

УДК 629.78; 531.58

doi: 10.18698/0536-1044-2023-9-135-146

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

Часть 3. Оценка стойкости оболочки к ударам микрометеороидов и элементов малого космического мусора

С.В. Резник, К.В. Михайловский, Е.Н. Абрамова

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Key issues in creating inflatable braking devices for removal of the failed satellites into the atmosphere dense layers.

Part 3. Assessment of the shell resistance to impacts of micrometeorites and elements of small space debris

S.V. Reznik, K.V. Mikhaylovskiy, E.N. Abramova

Bauman Moscow State Technical University

Оснащение малых космических аппаратов надувными тормозными устройствами — одно из перспективных направлений снижения загрязнения околоземного космического пространства от космического мусора. Принцип действия надувного тормозного устройства достаточно прост: в компактно уложенную в транспортный контейнер оболочку в нужный момент подается газ наддува, оболочка раскрывается, и благодаря большой площади поперечного сечения увеличивается сила торможения, способствующая снижению скорости полета. В силу массогабаритных ограничений надувная оболочка тормозного устройства должна быть выполнена из тонкой полимерной пленки. Очевидно, что стойкость такой оболочки к ударам микрометеороидов и элементов малого космического мусора будет определять состоятельность самой концепции надувных тормозных устройств. Выполнены расчетно-теоретические оценки стойкости полимерных оболочек к ударным воздействиям частиц алюминия и водяного льда диаметром 1...30 мкм в диапазоне скорости движения 0,5...7,0 км/с. Показано, что при скорости движения более 3 км/с опасность для оболочки из полимерной пленки представляют частицы со свойствами алюминия диаметром 10 мкм и более. Вероятность столкновения оболочки с частицей диаметром 10 мкм на орбите высотой 300 км достигает 0,025, что свидетельствует о необходимости ее подкрепления для сохранения формы в случае локального пробоя.

Ключевые слова: космический мусор, надувное тормозное устройство, полимерная пленка, микрометеороиды, ударная стойкость, метод сглаженных частиц

Equipping small spacecraft with the inflatable braking devices is one of the promising approaches to reducing pollution of the near-Earth space from space debris. Principle of the

inflatable braking system operation is quite simple: pressurized gas is supplied at the right moment into the shell compactly installed inside the shipping container, the shell opens, and due to its large cross-sectional area, the braking force increases contributing to a decrease in the flight velocity. Because of the weight and size restrictions, the braking system inflatable shell should be made of a thin polymer film. Obviously, such a shell resistance to impacts from micrometeoroids and small space debris would determine viability of the very concept of the inflatable braking devices. Calculation and theoretical estimates of the polymer shells resistance to the aluminum and water ice particles with diameter of 1...30 μm in the range of velocities of 0.5...7.0 km/s were made. It is shown that at the motion velocity of more than 3 km/s, particles with properties of aluminum with diameter of 10 μm or more are posing danger to the shell of a polymer film. Probability of the shell collision with a particle with diameter of 10 μm in the 300 km high orbit reaches 0.025, which indicates the need for its reinforcement to maintain the shape in the event of a local puncture.

Keywords: space debris, inflatable braking device, polymer film, micrometeoroids, impact resistance, smoothed particle method

В последние годы проблема очистки околоземных орбит от космического мусора, состоящего из вышедших из строя космических аппаратов (КА) и элементов средств выведения, вызвала активную разработку разнообразных технических предложений [1–6]. В их числе — оснащение объектов ракетно-космической техники и особенно спутников типа CubeSat надувными тормозными устройствами (НТУ) [7–10].

Идея раскрытия в нужный момент аэродинамического тормоза в виде тонкостенной надувной оболочки с достаточно большим сечением миделя для торможения и увода спутника в плотные слои атмосферы обманчиво привлекательна простотой. Ее практическая реализация требует решения сложных междисциплинарных задач, охватывающих вопросы баллистики, аэродинамики, теплофизики, механики и материаловедения.

В рамках системного подхода в работе [11] рассмотрены требования к проектному облику НТУ и приведены результаты моделирования движения связки спутник — НТУ в разреженной атмосфере. В статье [12] проведен анализ теплового режима сферической оболочки НТУ в условиях комбинированного нагрева потоками теплового излучения от Солнца, Земли и кинетического нагрева, вызванного движением в разреженной атмосфере.

Одним из существенных допущений при моделировании [11, 12] являлась неизменность формы НТУ. Вместе с тем частицы малого космического мусора и метеороиды могут вызвать пробой надувной оболочки, после которого она потеряет форму и не сможет в нужной мере обеспечить торможение и увод спутника в плотные слои атмосферы.

Возникает необходимость оценить стойкость оболочки из металлизированной полимерной пленки к внешним ударным воздействиям, вероятность пробоя на низких околоземных орбитах и рассмотреть способы сохранения формы пробитой оболочки.

Анализ предшествующих работ. Метеороидная опасность была предметом многочисленных теоретических и экспериментальных исследований. В современных условиях источником опасных ударных воздействий могут быть элементы малого космического мусора. Поэтому ударную стойкость надувных оболочек можно рассматривать как один из разделов широкой проблемы баллистической защиты персонала и техники на земле и в космосе [13–33].

Тонкостенные оболочки из полимерных пленок изначально выглядят абсолютно нестойкими к локальным ударным воздействиям, однако «живучесть» надувных конструкций спутников Echo-1, Echo-2, Big Shot-2, Pageos, Explorer и OV1-8 входит в противоречие с этим суждением [34, 35].

12 августа 1960 г. NASA вывела на орбиту (перигей 1520 км, апогей 1687 км, наклонение 48°) искусственный спутник Echo-1 массой 76 кг [35]. Оболочка спутника диаметром 30,5 м была изготовлена из покрытой алюминием полиэтилентерефталатной пленки марки Mylar общей толщиной 12,7 мкм и надута до давления 1,32 Па.

