

Научная статья  
УДК 629.783.02.087.22

## ПРЕДЛОЖЕНИЕ ПО ПОСТРОЕНИЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА НА ОСНОВЕ ПЕНОМАТЕРИАЛОВ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Иван Владимирович Москати́ньев<sup>1</sup>, Валентин Константинович Сысоев<sup>2</sup>, Сергей Олегович Фирсюк<sup>3</sup>,  
Андрей Дмитриевич Юдин<sup>4</sup> 

<sup>1, 2, 4</sup> Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина,  
Химки, Московская область, Россия

<sup>3, 4</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
Москва, Россия

<sup>1</sup> miv@laspacespace.ru

<sup>2</sup> sysoev@laspacespace.ru

<sup>3</sup> iskramai@yandex.ru

<sup>4</sup> yudin@laspacespace.ru 

**Аннотация.** Прогноз на ближайшую перспективу показывает устойчивый рост запусков малых спутников, поэтому разработка технологий увода космических аппаратов, исчерпавших ресурс, с орбиты становится весьма актуальной и востребованной задачей. В статье представлено предложение по использованию пеноматериалов для создания аэродинамического устройства увода для малых космических аппаратов (МКА). Определены требования для использования пеноматериала в условиях вакуума; оценена масса устройства и время увода спутников в зависимости от размера устройства увода; проведены модельные эксперименты по наполнению оболочек пеной.

**Ключевые слова:** космический мусор, околоземное космическое пространство, малые космические аппараты, деорбитинг, полимерные пены

**Для цитирования:** Москати́ньев И.В., Сысоев В.К., Фирсюк С.О., Юдин А.Д. Предложение по построению аэродинамического тормозного устройства на основе пеноматериалов для малых космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 26–34.

Original article

## PROPOSAL ON THE AERODYNAMIC BRAKING DEVICE ELABORATION BASED ON FOAM MATERIALS FOR SMALL SPACECRAFT

Ivan V. Moskatinaev<sup>1</sup>, Valentin K. Sysoev<sup>2</sup>, Sergei O. Firsyuk<sup>3</sup>, Andrei D. Yudin<sup>4</sup> 

<sup>1, 2, 4</sup> Lavochkin Research and Production Association,  
Khimki, Moscow region, Russia

<sup>3, 4</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Moscow, Russia

<sup>1</sup> miv@laspacespace.ru

<sup>2</sup> sysoev@laspacespace.ru

<sup>3</sup> iskramai@yandex.ru

<sup>4</sup> yudin@laspacespace.ru 

© Москати́ньев И.В., Сысоев В.К., Фирсюк С.О., Юдин А.Д., 2023

### Abstract

For more than 60 years of space activity, more than 6 thousand launches have resulted in the appearance of about 56,000 objects in orbit, out of which about 26,000 can be tracked from Earth. According to the Main Information and Analytical Center of the automated warning System about dangerous situations, about 3,000 objects listed in the catalog are active satellites, and the remaining objects represent space debris. In recent decades, the problem of near-Earth space pollution by technogenic objects is being worsen in connection with the space activities expansion, i.e., the tendency to the spacecraft miniaturization and launching of numerous small spacecraft groupings instead of a single large spacecraft. As of now, methods for space debris cleaning-off are being actively developed, as well as measures preventing in prospect the possibility of contamination itself.

As of passive techniques for nano-satellites withdrawal from low near-Earth orbits, the most realizable are the method of aerodynamic braking by the inflatable devices and braking devices from foam polymer materials of a foamed plastic type. The inflatable braking device possesses the following disadvantages:

- a high probability of both internal (during disclosing) and external damage (micrometeorites, space debris particles, solar UV radiation), which will lead to rapid loss of gas composition and the shell shape deformation;
- the loss of shape will be occurring while interaction with atmosphere and, as a consequence, braking probability reduction.

Polymer material coating by foam for a braking device creating has the following disadvantages:

- the foam coating formation is of a high polymerization rate, thus, the coating spherical shape obtaining in vacuum is rather difficult to control;
- there is no proof that the foam coating will retain its structure in a vacuum;
- technical device for the foam creating is more complex than the inflatable mechanism.

Our proposal supposes foam feeding into an elastic thin-film tank of a rubber ball type. The walls of this ball will perform two functions: expand under the impact of the foam to the large sizes and, on the other hand, will limit the foam material escape into space. To realize the said method, the activities on numerical modeling and model experiments on disclosing and filling the braking shell with the foam materials under conditions close to the operation on low near-Earth orbits are required besides developing a special polymer foam for operation under vacuum conditions.

**Keywords:** space debris, near-Earth space, small spacecraft, deorbiting, polymer foams

**For citation:** Moskatin'ev I.V., Sysoev V.K., Firsyuk S.O., Yudin A.D. Proposal on the Aerodynamic Braking Device Elaboration Based on Foam Materials for Small Spacecraft. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 3, pp. 26-34.

