

Труды МАИ. 2022. № 124
Trudy MAI, 2022, no. 124

Научная статья
УДК 629.7.052; 608; 621.454.2; 539.4
DOI: [10.34759/trd-2022-124-04](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-04)

СИСТЕМА БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ИЗМЕЛЬЧЕНИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОРБИТАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ

Мария Евгеньевна Баркова

Российские космические системы, АО «РКС»,
Москва, Россия

Alttaira@yandex.ru

Аннотация. Система безопасности при измельчении космического мусора является основополагающей системой в переработке космического мусора в топливо непосредственно на орбите. Данное исследование посвящено возможности отработки технологии переработки металлизированного мусора на Земле, а также разработке концепции системы безопасности при измельчении космического мусора. В обломках ступеней ракет остаются пары ракетного топлива, которые при попытке измельчения могут спровоцировать взрыв.

Ключевые слова: космический мусор, космический аппарат, система безопасности, система охлаждения, измельчение

Для цитирования: Баркова М.Е. Система безопасности при измельчении космического мусора в орбитальных условиях // Труды МАИ. 2022. № 124. DOI: [10.34759/trd-2022-124-04](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-04)

SAFETY SYSTEM FOR SHREDDING SPACE DEBRIS IN ORBITAL CONDITIONS

Mariya E. Barkova

Company «Russian Space Systems», JSC «RSS»,

Moscow, Russia

Altaira@yandex.ru

Abstract. The space debris shredding safety system is a fundamental system in the processing of space debris into fuel directly in orbit. This study is devoted to the possibility of testing the technology for processing metallized debris on Earth, as well as the development of the concept of a safety system for shredding space debris. In the wreckage of the stages of rockets, propellant vapors remain, which, if crushed, can provoke an explosion.

The main problem of the article is the development of the concept of a safety system for shredding space debris directly in orbit.

The purpose of this work is to consider ground tests of the technology for processing metallized space debris into fuel.

The relevance of this work lies in the concept of a safety system for shredding space debris directly in orbit.

The most important source of non-fragmentation debris was more than 2,460 firings of solid rocket motors, which released aluminum oxide (Al₂O₃) in the form of micrometer dust and slag particles ranging in size from mm to cm.

The main cause of in-orbit explosions is due to residual fuel that remains in tanks or fuel lines, or other leftover energy sources that remain on board after a rocket or satellite stage has been dropped into Earth orbit.

These fragmentation events are thought to have generated a population of objects larger than 1 cm, numbering on the order of 900,000. The sporadic flux from natural meteoroids can only dominate the flux from human-made objects near sizes of 0.1-1 mm.

Keywords: space debris, spacecraft, security system, cooling system, shredding

For citation: Barkova M.E. Safety system for shredding space debris in orbital conditions.

Trudy MAI, 2022, no. 124. DOI: [10.34759/trd-2022-124-04](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-04)

Введение

За более чем 60 лет космической деятельности более 6050 запусков привели к тому, что на орбите появилось около 56450 отслеживаемых объектов, из которых около 28160 остаются в космосе и регулярно отслеживаются Американской сетью космического наблюдения и поддерживаются в их каталоге, который охватывает объекты размером более 5-10 см на низкой околоземной орбите (LEO) и от 30 см до 1 м на геостационарных (ГЕО) высотах. Только небольшая часть - около 4000 - сегодня являются неповрежденными, работоспособными спутниками [1, 2].

Это большое количество космической техники имеет общую массу более 9300 тонн.

Около 24% занесенных в каталог объектов составляют спутники (менее трети из которых находятся в рабочем состоянии), а около 11% составляют отработанные разгонные блоки и объекты, связанные с миссией, такие как пусковые адаптеры и крышки объективов.

С 1961 года было зарегистрировано более 560 событий, приведших к дроблению объектов космического мусора на орбите. Только 7 событий были связаны со столкновениями, и большинство текущих событий были взрывами космических кораблей и разгонных блоков. Однако ожидается, что в будущем столкновения станут основным источником космического мусора.

Предполагается, что эти события фрагментации породили популяцию объектов размером более 1 см, насчитывающую порядка 900 000. Спорадический поток от природных метеороидов может преобладать только над потоком от антропогенных обломков размером около 0,1–1 мм.

Основная причина взрывов на орбите связана с остаточным топливом, которое остается в баках или топливопроводах, или другими оставшимися источниками энергии, которые остаются на борту после того, как ступень ракеты или спутник были сброшены на околоземную орбиту.

Со временем суровые космические условия могут снизить механическую целостность внешних и внутренних деталей, что приведет к утечкам и/или смешиванию компонентов топлива, что может привести к самовозгоранию. Возникший взрыв может разрушить объект и разнести его массу на многочисленные осколки с широким спектром масс и сообщаемых скоростей.