Между тем уже на десятые сутки полета после выходя из тени Земли были зафиксированы внезапные резкие изменения ее температуры от 115 до 388 К [35]. Вероятно, изменение формы спутника Echo-1, обнаруженное с помощью

наземных средств наблюдения, было вызвано ударным разрушением его оболочки. Тем не менее спутник провел на орбите почти 8 лет и сгорел в атмосфере Земли 24 мая 1968 г.

История запуска спутников Explorer с надувными оболочками диаметром 3,7 м из металлизированной полиэтилентерефталатной пленки MuIar свидетельствует о сохранении длительно существования спутников на средних околоземных орбитах (перигей от 525 до 670 км, апогей от 2394 до 2583 км). Своеобразный рекорд «живучести» поставил спутник Explorer-19, находившийся в космосе около 17,5 лет.

Для повышения стойкости к ударным воздействиям надувная оболочка спутника OV1-8 состояла из 162 пента-и гексагональных панелей из армированной металлической сеткой (алюминиевой проволокой диаметром 76 мкм) пленки полибутилметакрилата толщиной 127 мкм. В космосе под действием солнечного нагрева и ультрафиолетового излучения происходила полимеризация и ужесточение конструкции, а первоначальный вес уменьшался с 10,5 до 3,2 кг, т. е. почти на 70 %.

Надувные оболочки рассматривались как эффективное средство снижения теплопритоков к бакам с криогенными компонентами. Так, в США имелся план отправки в 1982 г. к Марсу экспедиции, состоящей из двух пилотируемых космических кораблей [36].

Для снижения испарения жидкого водорода, служившего рабочим телом ядерных ракетных двигателей, в условиях полета продолжительностью 260 дней и непрерывного солнечного нагрева было предложено использовать тепловые экраны, затеняющие поверхность бакового отсека.

По одному из вариантов тепловой экран представлял собой надувную сферическую оболочку диаметром 18,3 м из материала MuIar толщиной 19 мкм с двусторонним покрытием из алюминия с толщиной каждого слоя 4,6 мкм. Для защиты от солнечных лучей экран должен был находиться в тринадцати метрах от торца бакового отсека цилиндрической формы диаметром 10 м.

Стабильность формы и прочность оболочки при динамических нагрузках, вызванных включениями ракетных двигателей, предполагалось обеспечить с помощью нанесения на внутреннюю поверхность отверждающегося покрытия из пенополиуретана. Все перечисленные идеи прошли проверку при наземных

испытаниях масштабных уменьшенных моделей [37].

В рамках рассматриваемой проблемы важен опыт решения задач защиты КА от ударов частиц природного (микрометеороидов) или техногенного (космического мусора) происхождения.

В работе [13] приведены формулы, позволяющие рассчитать вероятность столкновения. Но на результат значительно влияет модель распределения частиц в космическом пространстве. Для построения таких моделей используются данные наземных наблюдений, датчиков/детекторов регистрации и прямые измерения непосредственных следов соударений.

Отечественные модели распределения частиц в космическом пространстве отражены в публикациях [14, 15]. Модель пространственного распределения потоков техногенного вещества только размером более 1 мм предложена в работе [15].

Ранние оценки распределения частиц в космическом пространстве приведены в технических меморандумах NASA [16, 17], в которые включены модели, позволяющие определить текущее количество частиц в околоземном пространстве и оценить их количество в будущем, учитывая возникновение новых частиц и столкновение уже существующих.

Существуют программные комплексы, предназначенные для определения безопасности движения КА, например, ESABASE2/DEBRIS [18], разработанный при участии Европейского космического агентства. Он включает в себя модели распределения космического мусора и метеороидов: NASA90, ORDEM2000, MASTER 2001, MASTER 2005, MASTER 2009, ORDEM 3.0, модель Грюна, MEM, LunarMEM, MEMR2, MEM3, Divine-Staubach, Jenniskens, IMEM, IMEM2.

Этот программный комплекс используется уже долгое время [19], позволяя проводить трехмерную оценку риска воздействия частиц для заданных параметров орбиты и времени полета [20].

Модель Грюна является изотропной, основанной на допущении, что все метеороиды имеют плотность вещества 2500 кг/м^3 , движутся с одной и той же скоростью 20 км/с и приближаются к КА со всех сторон [21]. На основании экспериментальных данных предложена аналитическая зависимость для вычисления интегральной плотности потока метеороидов в око-

лоземном пространстве и проведен сравнительный анализ моделей метеороидной среды Грюна, Чеплеха, ГОСТ 25645.128–85 и Лебединца.

Согласно данным работы [21], количество частиц природного и техногенного происхождения, масса которых превышает 0,0001 г, распределяется следующим образом (рис. 1):

$$\lg N = F(z);$$

$$z = \lg m;$$

$F = 1,132 \cdot 10^{-3} z^{-3} - 4,404 \cdot 10^{-3} z^2 - 0,988z - 4,828$, где N — количество частиц, проходящих через площадку площадью 1 м^2 за 1 год; m — масса частицы.

В работе [22] приведены результаты сравнения моделей распределения MASTER-8 и ORDEM 3.1. по составу, размеру и количеству учитываемых частиц. В публикации [23] рассмотрены модели распределения частиц диаметром от 1 мкм (рис. 2). Там же дан прогноз распределения частиц техногенного происхождения до 2100 г., выполненный на основе модели MASTER 2001, с использованием программного обеспечения DELTA. Прогноз сделан для трех типов орбит и разных сценариев загрязнения.