---

---

### Введение

Более чем за 60 лет космической деятельности произведено свыше шести тысяч запусков космических аппаратов (КА); на орбите около 56 тысяч объектов, из которых 26 тысяч можно отслеживать с Земли (размером 10 см – на низких околоземных орбитах (НОО) или размером 1 м – в области геостационарной орбиты (ГСО)). По данным Главного информационно-аналитического центра (ГИАЦ) автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях (АСПОС), порядка трех тысяч занесенных в каталог объектов являются действующими спутниками, остальные объекты – космический мусор [1].

Космический мусор (КМ) определяется как все находящиеся на околоземной орбите или возвращающиеся в атмосферу антропогенные объекты, включая их фрагменты и элементы, которые являются нефункциональными. Поскольку засоренность космического пространства продолжает увеличиваться, вероятность столкновений, способных

наносить повреждения, будет также расти. Кроме того, существует опасность причинения ущерба на поверхности Земли, если КМ сохранится после входа в ее атмосферу. В связи с этим незамедлительное принятие мер по предупреждению образования космического мусора считается благоразумным и необходимым шагом на пути к сохранению космической среды для будущих поколений [2].

Свод руководящих принципов предупреждения образования космического мусора, разработанный Межагентским координационным комитетом по космическому мусору (МККМ), отражает основополагающие элементы существующей совокупности практики, стандартов, кодексов и руководств по этому вопросу, разработанных рядом национальных и международных организаций. Комитет по использованию космического пространства в мирных целях признает полезность свода качественных руководящих принципов высокого уровня, пользующегося более широким признанием в мировом космическом сообществе.

В последние десятилетия в связи с расширением космической деятельности — тенденции к миниатюризации КА, запускам многочисленных группировок малых космических аппаратов вместо одного большого — усугубляется проблема засорения техногенными объектами околоземного космического пространства (ОКП).

Согласно руководящему принципу 6 «Ограничение длительного существования космических аппаратов и орбитальных ступеней ракет-носителей в районе низкой околоземной орбиты после завершения их программы полета» космические аппараты и орбитальные ступени ракет-носителей, которые завершили свои полетные операции на орбитах, проходящих через район НОО, должны быть уведены с орбиты контролируемым образом. Если это не представляется возможным, то они должны быть удалены с орбит во избежание их длительного нахождения в районе НОО.

Требование оснащать все МКА системами увода с орбиты предусмотрены стандартами Европейского космического агентства ESA [3], Национального управления по аэронавтике и astronautике США NASA [4]. Такие меры предусмотрены и в российском ГОСТе [5]. Согласно п. 5.2 «Космические средства должны быть сконструированы так, чтобы исключить образование космического мусора в околоземном космическом пространстве. В случаях, если это требование невыполнимо, любое образование КМ должно быть минимизировано по количеству, занимаемой области и срокам пребывания КМ на орбите». Таким образом, разработка технических решений и систем увода с рабочей орбиты после окончания активного функционирования МКА в ОКП является актуальной задачей.

В настоящее время активно разрабатываются способы очистки ОКП от космического мусора, а также мероприятия, предотвращающие в перспективе саму возможность засорения. В [6–9] приведен обзор способов для увода МКА и наноспутников с НОО и предлагается использовать ранее предложенный способ аэродинамического торможения надувными устройствами [10]. Данный способ увода наиболее прост в технологии изготовления и применении.

**Газонаполняемые оболочки.** Движение КА в верхней атмосфере Земли характеризуется наличием тормозящей аэродинамической силы, вызванной свободномолекулярным обтеканием корпуса КА [11]. Величина тормозящей силы зависит от положения искусственного спутника Земли в околоземном пространстве, положения Солнца, времени года и суток, а также от солнечной активности и геомагнитной возмущенности. Идея надувных оболочек состоит в том, чтобы увеличить

аэродинамическое сопротивление КА в несколько сотен раз, тем самым приводя его к резкому торможению в атмосфере Земли. Механизм надувного устройства аэродинамического торможения (УАТ) интегрируется в целевой спутник до его запуска. Когда требуется операция схода с орбиты, оболочка заполняется газом. Материал тормозной оболочки ультратонкий и легкий. Поэтому даже небольшого количества газа достаточно, чтобы надуть оболочку в виде шара [12].

Согласно этой концепции была произведена оценка пространственной и временной эволюции орбиты высотой 500 км для КА массой 200 кг, оснащенного сферической оболочкой (рис.1) диаметром  $D$ , равным 3, 5, 10 и 15 метра, по методике, заданной в [13]. В табл. 1 представлены значения параметров связки КА-УАТ и время увода с орбиты 500 км при среднем уровне солнечной активности на 25-й цикл.