Именно поэтому в СКМ существует система охлаждения при измельчении космического мусора. Рассмотрим сначала возможность отработки технологии переработки металлизированного мусора в топливо. Далее приведена концепция системы безопасности при измельчении космического мусора.

Постановка задачи

Наиболее важным источником неосколочного мусора было более 2460 запусков твердотопливных ракетных двигателей, в результате которых был высвобожден оксид алюминия (Al_2O_3) в виде микрометровой пыли и частиц шлака размером от мм до см.

Вторым важным источником был выброс активных зон из реакторов «Бук» после прекращения эксплуатации российских спутников радиолокационной разведки океана в 1980-х годах. В ходе 16 таких выбросов в космос выбрасывались многочисленные капли теплоносителя реактора (легкоплавкий натриево-калиевый сплав).

Еще одним историческим источником был выпуск тонких медных проводов в рамках эксперимента по радиосвязи во время миссий Мидас в 1960-х годах.

Наконец, под воздействием экстремального ультрафиолетового излучения сталкивающиеся атомарный кислород и сталкивающиеся микрочастицы вызывают эрозию поверхностей космических объектов. Это приводит к потере массы поверхностных покрытий и к отделению чешуек краски размером от микрометра до миллиметра.

Наблюдения с помощью телескопа ЕКА диаметром 1 м в обсерватории Тейде, Тенерифе, Испания, обнаружили множество объектов с чрезвычайно высоким отношением площади к массе. Происхождение и природа этих объектов еще до конца

не изучены. В настоящее время общепризнано, что эти объекты были созданы в районе ГСО, возможно, из материала теплового покрытия заброшенных спутников.

На рис. 1 показан аналогичный график, учитывающий только события фрагментации за последние 10 лет.

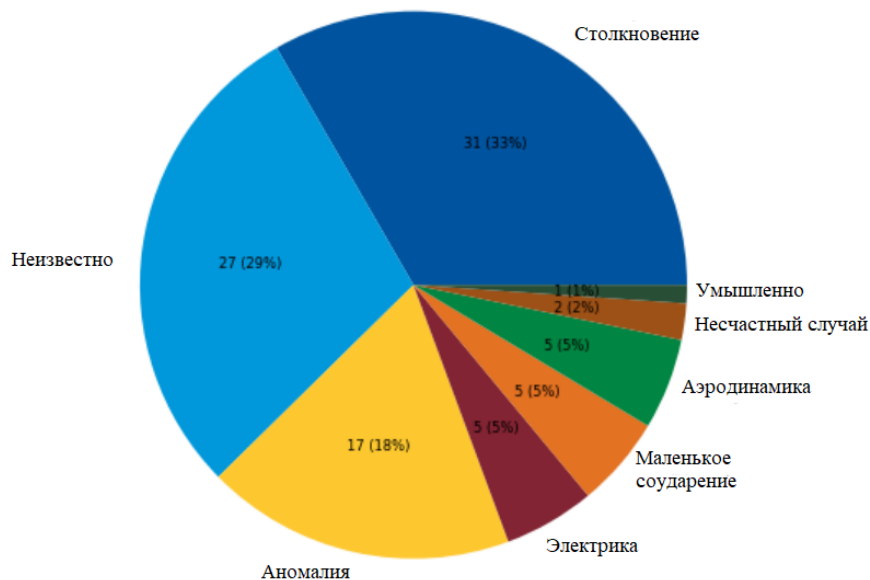


Рис. 1 - График, учитывающий только события фрагментации за последние 10 лет

1. В связи с высоким потреблением энергии СКМ, мощности веерообразного солнечного коллектора недостаточно, и для получения дополнительной мощности обшивка СКМ снабжается фотоэлементами. При сборе космического мусора, обшивка СКМ, состоящая из фотоэлементов, легко повреждается при столкновении с КМ. Проблему предполагается решить, за счет углубления фотоэлементов в обшивку СКМ с оставлением защитных барьеров между фотоэлементами. Причем, защитные барьеры должны обрамлять каждый фотоэлемент [3, 4].

О возможности отработки технологии на Земле

Деятельность человечества, будь то промышленное производство, или жизнедеятельность рядовых граждан, как в мегаполисе, как и вне него, сопряжена с большим количеством мусора. Некоторые виды отходов поддаются переработке, а некоторые являются причиной загрязнения окружающей среды, создавая, как мусорные полигоны, так и нелегальные свалки.

Одним из направлений разработки СКМ является отработка технологии переработки металлизированных отходов, не подлежащих иной переработке, в псевдожидкое топливо, что позволит удешевить разработку СКМ и очистить город от металлизированного космического мусора, не подлежащего уничтожению.