Предполагаемая плотность метеороидов и частиц космического мусора различается в разных моделях и находится в интервале $1000 \dots 2700 \text{ кг/м}^3$. Скорость частиц лежит в пределах $3 \dots 90 \text{ км/с}$ [21].

В работе [24] разработаны математические модели для оценки вероятности пробития оптического элемента КА. Методика оценки вероятности пробития стенки КА [25] основана на применении сферической тригонометрии для расчета потоков частиц на базе справочных данных, содержащих данные двумерного распределения плотности радиантов спорадических метеорных тел относительно движущегося КА.

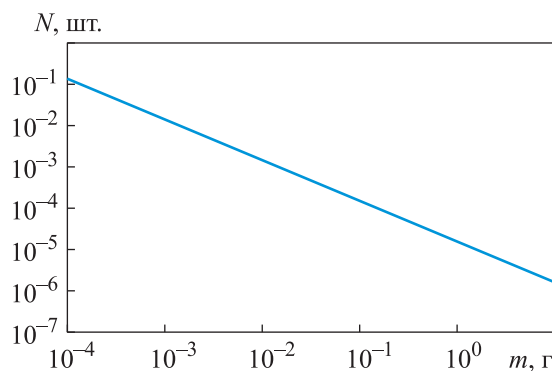


Рис. 1. Зависимость количества частиц, проходящих через площадку 1 м^2 за 1 год, N от их массы m

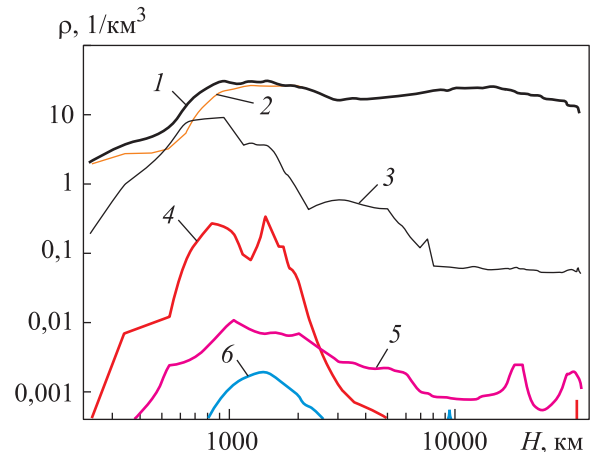


Рис. 2. Распределение пространственной плотности ρ объектов диаметром от 1 мкм по высоте орбиты H , полученное на основе модели MASTER-2001:

- 1 — общее количество объектов; 2 — конденсированная фаза твердых ракетных топлив; 3 — краска;
- 4 — фрагменты различного происхождения; 5 — остатки продуктов сгорания твердых ракетных топлив;
- 6 — выбросы

В монографии [26] изложены методы, применяемые при моделировании космического мусора и алгоритмы решения конкретных прикладных задач, в том числе оценки вероятности пробоя стенки КА. Задача численного моделирования ударного взаимодействия частиц с тонкими экранами и слоистыми защитными экранами решалась в работе [27].

В статье [28] предложена методика оптимизации систем защиты КА от воздействия частиц, где решение задачи оценки стойкости КА при высокоскоростном ударе получено с использованием баллистических предельных уравнений. Как правило, столкновение тонкостенной оболочки с частицей, обладающей большой скоростью, сопровождается высоким давлением и повышением температуры, что приводит к плавлению и даже к испарению материала, но при этом не возникает облако осколков или рикошет.

Несмотря на обилие публикаций в области высокоскоростного ударного воздействия, вопросы пробития надувных оболочек в космическом пространстве еще недостаточно изучены.

Цель работы — оценка последствий столкновения оболочки НТУ с метеороидами и частицами техногенного происхождения.

Объект исследования — оболочка НТУ спутника типа CubeSat диаметром 3 м из металлизированной полиимидной пленки толщиной 20 мкм, покрытой слоем алюминия толщиной 1 мкм.

Содержательная постановка задачи. Рассмотрено движение связки спутник — НТУ по околоземной орбите высотой 300 км с наклоном $96,5^\circ$. Требуется определить вероятность пробития оболочки микрометеороидом или частицей техногенного происхождения и установить, какие частицы представляют наибольшую опасность.

Введены следующие допущения:

- распределение частиц отвечает модели, приведенной в работе [24];
- соударяющиеся с оболочкой частицы обладают свойствами алюминия или водяного льда [38, 39];
- материалы частиц изотропные, имеют упругопластичное поведение, для них справедлив критерий разрушения по максимальным деформациям;
- частицы имеют сферическую форму диаметром $d = 1 \dots 30$ мкм;
- скорость движения частицы $v = 0,5 \dots 7$ км/с;
- преграда имеет форму пластины (радиус оболочки в 750 000-раз больше толщины оболочки);
- удар происходит по нормали к фронтальной поверхности пластины симметрично относительно ее сторон по осям X и Z ;
- взаимодействие на границе слоев алюминий — полимер осуществляется с помощью контактных конечных элементов, тип контакта: поверхность — поверхность; внутренние степени свободы каждого слоя учитываются применением метода сглаженных частиц (SPH) [40, 41];
- алюминиевое покрытие и полиимидная пленка приняты изотропными материалами, их свойства соответствуют данным, указанным в работах [38, 42]; учитывается возникновение в материалах больших деформаций и перемещений;
- физико-механические свойства материалов не зависят от температуры.

