy A.S. Development of methodology for designing aerodynamic spacecraft de-orbit systems. *Vostochno-Evropeyskiy zhurnal peredovykh tekhnologiy [Eastern-European Journal of Enterprise Technologies]*, 2015, vol. 1, no. 9, pp. 11–15. (In Russ.).
- [8] Alpatov A.P., Paliy A.S., Skorik A.D. Aerodynamic systems of space objects withdrawal. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2015, no. 4, pp. 126–138. (In Russ.).
- [9] Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. Propulsion systems and low-thrust rocket engines based on various physical principles for control systems of small and micro-spacecraft. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroyeniye [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering]*, 2018, vol. 17, no. 4, pp. 115–128, doi: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128> (in Russ.).

- [10] Leonov A.G., Zelentsov V.V., Shcheglov G.A. *Kosmicheskie apparaty dlya utilizatsii kosmicheskogo musora* [Space apparatus for debris utilization]. Moscow, AO VPK «NPO mashinostroeniya» Publ., 2019. 48 p. (In Russ.).
- [11] Nakasuka S., Senda K., Watanabe A. et al. *Simple and small de-orbiting package for nanosatellites using an inflatable balloon*. Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space. Sci., 2009, vol. 7, no. 26, doi: https://doi.org/10.2322/tstj.7.Tf_31
- [12] Nock K., Gates K., Aaron K. Gossamer orbit lowering device (GOLD) for safe and efficient de-orbit. *AIAA Paper*, 2010, no. 2010-7824, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2010-7824>
- [13] Horn A.C. *A low cost inflatable CubeSat drag brake utilizing sublimation*. MS thesis. Old Dominion University, 2017. 99 p.
- [14] Nesterin I.M., Pichkhadze K.M., Sysoev V.K. et al. Proposal for the creature device to deorbit nanosatellites cubesat in low earth orbit. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2017, no. 3, pp. 20–26. (In Russ.).
- [15] 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, pp. 10–18. (In Russ.).
- [16] Krestina A.V., Tkachenko I.S. A method for selecting design parameters of a small spacecraft de-orbiting system. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2020, no. 8, doi: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2002> (in Russ.).
- [17] Krestina A.V., Tkachenko I.S., Volgin S.S. et al. An aerodynamic de-orbiting system device for small satellites. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2022, no. 1, doi: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-1-2143> (in Russ.).
- [18] Trofimov S.P. *Uvod malykh kosmicheskikh apparatov s nizkikh okolozemnykh orbit*. Diss. kand. fiz.-mat. nauk [Small spacecraft drive from low earth orbits. Kand. phys.-math. sci. diss.]. Moscow, IPM imeni M.V. Keldysha Publ., 2015. 125 p. (In Russ.).
- [19] Yudin A.D. *Razrabotka sposoba uvoda nanosputnikov CubeSat s nizkikh okolozemnykh orbit*. Diss. kand. tekhn. nauk [Development of a method of removing CubeSat nanosatellites from low Earth orbits. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2021. 139 p. (In Russ.).
- [20] Finchenko V.S., Pichkhadze K.M., Efanov V.V. *Naduvnye elementy v konstruktsiyakh kosmicheskikh apparatov — proryvnaya tekhnologiya v raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Inflatable elements in spacecraft structures — breakthrough technology for rocket and space engineering]. Khimki, NPO im. S.A. Lavochkina Publ., 2019. 488 p. (In Russ.).
- [21] Kogan M.N. *Dinamika razrezhennogo gaza* [Dynamics of rarefied gas]. Moscow, Nauka Publ., 1967. 440 p. (In Russ.).
- [22] Kovtunenkov V.M., Kameko V.F., Yaskovich E.P. *Aerodinamika orbitalnykh kosmicheskikh apparatov* [Aerodynamics of orbital spacecraft]. Kiev, Naukova dumka Publ., 1977. 156 p. (In Russ.).
- [23] Bondarev E.N., Dubasov V.T., Ryzhov Yu.A. *Aerogidromekhanika* [Aerohydrodynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1993. 608 p. (In Russ.).
- [24] Barantsev R.G. *Skhema izolirovannogo otrazheniya atomov gaza ot tverдой poverkhnosti* [Scheme of isolated reflection of gas atoms from a solid surface]. V: *Aerodinamika razrezhennykh gazov*. Vyp. 2 [In: Aerodynamics of rarefied gases. Vol. 2]. Leningrad, Izd-vo LGU Publ., 1965, pp. 253–271. (In Russ.).
- [25] Barantsev R.G. *Vzaimodeystvie razrezhennykh gazov s obtekaemyimi poverkhnostyami* [Interaction of rarefied gases with streamlined surfaces]. Moscow, Nauka Publ., 1975. 344 p. (In Russ.).
- [26] Chernyak V.G. *Kinetika razrezhennogo gaza* [Kinetics of rarefied gas]. Sankt-Petersburg, Lan, 2018. 540 p. (In Russ.).
- [27] Narimanov G.S., Tikhonravov M.K., eds. *Osnovy teorii poleta kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of spacecraft flight theory]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1972. 608 p. (In Russ.).
- [28] Zakirov M.A. Gas-dynamic parameters of free-molecular flow in front of convex and concave bodies. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1971, vol. 2, no. 6, pp. 129–139. (In Russ.).