Многое, чем мы сейчас пользуемся не задумываясь, пришло к нам благодаря развитию космонавтики. Например, солнечные батареи, фильтры для водопроводной воды, геолокационные сервисы, цифровые датчики изображений, пеноматериал с памятью формы, магнитно-резонансные и компьютерные томографы и многое другое.

Среди металлизированного мусора, не подлежащего уничтожению, существуют: грязная фольга, металлы с примесями, которые согласно распоряжению Правительства РФ от 25.07.2017 №1589-р, не подлежат захоронению.

2. По данным министерства природных ресурсов (Распоряжение Правительства РФ от 25 января 2018г. №84-р) перерабатываются 8% отходов жизнедеятельности и согласно [5, 6] к 2030-му году эта цифра возрастет до 75%.

В связи с этим предлагается следующая технология, изображенная на рисунке 2.

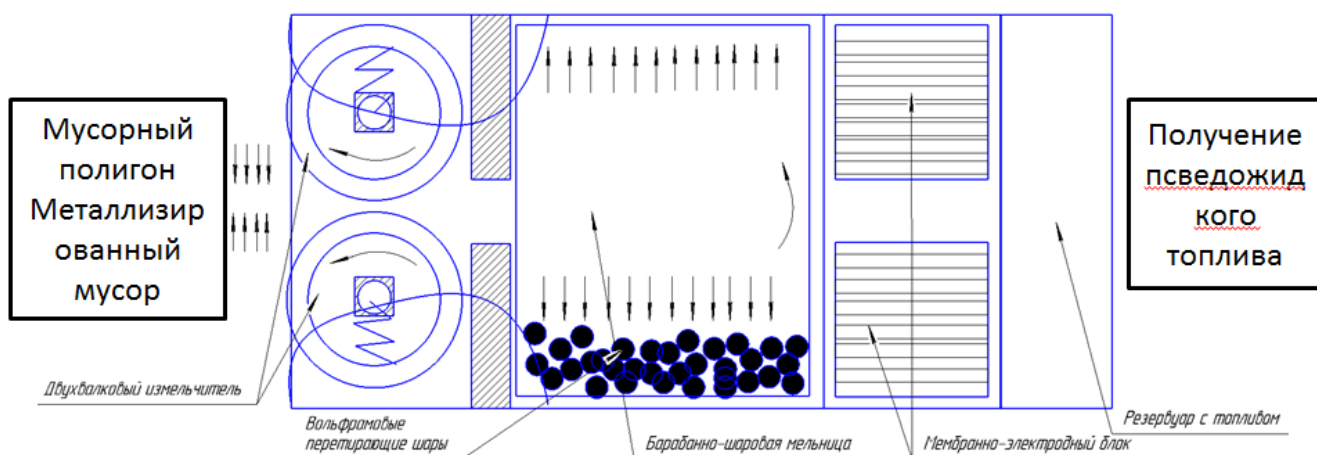


Рис. 2 – Технология переработки наземного металлизированного космического мусора

На основании работы [3, 7, 8, 9], известно, что двухвалковый измельчитель для работы требуется 3.5-4 кВт мощности, барабанно-шаровая мельница - 1.5-1.7 кВт, управление – 0.6-0.7 кВт. Так как в наземных условиях водород и кислород можно получать из воздуха, то регенератор воды не требуется.

На основании работы [10] представлен рисунок 3.

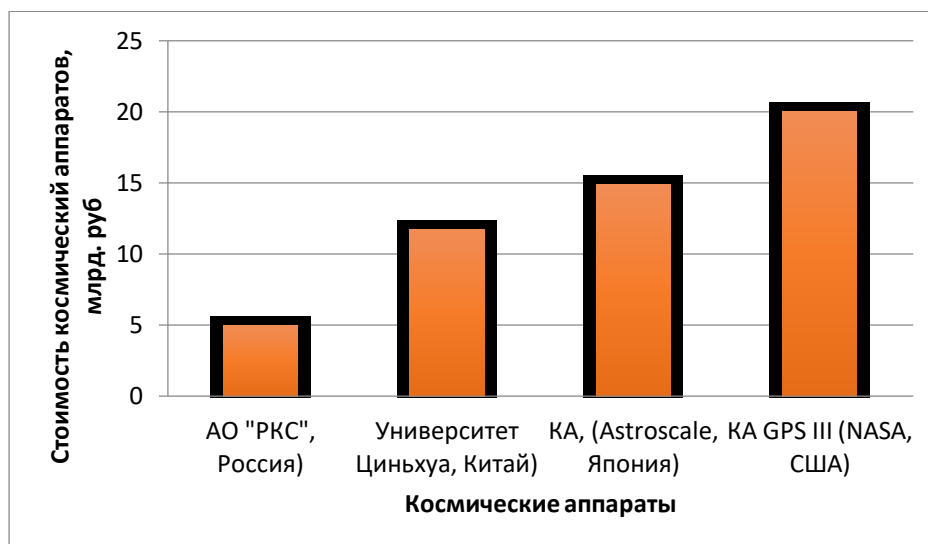


Рис. 3 – Стоимость космического аппарата

Рассмотрим гистограмму на рисунке 4.