Таблица 1

Значения параметров связки КА и тормозной сферической оболочки

Параметр	Значение			
	3	5	10	15
Диаметр УАТ, м	3	5	10	15
Длина связки КА-УАТ, м	3,88	5,88	10,88	15,88
$S_{мид}, м^2$	8,7	24,1	82,98	181,1
$F_{сф}, м^2$	28,26	78,5	314	706,5
Ожидаемое время увода, сут	820	330	84	21

Устройства аэродинамического торможения просты по конструкции, легко изготавливаемы, а занимаемые ими объемы в транспортных средствах и в развернутом рабочем положении могут

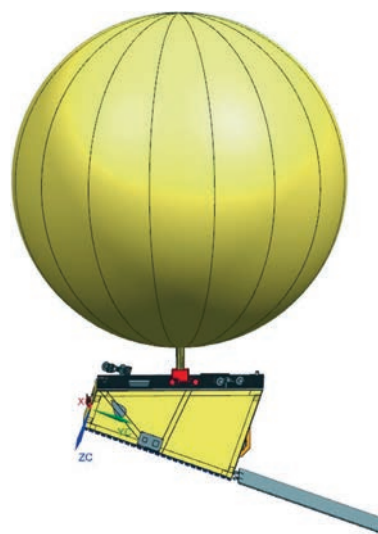


Рис. 1. Сферическая тормозная оболочка в рабочем положении

в десятки раз различаться. Оболочка может быть изготовлена из полиэтилентерефтолатной пленки, металлизированной с двух сторон ПЭТ-КДА [14] толщиной 5 мкм с удельной массой 11,5 г/м<sup>2</sup>. Эти пленки показали высокую применимость для конструкций космического назначения [15].

Недостаток этой концепции связан с созданием системы газонаполнения и развертывания, соответственно с ограниченным сроком службы из-за газопроницаемости материала оболочки и возможностью повреждения надувной оболочки другим КМ, имеющим большую скорость [9]. На орбитах высотой от 600 до 1200 км пространственная плотность КМ составляет максимум 0,1 объекта на 1 млн км<sup>3</sup> (10<sup>-7</sup>–10<sup>-8</sup> км<sup>3</sup>). Вероятность столкновения КА, оснащенных надувными устройствами, с космическим мусором крайне невелика, однако имеются прецеденты столкновений с космическими объектами на орбите [16].

**Метод вспенивания.** Другой метод создания аэродинамического торможения предложен в работе [17] – разработка тормозного устройства из пенополимерных материалов (типа пенопласта).

Основная идея метода заключается в создании КА, способного построить пенопластовый шар вокруг объекта космического мусора с целью увеличить площадь поверхности, чтобы создать аэродинамическое сопротивление КМ. Одним из преимуществ метода является защищенность КА от другого мелкого космического мусора.

Метод может рассматриваться как состоящий из нескольких фаз:

- 1) Запуск КА на целевую орбиту и сближение с космическим мусором.
- 2) Процесс вспенивания: пена выбрасывается из КА в направлении космического мусора, прилипает к поверхности объекта и увеличивается в объеме.
- 3) Удаление мусора: космический мусор, частично или полностью покрытый шаром из пены, начинает сходить с орбиты.
- 4) Нацеливание на следующий объект: КА, вводя в действие свои двигатели, выполняет орби-

тальные маневры, направленные на сближение со следующим объектом КМ.

5) Самостоятельная утилизация КА: как только КА завершает свою миссию, двигателями понижается орбита и происходит сход космического аппарата с орбиты в течение 25 лет, как рекомендовано руководящими принципами МККМ.

Устройство для выброса пены должно иметь возможность приближаться к объекту КМ и покрывать его поверхность как можно более равномерно. Поскольку определенный вид пены получается в результате смешивания двух компонентов, для упрощения устройства и уменьшения его массы предполагается, что смесительная камера и /или смесительная насадка для получения пены будут устанавливаться на роботизированной руке, образуя устройство для выброса пены (рис. 2).

Способ увода космического мусора при использовании пены имеет простой механизм увода; полученная структура пены не предполагает какого-либо контроля; пена изотропно расширяется в космическом пространстве, в результате чего образуется сферическая форма, имеющая одинаковое поперечное сечение, которая самостоятельно ориентируется в потоке и предотвращает от повреждений при столкновении с другими объектами космического мусора. Наиболее важное преимущество метода вспенивания в том, что нет необходимости в механизме стыковки с КМ, имеющим высокие угловые скорости [9].