Результаты численного моделирования пробития частицей оболочки НТУ. Для численного моделирования локального высокоскоростного удара с преградой применяли программный комплекс ANSYS LS-DYNA. Мишенью служили пластины из полиимидной пленки толщиной 20 мкм с односторонним покрытием из алюминия толщиной 1 мкм с размерами от 200×200 мкм до 400×400 мкм;

Моделирование высокоскоростного удара выполняли с помощью метода конечных элементов. Для получения сетчато-независимого решения расчеты проводили на моделях с разной степенью дискретности. В итоге выбрали модель с 60 000 гексагональных объемных конечных элементов. На основе конечно-элементной модели построили специализированную сетку, реализующую метод SPH [40, 41] с общим количеством частиц для геометрической модели не менее 30 000.

Такой метод позволяет проводить расчеты с произвольными деформациями, характерными для высокоскоростного удара, что трудно реализуемо на классических конечно-элементных сетках для задач неявной динамики, где соотношение сторон элементов не может быть более 10 к 1.

В результате моделирования определены условия, при которых может произойти нарушение целостности оболочки (рис. 3 и 4).

Результаты исследования приведены в таблице, где красным цветом выделено пробитие преграды, зеленым — непробитие.

По результатам моделирования можно сделать вывод о том, какие частицы представляют опасность для целостности оболочки. При сравнительно малой относительной скорости, например, при сонаправленном движении частицы и оболочки, столкновение не вызовет

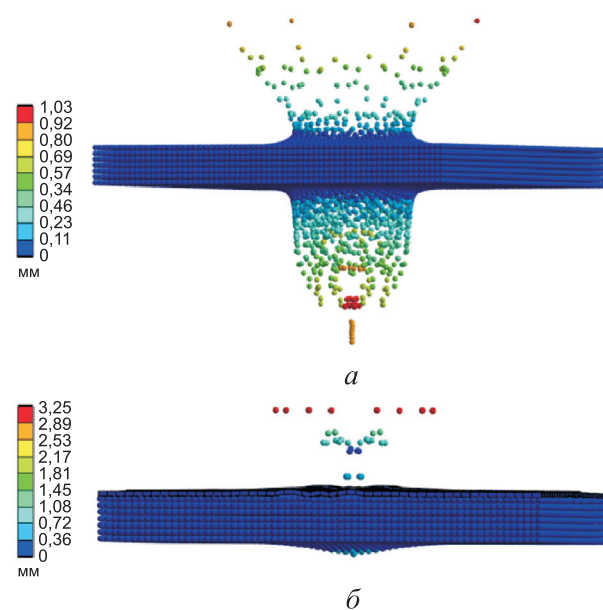


Рис. 3. Общие перемещения элемента преграды при моделировании высокоскоростного удара с частицами алюминия (а) и льда (б) разного диаметра, движущихся с различной скоростью: а — $v = 7$ км/с; $d = 30$ мкм; б — $v = 2$ км/с; $d = 20$ мкм

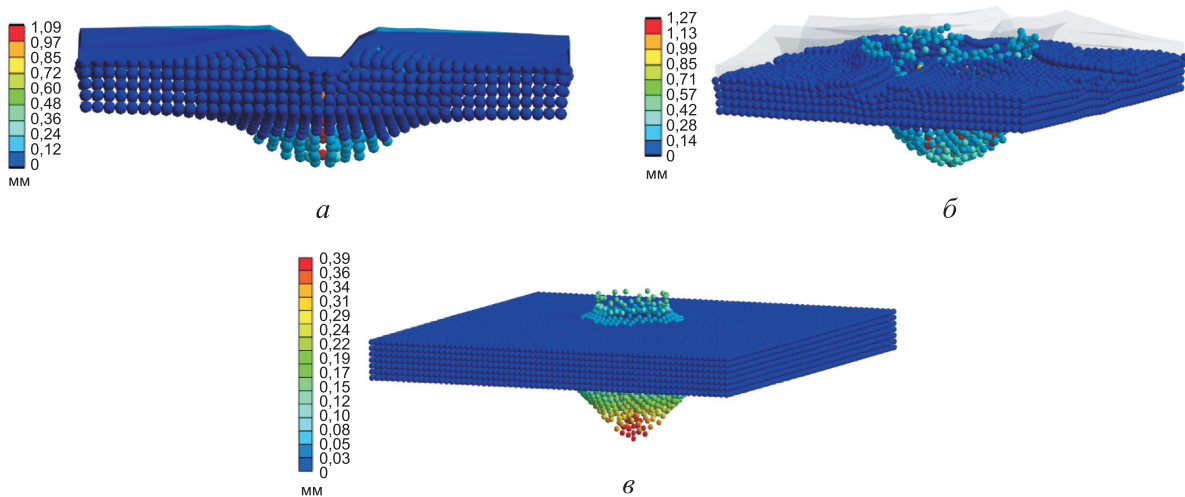


Рис. 4. Общие перемещения элемента оболочки тормоза при моделировании высокоскоростного удара для различных значений скорости движения и диаметра частицы алюминия:

a — $d = 25$ мкм, $v = 4$ км/с; *б* — $v = 5$ км/с; $d = 25$ мкм (видны локальные отслоения алюминиевого покрытия);
в — $v = 2$ км/с; $d = 20$ мкм

Результаты моделирования пробоя слоя металлизированной полимерной пленки

Материал частицы	Диаметр частицы, мкм	Скорость движения частицы, км/с							
		0,5	1	2	3	4	5	6	7
Алюминий	1	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	3	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	5	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	7	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	10	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	12	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	15	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	20	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	25	0,5	1	2	3	4	5	6	7
30	0,5	1	2	3	4	5	6	7	
Водяной лед	1	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	3	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	5	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	7	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	10	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	12	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	15	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	20	0,5	1	2	3	4	5	6	7
	25	0,5	1	2	3	4	5	6	7
30	0,5	1	2	3	4	5	6	7	

нарушения целостности оболочки. Учитывая минимальную скорость, используемую в моделях (3 км/с), опасность для оболочки представляют частицы со свойствами алюминия, диаметром от 10 мкм.