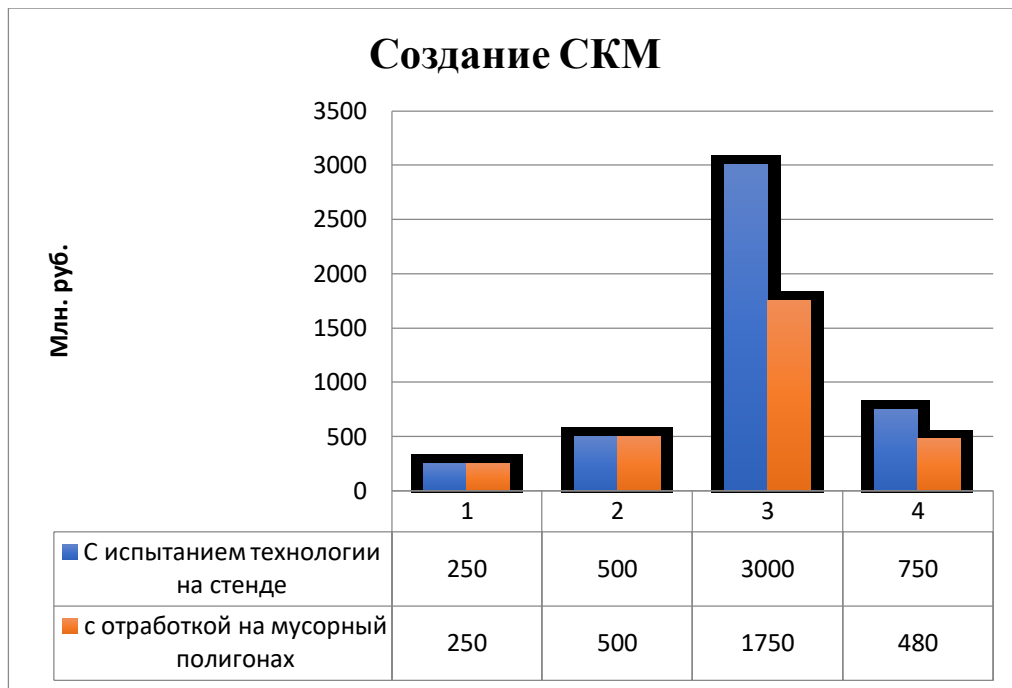


Рис. 4 – Удешевление стоимости создания СКМ

На основании гистограммы на рисунке 4, можно делать вывод, что с помощью прибыли от получения топлива из металлизированного мусора на мусорных полигонах, создание СКМ выйдет на 27% дешевле, чем отработка технологии на стендах.

Спутник находится на околокруговой низкой околоземной орбите (НОО) на высоте около 500 км. Для распространения по орбите мы используем модель сферической гармоник Земли EGM2008 с градусом, установленным на 120. Мы используем данные параметров ориентации на Землю на основе набора инструментов Aerospace Toolbox (рис. 5)

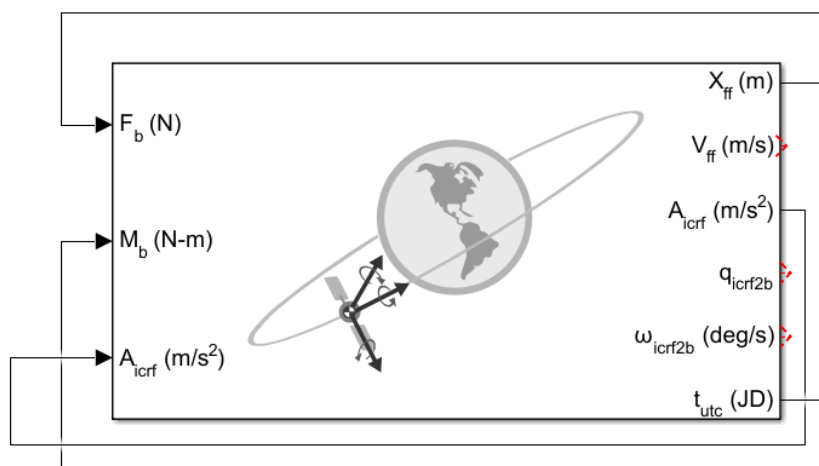


Рис. 5 – ориентация параметров космического аппарата

Дата начала миссии – 02.06.2022, 12:00:00, и работает в течение 6 часов (рис. 6).