Основные недостатки метода:

1. Данная концепция представляет собой взаимодействие управляемого объекта с неуправляемым, что предполагает сложную систему управления и контроля дистанции между объектами при процессе вспенивания.
2. Образование покрытия из пены трудно контролировать в вакууме из-за высокой скорости полимеризации, поэтому получение аэродинамической формы покрытия сложно обеспечить.
3. Эксперименты по использованию пены в условиях космического пространства не проводи-

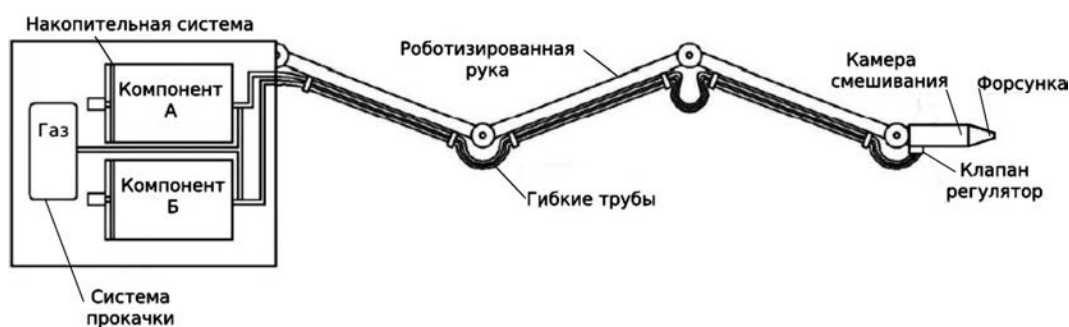


Рис. 2. Роботизированная рука для напыления пены (адаптировано из [17])

лись, поэтому нет доказательств сохранения структуры пены в условиях вакуума и микрогравитации.

Разработка пены, способной расширяться и сохранять форму в условиях вакуума, представляет собой ключевую технологию для предлагаемого способа.

### Особенности пенообразования полимерных материалов в космосе

В [18] был приведен анализ пеноматериалов для реализации аэродинамического устройства и его характеристик для работы в космосе. Наиболее подходящими из полимерных пен для использования в космическом пространстве являются пенополиуретаны (ППУ).

К пенополиуретанам (вспененным полиуретанам), относят гетероцепные полимеры, содержащие значительное количество уретановых групп. Технологический процесс получения ППУ состоит из смешения полиэфиров с диизоцианатами и другими компонентами и вспенивания композиции, которая затем отверждается. В состав композиции для вспенивания, помимо полиэфиров и полиизоцианатов (обычно толуилендиизоцианат) и вспенивателей, входят катализаторы отверждения (диметиланилин и другие амины), поверхностно-активные вещества (натриевые соли сульфокислот, мыла) и регулятор размера пор (парафиновое масло) [19]. В зависимости от природы используемых полимеров различают пенополиуретаны на основе простых или сложных эфиров. При одностадийном методе диизоцианат, полиэфирную смолу, воду, катализаторы, стабилизаторы и эмульгаторы смешивают одновременно. Взаимодействие происходит сразу, причем подъем пены начинается приблизительно через 10 с после смешивания и завершается через 1–2 мин. Отверждение пены продолжается от нескольких часов до суток.

Характеристики ППУ чрезвычайно разнообразны и в зависимости от относительной скорости молекулярного роста полимера (полимеризации) и реакции газообразования на стадии вспенивания стенки ячеек оказываются прорванными или неразрушенными, что приводит к формированию полимеров соответственно с открыто- или закрытой ячеистой структурой (рис. 3).

Пенообразование полимерных материалов непосредственно не проводилось в космосе, но ранее ППУ использовался для теплоизоляции и защиты внешнего топливного бака космического челнока «Шаттл», а в настоящее время ЦСКБ «Прогресс» использует его для изоляции топливных баков современных ракет «Союз».

Существует ряд работ [17, 18, 21, 22] по моделированию процессов полимеризации ППУ, которые показал следующее:

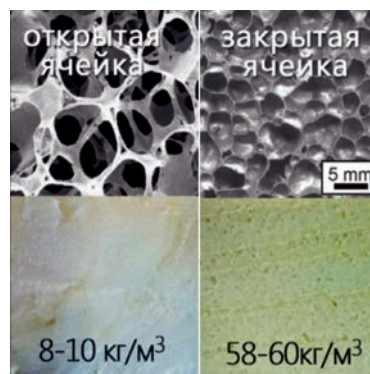


Рис. 3. Типы пенополиуретана [20]

– газообразование внутри полимера является необходимым условием для вспенивания;

– способность полимера удерживать газ до получения стабильной структуры влияет на прочность полимера и на коэффициент расширения. Низкая прочность может привести к чрезмерному расширению ячеистой структуры и разрыву ячеек, и наоборот – слишком высокая прочность приведет к ограниченному расширению ППУ. Таким образом, баланс между прочностью полимеров и соотношением газ/полимер имеет важное значение для получения вспененных материалов;

– процесс вспенивания зависит от давления внешней среды. Снижение давления на ячейку увеличивает конечный объем и время реакции. Например, при давлении 1 Па (что соответствует давлению на НОО высотой около 100 км), 8 мл исходного полимера ППУ стремится к объему пены приблизительно  $9,9 \text{ м}^3$ . Полученная плотность была близка к  $10^{-3} \text{ кг/м}^3$ , а коэффициент расширения  $1,2 \cdot 10^6$  [18]. Современные полимерные пены не смогут выдержать такой высокой скорости молекулярного роста полимера, поэтому разработанные в будущем специальные двухкомпонентные полимерные пены могут иметь характеристики, значительно превышающие эти значения.