- [29] Favorskiy O.N., Kadaner Ya.S. *Voprosy teploobmena v kosmose* [Issues of heat exchange in space]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1972. 300 p. (In Russ.).
- [30] Petrov G.I., ed. *Modelirovanie teplovykh rezhimov kosmicheskogo apparata i okruzhayushchey sredy* [Modelling of thermal regimes of spacecraft and environment]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1971. 382 p. (In Russ.).
- [31] Zaletaev V.M., Kapinos Yu.V., Surguchev O.V. *Raschet teploobmena kosmicheskogo apparata* [Calculation of spacecraft heat exchange]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979. 208 p. (In Russ.).
- [32] Kobranov G.P., Tsvetkov A.P., Belov A.I. et al. *Vneshniy teploobmen kosmicheskikh obektov* [External heat transfer of space objects]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977. 104 p. (In Russ.).
- [33] Panasyuk M.I., Novikov L.S. *Model kosmosa. T. 2. Vozdeystvie kosmicheskoy sredy na materialy i oborudovanie kosmicheskikh apparatov* [Space model. T. 2. Space environment impact on spacecraft materials and equipment]. Moscow, KDU, 2007. 1144 p. (In Russ.).
- [34] Panshin Yu.A., Malkevich S.G., Dunaevskaya Ts.S. *Ftoroplasty* [Fluoroplastics]. Leningrad, Khimiya Publ., 1978. 232 p. (In Russ.).
- [35] Golomazov M.M., Ivankov A.A. Software package for the development of thermal protection systems for space vehicles descended in the atmospheres of the planets. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2017, no. 3, pp. 41–53. (In Russ.).
- [36] GOST 4401–81. *Standartnaya atmosfera. Parametry* [State standard GOST 4401–81. Standart atmosphere. Parameters]. Moscow, IPK Izd-vo standartov Publ., 2004. 180 p. (In Russ.).
- [37] GOST 25645.115–84. *The upper atmosphere of the Earth. Model plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennykh sputnikov Zemli* [State standard GOST 25645.115–84. Earth upper atmosphere. Density model for ballistics support of flights of artificial Earth satellites]. Moscow, Izd-vo standartov Publ., 1991. 33 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 28.03.2023

Информация об авторах

РЕЗНИК Сергей Васильевич — доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: sreznik@bmstu.ru).

АБРАМОВА Елизавета Николаевна — старший преподаватель кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: abramova_en@bmstu.ru).

Information about the authors

REZNIK Sergey Vasilyevich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of Department, Rocket and Space Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: sreznik@bmstu.ru).

ABRAMOVA Elizaveta Nikolaevna — Senior Lecturer, Rocket and Space Composite Structures Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: abramova_en@bmstu.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

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, doi: 10.18698/0536-1044-2023-5-101-111

Please cite this article in English as:

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. Conceptual design. Motion in the rarefied atmosphere. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 5, pp. 101–111, doi: 10.18698/0536-1044-2023-5-101-111