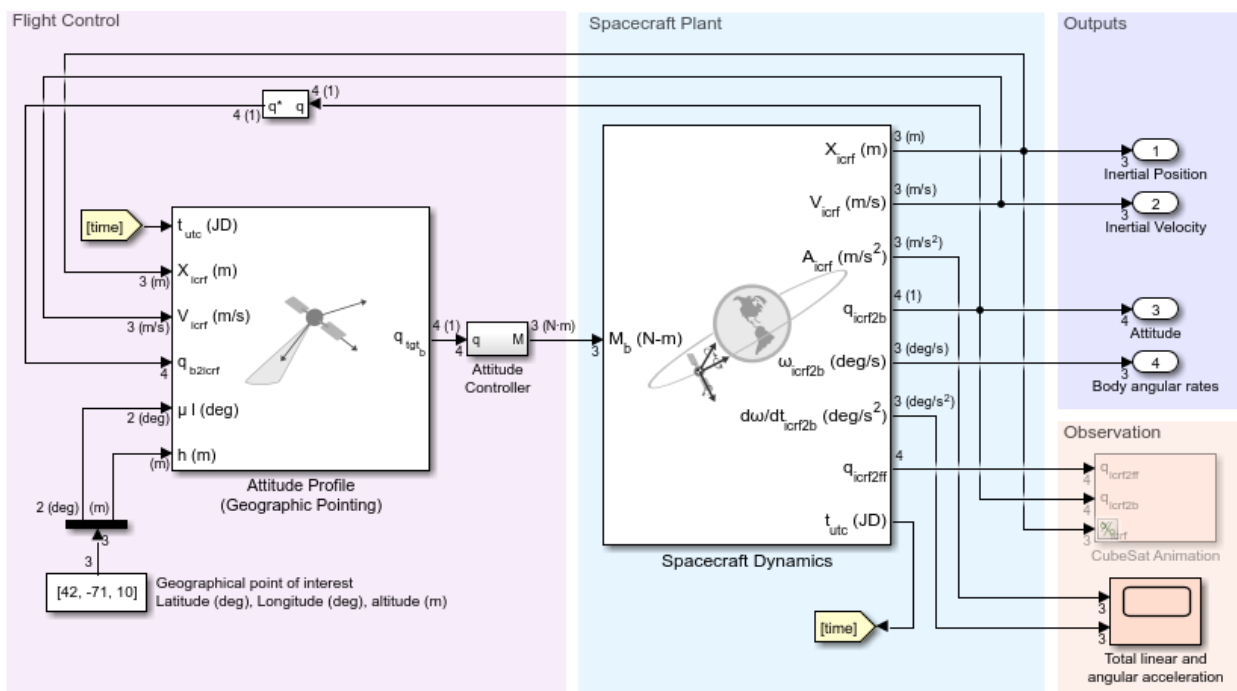


Рис. 6 – Система ориентации СКМ [11, 12]

Для обеспечения контроля ориентации мы используем блок профиля ориентации из набора аэрокосмических блоков, подключенный к простому контроллеру PD. Наше желаемое положение выравнивает ось тела спутника-z с географическими координатами $[42^{\circ}-71^{\circ}]$ на высоте 10 метров. Блок Профиля ориентации для выравнивания спутника по надиру Земли, другому географическому местоположению,

небесному телу из эфемерид DE405 JPL или любому пользовательскому вектору, предоставленному в качестве входных данных для блока (рисунок 6).

Система безопасности при измельчении космического мусора

На основании работ [13, 14, 15] представим таблицу 1, в которой сведены данные относительно двухвалкового измельчителя (предел прочности измельчаемого материала при сжатии, давление, мощность).

Таблица 1 – Параметры измельчения

Параметры \ Материалы	Предел прочности, МПа	Давление ДВИ, МПа	Мощность ДВИ, кВт	Давление на стенки БШМ, МПа	Мощность БШМ, кВт
Алюминий (Al)	150-200	82.12-109.5	2.26	$3.23 \cdot 10^{-5}$	1.32
Титан (Ti) и	600	328.5	4.58	$4.25 \cdot 10^{-5}$	2.31
Магний (Mg)	35-100	19.16-54.75	0.87	$2.90 \cdot 10^{-5}$	0.30
Сталь	400-500	219.0-273.75	3.52	$3.72 \cdot 10^{-5}$	1.90

На основании таблицы можно сделать вывод, что внутренние системы СКМ (двухвалковый измельчитель и барабанно-шаровая мельница) требуют выбора материалов, соответствующих представленным требованиям. Очевидно, что двухвалковый измельчитель должен состоять из более прочных материалов, чем барабанно-шаровая мельница [16, 17, 18, 19].