### Предложение комбинированного аэродинамического тормозного устройства на основе тонкопленочной оболочки с пеноматериалами

Предлагается подавать пену в эластичный тонкопленочный резервуар (типа каучуковый шар), т. е. предлагается совместить ранее рассмотренные методы. Стенки этого шара будут выполнять две функции: расширяться под действием пены до больших размеров, но, с другой стороны, будут ограничивать уход пенного материала в космос. Для дренажа рабочих и остаточных газов предусматриваются отверстия в стенках шара (резервуара).

В качестве такого упругого резервуара можно рассмотреть два варианта: первый – материал

металлизированный лавсан, второй – резиновый материал (каучук). Хотя в космических условиях каучук менее стоек, больший коэффициент растяжения позволит получить более объемное тормозное устройство. Деструкция его будет происходить после полимеризации пенного материала, т. е. когда устройство приобретает твердую форму.

Масса шара из ППУ будет в несколько раз меньше массы оболочки, если плотность пеноматериала будет составлять около  $10^{-3}$  кг/м<sup>3</sup>, табл. 2.

Таблица 2

**Предварительная массовая сводка системы увода на основе пенополиуретана**

Параметр/Диаметр шара	3	5	10	15
Объем оболочки, м <sup>3</sup>	14,13	65,41	523,3	1766,25
Масса оболочки, кг	0,325	0,903	3,611	8,125
Масса пеноматериала ( $\rho = 10^{-3}$ кг/м <sup>3</sup> ), кг	≈ 0,014	≈ 0,065	≈ 0,53	≈ 1,766
Масса устройства увода, не более, кг	1	2	5	12

На рис. 4 показана структура предлагаемого устройства (способа).

Конечно, влияние силы упругости сосуда и силы расширяющейся пены весьма динамичное, и пред-

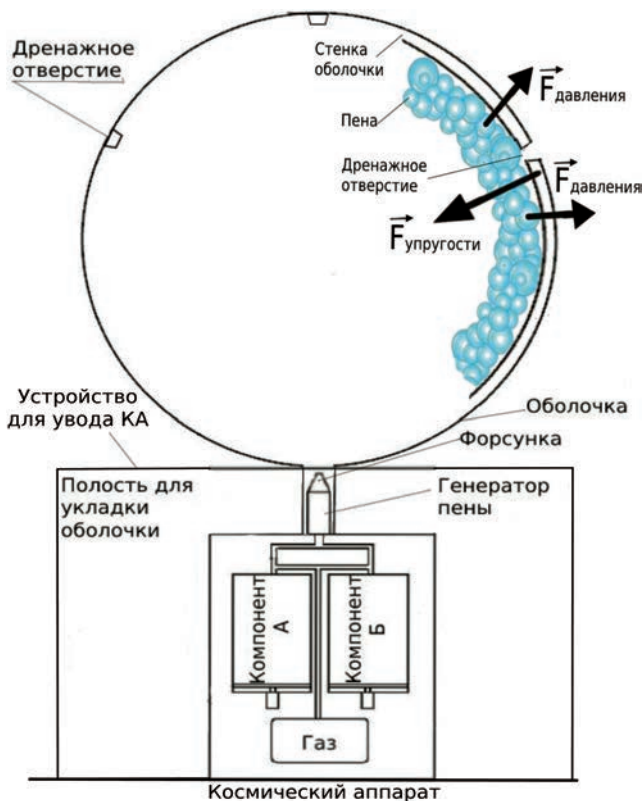


Рис. 4. Схема устройства для аэродинамического торможения малого КА на основе пенного материала

стоит проведение как расчетных, так и экспериментальных работ для определения оптимального соотношения газ/полимер, скорости подачи пены, объема резервуара и механических характеристик упругого резервуара.

**Модельные эксперименты комбинированного устройства с пеноматериалом**

Были проведены оценочные экспериментальные работы в нормальных условиях (атмосфере) с пеноматериалами и оболочками из различных материалов: 1 – полиэтиленовая оболочка без отверстия; 2 – полиэтиленовая оболочка с отверстием; 3 – резиновая оболочка без отверстия; 4 – резиновая оболочка без отверстия, предварительно накачанная воздухом (рис. 5).

Были произведены измерения объема и массы полученных образцов, вычислена плотность заполнения оболочек пеноматериалов (табл. 3).

Таблица 3

**Параметры образцов, заполненных пеноматериалом**

Параметр/Образец	1	2	3	4
Масса, г	22	72	122	224
Высота, мм	150	150	150	220
Диаметр, мм	80	140	190	230
Объем, м <sup>3</sup>	0,0008	0,0015	0,0026	0,0077
Плотность, кг/м <sup>3</sup>	27,5	48	46,9	29,1

Полученные поперечные сечения оболочек, наполненных пеной, показаны на рис. 6.