Результаты расчета вероятности столкновения частиц с оболочкой НТУ. Вероятность

столкновения НТУ с объектом определяется выражением [13]

$$P_c = 1 - e^{-N S_m \Delta t},$$

где S_m — площадь миделева сечения; Δt — рассматриваемый промежуток времени.

Снижение с высоты 300 км для связки спутник — НТУ при диаметре оболочки 3 м занима-

ет 5,08 ч [11]. Проходящее за 1 ч через площадку 1 м² количество частиц рассчитывается по формуле [24]

$$N = (N_m + N_t) \cdot \frac{1}{24}.$$

Здесь

$$N_m = a_m m^{-b_m}; \quad N_t = a_t m^{-b_t},$$

где a_m , b_m , a_t , b_t — параметры, характеризующие плотность потока частиц,

$$\lg a_m = \begin{cases} -5,5 & \text{при } \lg m \leq 5,75; \\ -10,1 & \text{при } \lg m > 5,75; \end{cases}$$

$$\lg a_t = \begin{cases} -6,37 & \text{при } \lg m \leq 5,75; \\ -11,1 & \text{при } \lg m > 5,75; \end{cases}$$

$$b_m = b_t = \begin{cases} 0,4 & \text{при } \lg m \leq 5,75; \\ 1,2 & \text{при } \lg m > 5,75. \end{cases}$$

О вероятности столкновения оболочки при спуске с высоты 300 км с частицей, диаметр которой больше 10 мкм, можно судить по результатам расчетов, приведенных на рис. 5. Видно, что даже при таком сравнительно небольшом времени спуска, составляющем 5,08 ч, вероятность столкновения с частицей превышает 0,025.

Это позволяет сделать вывод о необходимости ужесточения конструкции оболочки НТУ. Для ужесточения подобных конструкций можно нанести тонкие отверждаемые в космосе покрытия типа тех, которые разрабатывались и испытывались для тепловых экранов [25–37]. При этом тепловой режим оболочки НТУ по-прежнему соответствовал бы термически тонкому телу и в значительной мере определялся

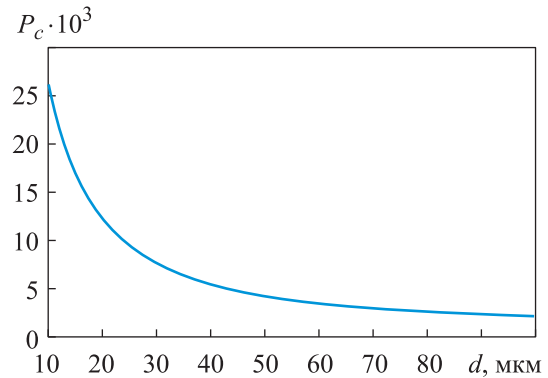


Рис. 5. Зависимость вероятности столкновения оболочки с частицей P_c от ее диаметра d

оптическими характеристиками поверхности оболочки.

Выводы

1. Один из значимых факторов космических полетов — вероятность столкновения с метеороидами и частицами космического мусора. При разработке эффективного технического решения для НТУ, предназначенного для увода объектов космической техники в плотные слои атмосферы, необходимо учесть вероятность ударного нарушения герметичности его оболочки.

2. Разработана методика численного моделирования высокоскоростного столкновения частицы с элементом тонкостенной оболочки НТУ. Приведены математические модели для расчета вероятности столкновения частицы с оболочкой. Показано, что НТУ сферической формы диаметром 3 м столкнется с частицей диаметром более 10 мкм с вероятностью 0,025. В связи с этим возникает необходимость ужесточения оболочки НТУ.

Литература

- [1] Stelzl D., Pfeiffer E.K., Hemme H.G. et al. ADEO: the European commercial passive de-orbit subsystem family enabling space debris mitigation. *CEAS Space J.*, 2021, vol. 13, no. 1, pp. 591–598, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-021-00355-7>
- [2] Бойкачев В.Н., Хоменко В.В. Плазменный двигатель для микроспутников. *Материалы круглого стола «Создание малых космических аппаратов. Актуальные проблемы и пути их решения»*. Истра, НИИЭМ, 2016, с. 93–98.
- [3] Надирадзе А.Б., Обухов В.А., Покрышкин А.И. и др. Моделирование силового и эрозийного воздействия ионного пучка на крупный объект мусора техногенной природы. *Известия РАН. Энергетика*, 2016, № 2, с. 146–157.
- [4] Баркова М.Е. Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве. *Труды МАИ*, 2018, № 103. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=100712>