Регенеративное охлаждение камеры тяги — это уникальное решение для терморегулирования высокого теплового потока, генерируемого внутри камеры сгорания криогенного ракетного двигателя. Тепло передается от горячего газа сгорания к охлаждающей жидкости через каналы, предусмотренные на внутренней медной оболочке, тем самым охлаждая внутреннюю стенку сопла (рис.7). Новая технология нанесения медной пены внутри каналов будет действовать как бесконечное ребро, а также как барьер для расслоения охлаждающей жидкости (рис. 8). Это улучшит теплопередачу к охлаждающей жидкости и снизит температуру стенки сопла. Улучшение теплопередачи с помощью медных пенопластовых вставок в канал охлаждающей жидкости продемонстрировано в ходе экспериментов с моделируемыми жидкостями. Эксперименты проводятся с имитацией камеры горячего газа и каналов охлаждающей жидкости с использованием воды в качестве охлаждающей жидкости. Для заполнения каналов выбирается медная пена с высокой пористостью. Горячие испытания проводятся с каналами охлаждающей жидкости, заполненными медной пеной, и измеряют повышение температуры охлаждающей жидкости и падение давления в каналах. Испытания повторяют с аналогичными условиями горячего газа, но без введения медной пены внутрь каналов. В экспериментах с медными пенопластовыми вставками наблюдается существенное улучшение теплопередачи к теплоносителю, что снижает температуру стенки. Это дает хорошее представление об улучшении жизненного цикла криогенных двигателей с многократным запуском для будущих космических транспортных систем [20].

Для наземных испытаний подойдут способы, описанные в исследовании [21]. Существует три способа охлаждения: воздушно-струйное охлаждение, водоструйное охлаждение и охлаждение распылением. Для струйного охлаждения на входе и выходе струйного поля принимаются граничные условия давления. Входное давление колеблется от 0,1 МПа до 1,0 МПа. Окружающее атмосферное давление — это стандартное атмосферное давление. Относительное давление на выходе составляет 0 Па, а температура окружающей среды - 25°C. Для охлаждения распылением граничными условиями давления являются приняты на входе и выходе сопла. Граничные условия на входе в сопло состоят из впуска воздуха и впуска воды. Давление воды колеблется от 0,1 МПа до 1,0 МПа, а давление воздуха такое же, как и давление воды. Окружающее атмосферное давление является стандартным атмосферным давлением, относительное давление на выходе составляет 0 Па, а температура окружающей среды составляет 25°C.

Поэтому для системы безопасности в условиях невесомости более рационально жидкостное охлаждение.

Теплообменники являются основными компонентами рекуперации отработанного тепла и используются для обмена теплом между жидкостными контурами. Теплообменники моделируются как противоточные теплообменники, использующие ϵ -метод NTU. Используя теплоемкость обеих жидкостей, определяется максимальная теоретическая скорость теплопередачи между жидкостями [22],

$$Q_{max} = C_{min} \cdot (T_{min} - T_{max}) \quad (1)$$

где, $C_{min} = m_{min} \cdot c_{p,min}$, где Q_{max} - максимально возможная скорость теплопередачи между двумя жидкостями [Вт], C_{min} - наименьшая теплоемкость двух жидкостей [Вт/°C]. T_{min} - вход холодной жидкости [°C], а T_{max} - вход горячей жидкости [°C]. c_p - массовый расход жидкости с наименьшей теплоемкостью [кг/с], а $c_{p,\cdot}$ - удельная теплоемкость жидкости с наименьшей теплоемкостью [Дж/(кг·°C)]. Для моделирования предполагается, что удельная теплоемкость каждой жидкости постоянна в зависимости от температуры.