Эксперимент показал, что у образцов 1 и 4 плотность пены в два раза меньше, чем у образцов 2 и 3. Это может объясняться большой скоростью полимеризации и разрушением ячеек пены, что от-

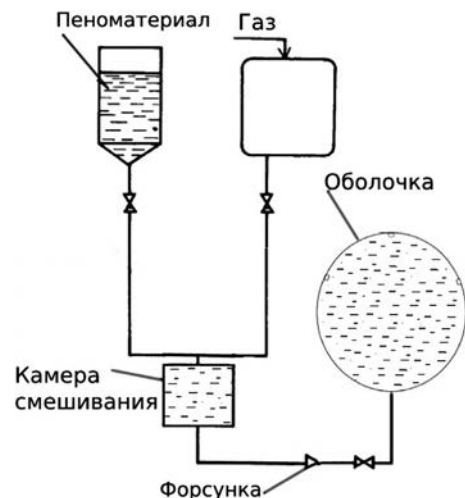


Рис. 5. Схема эксперимента по наполнению устройства для аэродинамического торможения МКА пеноматериалом

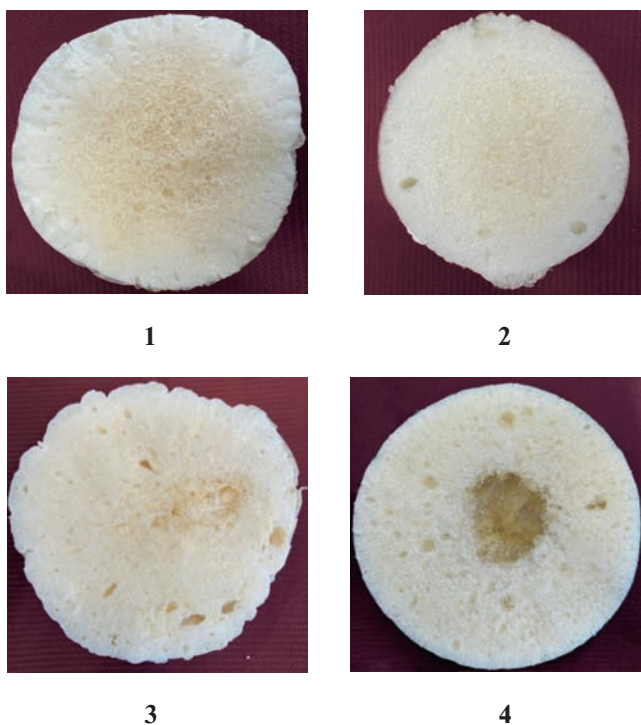


Рис. 6. Образцы, наполненные пеноматериалом (поперечный разрез)

четливо видно в середине у образца **2**. У образца **2** при застывании пены и при расширении излишки ее активно выходили через дренажные отверстия, а у образца **3** растягивалась резиновая оболочка, поэтому полимеризация происходила медленнее.

У образцов оболочки без дренажных отверстий (**1, 3, 4**) наблюдается уплотнение материала — к границам оболочки он представляет собой почти беспористую структуру. У образца оболочки с дренажными отверстиями **2** наблюдается равномерное заполнение и пористость.

Образец **4** является наилучшим результатом, так как полученная полость снижает расход пеноматериала и массу шара, а пористая структура по границе сферы будет обеспечивать аэродинамическое торможение до входа МКА с УАТ в плотные слои атмосферы с меньшей вероятностью потери аэродинамической формы, чем у надувной оболочки.

Основной целью эксперимента была разработка по наполнению оболочек пеноматериалами для проведения дальнейших испытаний в условиях, приближенных ОКП. Плотность наполненных образцов в термовакуумной камере, очевидно, будет меньше, так как скорость полимеризации зависит от соотношения газ/полимер.

## Выводы

С увеличением количества запусков и тенденцией к миниатюризации КА все более актуальной становится разработка способов очистки низких

околоземных орбит от космического мусора. Известно множество предложений по уменьшению засорения околоземного космического пространства от МКА, наноспутников и частей КА после их столкновения, но наиболее эффективными и простыми являются устройства, которые увеличивают площадь аэродинамического сопротивления для увода КА с НОО.

В статье представлено предложение по заполнению пеноматериалом надувной тормозной оболочки, главный недостаток которой — риск потери герметичности и формы. Для реализации предлагаемого комбинированного способа необходима разработка специальной полимерной пены с плотностью около  $10^{-3}$  кг/м<sup>3</sup> после полимеризации. Такое устройство в составе МКА на старте будет иметь массу порядка 1 кг и сможет обеспечить прогнозируемый увод МКА после завершения эксплуатации или выхода из строя в срок от нескольких месяцев в зависимости от массы и высоты рабочей орбиты.