- [5] Sarego G., Olivieri L., Valmorbidia A. et al. Deployment requirements for deorbiting electrodynamic tether technology. *CEAS Space J.*, 2021, vol. 13, no. 4, pp. 567–581, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-021-00349-5>
- [6] Yao Q., Li Y., Ren Y. et al. Dynamic analysis on the drag sail device of micro-satellite during the deploying process. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2021, vol. 1952, art. 032064, doi: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1952/3/032064>
- [7] 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>
- [8] Нестерин И.М., Пичхадзе К.М. Предложение по созданию устройства для схода наноспутников CUBESAT с низких околоземных орбит. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 3, с. 20–26.
- [9] 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.
- [10] Юдин А.Д. Разработка способа увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МАИ, 2021. 139 с.
- [11] 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: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-5-101-111>
- [12] Резник С.В., Абрамова Е.Н. Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы. Часть 2. Анализ теплового режима в условиях комбинированного нагрева. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 119–132, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-6-119-132>
- [13] Береговой Г.Т., Ярополов В.И., Баранецкий И.И. и др. *Справочник по безопасности космических полетов*. Москва, Машиностроение, 1989. 336 с.
- [14] ГОСТ 25645.128–85. *Вещество метеорное. Модель пространственного распределения*. Москва, Государственный комитет СССР по стандартам, 1985. 24 с.
- [15] ГОСТ Р 25645.167–2005. *Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве*. Москва, Стандартинформ, 2005. 45 с.
- [16] Kessler D.J., Reynolds R.C., Anz-Meador P.D. *Orbital debris environment for spacecraft designed to operate in low Earth orbit*. NASA, 1989. 22 p.
- [17] Reynolds R.C., Potter A.E. *Orbital debris research at NASA Johnson Space Center*. NASA, 1989. 68 p.
- [18] ESABASE2 / Debris. *esabase2.net: веб-сайт*. URL: <https://esabase2.net/product/esabase2-debris/> (дата обращения: 05.06.2023).
- [19] Drolshagen G. Meteoroid/debris impact analysis application to LDEF, EURECA and Columbus. *Proc. 1-st Europ. Conf. on Space Debris*, 1993, pp. 515–522.
- [20] Kuiper W., Drolshagen G., Noomen R. Micro-meteoroids and space debris impact risk assessment for the ConeXpress satellite using ESABASE2/Debris. *Adv. Space Res.*, 2010, vol. 45, no. 5, pp. 683–689, doi: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2009.10.020>
- [21] Миронов В.В., Толкач М.А. Модели метеороидной среды в околоземном космическом пространстве и определение плотности потока метеороидов. *Космическая техника и технологии*, 2017, № 2, с. 49–62.
- [22] Horstmann A., Manis A., Braun V. et al. Flux comparison of MASTER-8 and ORDEM 3.1 modelled space debris population. *Proc. 8-th Europ. Conf. on Space Debris (virtual)*, 2021. URL: <https://conference.sdo.esoc.esa.int/proceedings/sdc8/paper/11/SDC8-paper11.pdf>
- [23] Klinkrad H. *Space debris*. Springer, 2006. 430 p.
- [24] Куренков В.И. Математические модели для оценки площади повреждения оптических элементов космических аппаратов при воздействии метеорных и техногенных

- частиц. *Управление движением и навигация летательных аппаратов. Тр. X Всерос. науч. тех. семинара*. Самара, СГАУ, 2002, с. 232–236.
- [25] Добрица Б.Т., Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю. Совершенствование методики оценки вероятности пробоя стенок конструкции космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, № 7, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-7-1633>
- [26] Назаренко А.И. *Моделирование космического мусора*. Москва, ИКИ РАН, 2013. 216 с.
- [27] Кинслоу Р., ред. *Высокоскоростные ударные явления*. Москва, Мир, 1973. 533 с.
- [28] Миронов В.В., Толкач М.А. Баллистические предельные уравнения для оптимизации системы защиты космических аппаратов от микрометеороидов и космического мусора. *Космическая техника и технологии*, 2016, № 3, с. 26–42.
- [29] Новиков Л.С. *Воздействие твердых частиц естественного и искусственного происхождения на космические аппараты*. Москва, Университетская книга, 2009. 104 с.
- [30] Краус Е.И., Шабалин И.И. Воздействие высокоскоростных частиц техногенного космического мусора на сложные технические объекты и их элементы. *Исследования наукограда*, 2016, № 3–4, с. 6–11.
- [31] Харченко Е.Ф., Ермоленко А.Ф. *Композитные, текстильные и комбинированные бронематериалы. Т. 1. Механизмы взаимодействия с баллистическими поражающими элементами*. Москва, ЦНИИСМ, 2013. 295 с.
- [32] Харченко Е.Ф., Ермоленко А.Ф. *Композитные, текстильные и комбинированные бронематериалы. Т. 2. Современные защитные структуры и средства индивидуальной бронезащиты*. Москва, ЦНИИСМ, 2014. 332 с.
- [33] Голденко Н.А. *Расчетно-экспериментальные методы исследования прочности трансформируемых модулей орбитальных станций при воздействии осколочно-метеороидной среды*. Дисс. канд. тех. наук. Москва, МГТУ ГА, 2017. 169 с.
- [34] Burke J.R. Passive satellite development and technology. *Astronautics and Aerospace Engineering*, 1963, vol. 1, no. 8, pp. 72–75.
- [35] Wilson A. A history of balloon satellites. *J. of the Brit. Interplanet. Soc.*, 1981, vol. 34, no. 1, pp. 10–22.
- [36] Marshall J.E., Jones L.R. Inflatable solar shields for cryogenic space vehicles. *Proc. 18-th Int. Astronautical Congress. Vol. 2*. London, Pergamon Press, 1968, pp. 229–236.
- [37] Джонс Д. Тепловые испытания надувных солнечных экранов для космических аппаратов с криогенным топливом. В: *Теплообмен и тепловой режим космических аппаратов*. Москва, Мир, 1974, с. 460–481.
- [38] Мусохранов М.В., Титов А.И. Металлы, используемые в ракетно-космической промышленности. *Электронный журнал: наука, техника и образование*, 2019, № 1. URL: <https://nto-journal.ru/catalog/mashinostroenie/670/>
- [39] Коновалов С.В. Обзор физико-механических свойств льда. *Вестник науки и образования*, 2020, № 89–1, с. 34–39.
- [40] Monaghan J.J. Smoothed particle hydrodynamics. *Annu. Rev. Astron. Astrophys.*, 1992, vol. 30, pp. 543–574.
- [41] Monaghan J.J. Simulating free surface flows with SPH. *J. Comput. Phys.*, 1994, vol. 110, no. 2, pp. 399–406, doi: <https://doi.org/10.1006/jcph.1994.1034>
- [42] Liu Y., Wang Z., Fan L., Chen Y. Study on central tearing properties of kapton membrane. *Research Square*, doi: <https://doi.org/10.21203/rs.3.rs-2555872/v1>