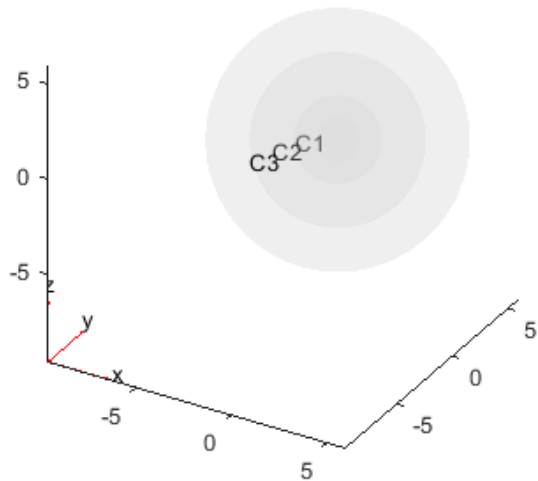


Рис. 7 - Внутренняя поверхность сферы

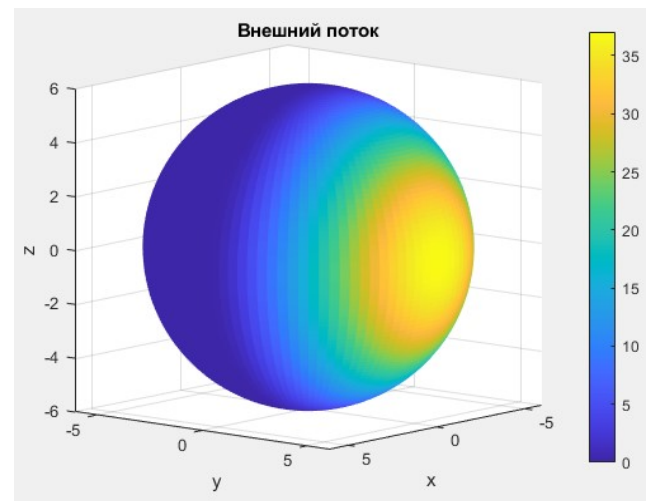


Рис. 8 - Внешняя полусфера с положительным значением

Физические свойства и геометрия этой задачи описаны Сингхом, Джайном и Ризван-Уддином [23], где также есть аналитическое решение этой проблемы. Внутренняя поверхность сферы всегда имеет нулевую температуру. Внешняя полусфера с положительным значением u имеет неоднородный тепловой поток.

Заключение

Предполагается, что эти события фрагментации породили популяцию объектов размером более 1 см, насчитывающую порядка 900000. Спорадический поток от естественных метеороидов может преобладать только над потоком от объектов, созданных человеком, вблизи размеров 0,1-1 мм.

Основная причина взрывов на орбите связана с остаточным топливом, которое остается в баках или топливопроводах, или другими оставшимися источниками энергии, которые остаются на борту после сброса ступени ракеты или спутника на околоземную орбиту.

Список источников

1. ESA'S ANNUAL SPACE ENVIRONMENT REPORT. ESA UNCLASSIFIED. URL: https://www.sdo.esoc.esa.int/environment_report/Space_Environment_Report_latest.pdf
2. Мониторинг техногенного засорения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором / под ред. Ю.Н. Макарова. Монография. – М.: ЦНИИмаш, 2015. – 244 с.
3. Баркова М.Е. Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве // Труды МАИ. 2018. № 103. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=100712>
4. Авдеев А.В. К вопросу борьбы с космическим мусором с помощью лазерной космической установки на основе HF-НХЛ // Труды МАИ. 2012. № 61. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35496>

5. Стратегии развития промышленности по обработке, утилизации и обезвреживанию отходов производства и потребления на период до 2030 года. URL: <http://static.government.ru/media/files/y8PMkQGZLfbY7jhn6QMruaKoferAowzJ.pdf>
6. Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299>
7. Баркова М.Е. Способ утилизации космического мусора непосредственно на орбите // Всероссийская научная конференция "Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы": сборник трудов. - М.: ИКИ РАН, 2019. С. 171-175. DOI: [10/21046/spacedebris2019-171-175](https://doi.org/10.21046/spacedebris2019-171-175)
8. Wang Kun-peng, Zhang Yan, Dai Ze. Analysis of laser wavelength selection in diffuse reflection laser ranging for space debris // 2015 International Conference on Optoelectronics and Microelectronics (ICOM). DOI: [10.1109/ICoOM.2015.7398757](https://doi.org/10.1109/ICoOM.2015.7398757)
9. Haifeng Zhang, Mingliang Long, Huarong Deng, Zhibo Wu, Zhien Cheng, and Zhongping Zhang. Space debris laser ranging with a 60 W single-frequency slab nanosecond green laser at 200 Hz // Chinese Optics Letters, 2019, vol. 17, issue 5, pp. 051404. DOI: <https://doi.org/10.5281/zenodo.3592443>
10. M.E. Barkova. About processing of technogenic space debris in fuel in low orbits // AIP Conference Proceedings, USA. URL: <https://aip.scitation.org/doi/abs/10.1063/5.0035802>
11. Vepa R. Dynamics and Control of Autonomous Space Vehicles and Robotics, University Printing House, New York, NY, USA, 2019. DOI: [10.1017/9781108525404.001](https://doi.org/10.1017/9781108525404.001)