Для эксплуатации в условиях вакуума также требуется провести работы по численному моделированию и модельные эксперименты наполнения тормозной оболочки пеноматериалами в условиях, близких к эксплуатации на низких околоземных орбитах — получить оптимальную скорость наполнения оболочки и полимеризации ППУ.

## Список источников

1. Макаров Ю.Н. Мониторинг техногенного засорения космического пространства. Проблемы и решения // Наноиндустрия. 2019. Т.12. № 1. С. 6–14. DOI: 10.22184/1993-8578.2019.12.1.6.14
2. Руководящие принципы Комитета по использованию космического пространства в мирных целях по предупреждению образования космического мусора. Издание Организации Объединенных Наций. URL: [http://www.un.org/ru/documents/decl\\_conv/conventions/space\\_debris.shtml](http://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/space_debris.shtml)
3. ESA. Requirements on Space Debris Mitigation for Agency Projects. ESA/ADMIN/IPOL(2008)2. Paris. April 2008.
4. NASA. Process for Limiting Orbital Debris. NASA Technical Standard. NASA-STD-8719.14A (with Change 1). 2011.
5. ГОСТ Р 52925-2008. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. — М.: Стандартинформ, 2008. — 8 с.
6. Юдинцев В.В. Динамика захвата сетью вращающегося объекта космического мусора // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 37–48.
7. Асланов В.С., Юдинцев В.В. Стыковка с объектом космического мусора при помощи разворачиваемой упругой балки-ленты // Вестник Московского авиационного

- института. 2018. Т. 25. № 2. С. 16–24.
8. Карчаев Х.Ж., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К. и др. Анализ методов увода наноспутников Cubesat с низких околоземных орбит // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2019. № 4. С. 19–28.
  9. Yalçın B.C., Martínez C., Delisle M.H. et al. ET-Class: An Energy Transfer-Based Classification of Space Debris Removal Methods and Missions // *Frontiers in Space Technologies*. 2022. Vol. 3. Article 792944. DOI: 10.3389/frspt.2022.792944
  10. Митькин А.С., Москатиньев И.В., Сысоев В.К. и др. Модульный космический аппарат. Патент RU 2703818 С1. Бюл. № 30, 22. 10.2019.
  11. Кульков В.М., Юн С.У., Фирсюк С.О. Метод управления движением малых космических аппаратов с использованием надувных тормозных устройств для торможения при орбитальном полете до входа в атмосферу // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 3. С. 23–36. DOI: 10.34759/vst-2020-3-23-36
  12. Компанец А. Красивый метод очистки околоземного пространства от космического мусора. 2010. URL: <http://facepla.net/index.php/the-news/45-tech/577-a-giant-gold-balloon>
  13. ГОСТ Р 25645.166–2004 Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. — М.: Издательство стандартов, 2004. — 28 с.
  14. Пленка полиэтиленфтолатная металлизированная. ТУ 6-49-04719662-119-93.
  15. Иванков А.А., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Аэротермодинамика спускаемого контейнера надувной конструкции для доставки грузов с Международной космической станции // Тепловые процессы в технике. 2009. Т. 1. № 5. С. 204–207.
  16. Клоушников В.Ю. Синдром Кесслера: будет ли закрыта дорога в космос? // Воздушно-космическая сфера. 2021. № 4. С. 32–43. DOI: 10.30981/2587-7992-2021-104-4-32-43
  17. Pergola P., Ruggiero A., Andrenucci M., Summerer L. Low-thrust Missions for Expanding Foam Space Debris Removal // 32nd International Electric Propulsion Conference (11–15 September 2011; Wiesbaden, Germany). IEPC-2011-126.
  18. Andrenucci M., Pergola P., Ruggiero A. et al. Active Removal of Space Debris - Expanding foam application for active debris removal. European Space Agency, Advanced Concepts Team. Ariadna Final Report 10-4611, 2011.
  19. Пенополиуретаны вспенивание // Справочник химика 21, <https://www.chem21.info/info/792928/>
  20. Напыляемый пенополиуретан // Отраслевой портал российских ППУ подрядчиков. URL: <https://pmp.ru/napylyaemy-penopoliiuretan/>
  21. McManus S.P., Wessling F.C., Matthews J.T. et al. Production of Polyurethane Foams in Space: Gravitational and Vacuum Effects on Foam Formation // *Polymer Research in Microgravity*. ACS Symposium series. 2001. Vol. 793. Chapter 6, pp. 78-96. DOI:10.1021/bk-2001-0793.ch006
  22. Lee S.T., Park C.B., Ramesh N.S. *Polymeric Foams: Science and Technology*. - Boca Raton: CRC Press, 2006. — 220 p. DOI: 10.1201/9781420004625