References

- [1] Stelzl D., Pfeiffer E.K., Hemme H.G. et al. ADEO: the European commercial passive de-orbit subsystem family enabling space debris mitigation. *CEAS Space J.*, 2021, vol. 13, no. 1, pp. 591–598, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-021-00355-7>
- [2] Boykachev V.N., Khomenko V.V. Plazmennyy dvigatel dlya mikrosputnikov [Plasma engine for microsatellites]. *Materialy kruglogo stola "Sozdanie malykh kosmicheskikh apparatov. Aktualnye problemy i puti ikh resheniya"* [Proceedings of the round table "Creation of small spacecraft. Actual problems and ways of their solution"]. Istra, NIIEM Publ., 2016, pp. 93–98. (In Russ.).

- [3] Nadiradze A.B., Obukhov V.A., Pokryshkin A.I. et al. Modelirovanie silovogo i erozionnogo vozdeystviya ionnogo puchka na krupnyy obekt musora tekhnogennoy prirody. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2016, no. 2, pp. 146–157.
- [4] 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.).
- [5] Sarego G., Olivieri L., Valmorbidia A. et al. Deployment requirements for deorbiting electrodynamic tether technology. *CEAS Space J.*, 2021, vol. 13, no. 4, pp. 567–581, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-021-00349-5>
- [6] Yao Q., Li Y., Ren Y. et al. Dynamic analysis on the drag sail device of micro-satellite during the deploying process. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2021, vol. 1952, art. 032064, doi: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1952/3/032064>
- [7] 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.).
- [8] Nesterin I.M., Pichkhadze K.M. 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.).
- [9] 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.).
- [10] Yudin A.D. *Razrabotka sposoba uvoda nanospjutnikov CubeSat c nizkikh okolozemnykh orbit*. Diss. kand. tekhn. nauk [Development of a method to remove CubeSat nanosatellites from low-Earth orbits. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2021. 139 p. (In Russ.).
- [11] 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. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2023, no. 5, pp. 101–111, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-5-101-111> (in Russ.).
- [12] 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 2. Analysis of the thermal regime under the combined heating conditions. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2023, no. 6, pp. 119–132, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-6-119-132> (in Russ.).
- [13] Beregovoy G.T., Yaropolov V.I., Baranetskiy I.I. et al. *Spravochnik po bezopasnosti kosmicheskikh poletov* [Handbook on safety of space flights]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 336 p. (In Russ.).
- [14] GOST 25645.128–85. *Veshchestvo meteornoe. Model prostranstvennogo raspredeleniya* [State standard 25645.128–85. Meteoric matter. Spatial distribution model]. Moscow, Gosudarstvennyy komitet SSSR po standartam Publ., 1985. 24 p. (In Russ.).
- [15] GOST R 25645.167–2005. *Kosmicheskaya sreda (estestvennaya i iskusstvennaya). Model prostranstvenno-vremennogo raspredeleniya plotnosti potokov tekhnogennoy veshchestva v kosmicheskoy prostranstve* [State standard R 25645.167–2005. Space environment (natural and artificial). Model of spatial and time distribution for space debris flux density in LEO]. Moscow, Standartinform Publ., 2005. 45 p. (In Russ.).
- [16] Kessler D.J., Reynolds R.C., Anz-Meador P.D. *Orbital debris environment for spacecraft designed to operate in low Earth orbit*. NASA, 1989. 22 p.
- [17] Reynolds R.C., Potter A.E. *Orbital debris research at NASA Johnson Space Center*. NASA, 1989. 68 p.
- [18] ESABASE2 / Debris. *esabase2.net: website*. URL: <https://esabase2.net/product/esabase2-debris/> (accessed: 05.06.2023).
- [19] Drolshagen G. Meteoroid/debris impact analysis application to LDEF, EURECA and Columbus. *Proc. 1-st Europ. Conf. on Space Debris*, 1993, pp. 515–522.

- [20] Kuiper W., Drolshagen G., Noomen R. Micro-meteoroids and space debris impact risk assessment for the ConeXpress satellite using ESABASE2/Debris. *Adv. Space Res.*, 2010, vol. 45, no. 5, pp. 683–689, doi: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2009.10.020>
- [21] Mironov V.V., Tolkach M.A. Models of meteoroid environment in near-earth space and determination of the meteoroid flux density. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2017, no. 2, pp. 49–62. (In Russ.).
- [22] Horstmann A., Manis A., Braun V. et al. Flux comparison of MASTER-8 and ORDEM 3.1 modelled space debris population. *Proc. 8-th Europ. Conf. on Space Debris (virtual)*, 2021. URL: <https://conference.sdo.esoc.esa.int/proceedings/sdc8/paper/11/SDC8-paper11.pdf>
- [23] Klinkrad H. Space debris. *Springer*, 2006. 430 p.
- [24] Kurenkov V.I. [Mathematical models for estimation of damage area of optical elements of spacecrafts under the impact of meteoric and man-made particles]. *Upravlenie dvizheniem i navigatsiya letatelnykh apparatov. Tr. X Vseros. nauch. tekh. seminara* [Motion control and navigation of aircraft. Proc. X Russ. Sci. and Tech. Seminar.]. Samara, SGAU Publ., 2002, pp. 232–236. (In Russ.).
- [25] Dobritsa B.T., Dobritsa D.B., Yashchenko B.Yu. Improvement of methods for evaluating the spacecraft pressure wall penetration probability. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2017, no. 7, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-7-1633> (in Russ.).
- [26] Nazarenko A.I. *Modelirovanie kosmicheskogo musora* [Modeling of space debris]. Moscow, IKI RAN Publ., 2013. 216 p. (In Russ.).
- [27] Kinslow R. *High-velocity impact phenomena*. Academic Press, 1970. 579 p. (Russ. ed.: *Vysokoskorostnye udarnye yavleniya*. Moscow, Mir Publ., 1973. 533 p.)
- [28] Mironov V.V., Tolkach M.A. Ballistic limit equations to optimize the system for spacecraft protection against micrometeoroids and space debris. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2016, no. 3, pp. 26–42. (In Russ.).
- [29] Novikov L.S. *Vozdeystvie tverdykh chastits estestvennogo i iskusstvennogo proiskhozhdeniya na kosmicheskie apparaty* [Impact of naturally occurring and man-made particulate matter on spacecraft]. Moscow, Universitetskaya kniga Publ., 2009. 104 p. (In Russ.).
- [30] Kraus E.I., Shabalin I.I. Impact of high velocity technogenic debris on complex technical objects and their elements. *Issledovaniya naukoigrada*, 2016, no. 3–4, pp. 6–11. (In Russ.).
- [31] Kharchenko E.F., Ermolenko A.F. *Kompozitnye, tekstilnye i kombinirovannye bronematerialy*. T. 1. *Mekhanizmy vzaimodeystviya s ballisticheskimi porazhayushchimi elementami* [Composite, textile and combined armour materials. Vol. 1. Mechanisms of interaction with ballistic striking elements]. Moscow, TsNIISM Publ., 2013. 295 p. (In Russ.).
- [32] Kharchenko E.F., Ermolenko A.F. *Kompozitnye, tekstilnye i kombinirovannye bronematerialy*. T. 2. *Sovremennye zashchitnye struktury i sredstva individualnoy bronzashchity* [Composite, textile and combined armour materials. T. 2. Modern protective structures and means of individual armour protection]. Moscow, TsNIISM Publ., 2014. 332 p. (In Russ.).
- [33] Goldenko N.A. *Raschetno-eksperimentalnye metody issledovaniya prochnosti transformiruemyykh moduley orbitalnykh stantsiy pri vozdeystvii oskolochno-meteoroidnoy sredy*. Diss. kand. tekh. nauk [Calculation-experimental methods of research of strength of transformable modules of orbital stations at influence of fragment-meteoroid environment. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MGTU GA Publ., 2017. 169 p. (In Russ.).
- [34] Burke J.R. Passive satellite development and technology. *Astronautics and Aerospace Engineering*, 1963, vol. 1, no. 8, pp. 72–75.
- [35] Wilson A. A history of balloon satellites. *J. of the Brit. Interplanet. Soc.*, 1981, vol. 34, no. 1, pp. 10–22.
- [36] Marshall J.E., Jones L.R. Inflatable solar shields for cryogenic space vehicles. *Proc. 18-th Int. Astronautical Congress*. Vol. 2. London, Pergamon Press, 1968, pp. 229–236.
- [37] Lucas J.W. Thermal testing of inflatable solar shields for cryogenic space. In: *Heat transfer and spacecraft thermal control*. MIT, 1971, pp. 580–600. (Russ. ed.: *Teplovye ispytaniya naduvnykh solnechnykh ekranov dlya kosmicheskikh apparatov s kriogennym toplivom*. V: *Teploobmen i teplovoy rezhim kosmicheskikh apparatov*. Moscow, Mir Publ., 1974, pp. 460–481.)

- [38] Musokhranov M.V., Titov A.I. Metals used in the rocket and space technology. *Elektronnyy zhurnal: nauka, tekhnika i obrazovanie*, 2019, no. 1. URL: <https://nto-journal.ru/catalog/mashinostroenie/670/> (in Russ.).
- [39] Konovalov S.V. Overview of the physical and mechanical properties of ice. *Vestnik nauki i obrazovaniya*, 2020, no. 89–1, pp. 34–39. (In Russ.).
- [40] Monaghan J.J. Smoothed particle hydrodynamics. *Annu. Rev. Astron. Astrophys.*, 1992, vol. 30, pp. 543–574.
- [41] Monaghan J.J. Simulating free surface flows with SPH. *J. Comput. Phys.*, 1994, vol. 110, no. 2, pp. 399–406, doi: <https://doi.org/10.1006/jcph.1994.1034>
- [42] Liu Y., Wang Z., Fan L., Chen Y. Study on central tearing properties of Kapton membrane. *Research Square*, doi: <https://doi.org/10.21203/rs.3.rs-2555872/v1>

Статья поступила в редакцию 04.08.2023

Информация об авторах

РЕЗНИК Сергей Васильевич — доктор технических наук, профессор, зав. 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@bmsu.ru).

МИХАЙЛОВСКИЙ Константин Валерьевич — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: konst_mi@mail.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@bmsu.ru).

Information about the authors

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

MIKHAYLOVSKIY Konstantin Valerievich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket and Space Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: mikhaylovskiy@bmsu.ru).

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

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Резник С.В., Михайловский К.В., Абрамова Е.Н. Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы. Часть 3. Оценка стойкости оболочки к ударам микрометеороидов и элементов малого космического мусора. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 9, с. 135–146, doi: [10.18698/0536-1044-2023-9-135-146](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-9-135-146)

Please cite this article in English as:

Reznik S.V., Mikhaylovskiy K.V., Abramova E.N. Key issues in creating inflatable braking devices for removal of the failed satellites into the atmosphere dense layers. Part 3. Assessment of the shell resistance to impacts of micrometeorites and elements of small space debris. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 9, pp. 135–146, doi: [10.18698/0536-1044-2023-9-135-146](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-9-135-146)