## References

1. Makarov Yu.N. *Nanoindustriya*, 2019, vol. 12, no. 1, pp. 6-14. DOI: 10.22184/1993-8578.2019.12.1.6.14
2. *Rukovodyashchie printsipy Komiteta po ispol'zovaniyu kosmicheskogo prostranstva v mirnykh tselyakh po preduprezhdeniyu obrazovaniya kosmicheskogo musora. Izdanie Organizatsii Ob»edinennykh Natsii*. URL: [http://www.un.org/ru/documents/decl\\_conv/conventions/space\\_debris.shtml](http://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/space_debris.shtml)
3. ESA. *Requirements on Space Debris Mitigation for Agency Projects*. ESA/ADMIN/IPOL(2008)2. Paris. April 2008.
4. NASA. *Process for Limiting Orbital Debris*. NASA Technical Standard. NASA-STD-8719.14A (with Change 1). 2011.
5. *Izdeliya kosmicheskoi tekhniki. Obshchie trebovaniya k kosmicheskim sredstvam po ogranicheniyu tekhnogenogo zasoreniya okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva. GOST R 52925-2008* (Space technology items. General requirements for mitigation of near-earth space debris population, State Standard 52925-2008), Moscow, Standartinform, 2008, 8 p.
6. Yudin V.V. Rotating space debris objects net capture dynamics. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 37-48.
7. Aslanov V.S., Yudin V.V. Docking with space debris employing the unfolding flexible beam-strap. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no 2, pp. 16-24.
8. Karchaev Kh.Zh., Pichkhadze K.M., Sysoev V.K. et al. *Polet. Obshcherossiiskii. nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2019, no. 4, pp. 19-28.
9. Yalçın B.C., Martínez C., Delisle M.H. et al. ET-Class: An Energy Transfer-Based Classification of Space Debris Removal Methods and Missions. *Frontiers in Space Technologies*, 2022, vol. 3. Article 792944. DOI: 10.3389/frspt.2022.792944
10. Mit'kin A.S., Moskatin'ev I.V., Sysoev V.K. et al. *Patent RU 2703818 C1*, 22.10.2019.
11. Kul'kov V.M., Yoon S.W., Firsyuk S.O. A small spacecraft motion control method employing inflatable braking units for deceleration while orbital flight prior to the atmospheric entry. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 3, pp. 23-36. DOI: 10.34759/vst-2020-3-23-36
12. Kompaneets A. *Krasivyi metod ochistki okolozemnogo prostranstva ot kosmicheskogo musora*, 2010. URL: <http://facepla.net/index.php/the-news/45-tech/577-a-giant-gold-balloon>



13. *Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model' plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennykh sputnikov Zemli. GOST R 25645.166-2004* (Earth upper atmosphere. Density model for ballistic support of flights of artificial earth satellites, State Standard 25645.166-2004), Moscow, Standarty, 2004, 28 p.
14. *Plenka polietilenfolatnaya metallizirovannaya*. TU 6-49-04719662-119-93.
15. Ivankov A.A., Pichkhadze K.M., Finchenko V.S. *Teplovye protsessy v tekhnike*, 2009, vol. 1, no. 5, pp. 204–207.
16. Klyushnikov V.Yu. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera*, 2021, no. 4, pp. 32–43. DOI: 10.30981/2587-7992-2021-104-4-32-43
17. Pergola P., Ruggiero A., Andrenucci M., Summerer L. Low-thrust Missions for Expanding Foam Space Debris Removal. *32nd International Electric Propulsion Conference (11–15 September 2011; Wiesbaden, Germany)*. IEPC-2011-126.
18. Andrenucci M., Pergola P., Ruggiero A. et al. *Active Removal of Space Debris – Expanding foam application for active debris removal*. European Space Agency, Advanced Concepts Team. Ariadna Final Report 10-4611, 2011.
19. *Penopoliuretany vspenivanie. Spravochnik khimika 21*, <https://www.chem21.info/info/792928/>
20. Napylyaemyi penopoliuretan. *Otraslevoi portal rossiiskikh PPU podryadchikov*. URL: <https://pmpu.ru/napylyaemyi-penopoliuretan/>
21. McManus S.P., Wessling F.C., Matthews J.T. et al. Production of Polyurethane Foams in Space: Gravitational and Vacuum Effects on Foam Formation. *Polymer Research in Microgravity. ACS Symposium series*, 2001, vol. 793. Chapter 6, pp. 78–96. DOI:10.1021/bk-2001-0793.ch006
22. Lee S.T., Park C.B., Ramesh N.S. *Polymeric Foams: Science and Technology*. Boca Raton, CRC Press, 2006, 220 p. DOI: 10.1201/9781420004625

Статья поступила в редакцию 06.04.2023; одобрена после рецензирования 19.05.2023; принята к публикации 22.05.2023.

The article was submitted on 06.04.2023; approved after reviewing on 19.05.2023; accepted for publication on 22.05.2023.