12. Seidelmann P.K., Archinal B.A., A’hearn M.F. et al. Report of the IAU/IAG Working Group on cartographic coordinates and rotational elements // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2007, vol. 98, pp. 155–180. DOI:[10.1007/s10569-007-9072-y](https://doi.org/10.1007/s10569-007-9072-y)
13. Клушанцев Б.В., Косарев А.И., Муйземнек Ю.А. Дробилки. Конструкции, расчет, особенности эксплуатации. – М.: Машиностроение, 1990. – 320 с.
14. Трещев А.А., Кузнецова В.О. Анализ процесса влияния наводораживания на напряженно-деформируемое состояние сферической оболочки из титанового сплава // *Строительная механика и конструкции*. 2019. № 3(22). С. 7-21
15. Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. Жидкостные ракетные двигатели. - М.: МАТИ, КТУ им. К.Э. Циолковского, 2001. 171 с.
16. Barkova M.E., Kuznetsova V.O., Zhukov A.O., Kartsan I.N. Management of processes of space debris capture and processing into fuel // *II International Scientific Conference on Metrological Support of Innovative Technologies (ICMSIT II-2021)*, Krasnoyarsk, 2021, pp. 42086. DOI: [10.1088/1742-6596/1889/4/042086](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1889/4/042086)
17. David St-Onge, Inna Sharf, Luc Sagnières, Clément Gosselin. A deployable mechanism concept for the collection of small-to-medium-size space debris // *Advances in Space Research*, 2017, vol. 61 (5), pp. 1286-1297. URL: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2018.08.038>
18. Panfeng Huang, Fan Zhang, Zhongjie Meng, Zhengxiong Liu. Adaptive control for space debris removal with uncertain kinematics, dynamics and states // *Acta Astronautica*, 2016, vol. 128, pp. 416-430. URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.07.043>

19. Leonard Felicetti M. Reza Emami. A multi-spacecraft formation approach to space debris surveillance // Acta Astronautica, 2016, vol. 127, pp. 491-504. URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.05.040>
20. Baiju A.P., Jayan N., Nageswaran G. et al. A Technology for Improving Regenerative Cooling in Advanced Cryogenic Rocket Engines for Space Transportation // Advances in Astronautics Science and Technology, 2021, no. 4 (1). DOI:[10.1007/s42423-020-00071-0](https://doi.org/10.1007/s42423-020-00071-0)
21. P. Qian, Y. Liu, S. Gu, P. Xia, Zh. Gu. et al. Research on Cooling Technology of Shredder Cutting Tool With Ultrasonic Vibration-Assisted Cutting // IEEE, 2019. DOI: [10.1109/ACCESS.2019.2941645](https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2941645)
22. Y. Cengel. Heat transfer: A practical approach, 1998, Boston, arXiv:arXiv:1011.1669v3.
23. Singh Suneet, P.K. Jain, Rizwan-uddin. Analytical Solution for Three-Dimensional, Unsteady Heat Conduction in a Multilayer Sphere // Journal Heat Transfer, 2016, vol. 138(10). DOI:[10.1115/1.4033536](https://doi.org/10.1115/1.4033536)

References

1. *ESA'S ANNUAL SPACE ENVIRONMENT REPORT. ESA UNCLASSIFIED.* URL: https://www.sdo.esoc.esa.int/environment_report/Space_Environment_Report_latest.pdf
2. Makarov Yu.N. *Monitoring tekhnogennogo zasoreniya okolozemnogo prostranstva i preduprezhdenie ob opasnykh situatsiyakh, sozdavaemykh kosmicheskimi korablami* (), Moscow, TsNIIImash, 2015, 244 p.

3. Barkova M.E. *Trudy MAI*, 2018, no. 103. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=100712>
4. Avdeev A.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 61. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35496>
5. *Strategii razvitiya promyshlennosti po obrabotke, utilizatsii i obezvrezhivaniyu otkhodov proizvodstva i potrebleniya na period do 2030 goda.* URL: <http://static.government.ru/media/files/y8PMkQGZLfbY7jhn6QMruaKoferAowzJ.pdf>
6. Pikalov R.S., Yudintsev V.V. *Trudy MAI*, 2018, no. 100. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=93299>
7. Barkova M.E. *Vserossiiskaya nauchnaya konferentsiya "Kosmicheskii musor: fundamental'nye i prakticheskie aspekty ugrozy": sbornik trudov*, Moscow, IKI RAN, 2019, pp. 171-175. DOI: [10/21046/spacedebris2019-171-175](https://doi.org/10.21046/spacedebris2019-171-175)
8. Wang Kun-peng, Zhang Yan, Dai Ze. Analysis of laser wavelength selection in diffuse reflection laser ranging for space debris, *2015 International Conference on Optoelectronics and Microelectronics (ICOM)*. DOI: [10.1109/ICoOM.2015.7398757](https://doi.org/10.1109/ICoOM.2015.7398757)
9. Haifeng Zhang, Mingliang Long, Huarong Deng, Zhibo Wu, Zhien Cheng, and Zhongping Zhang. Space debris laser ranging with a 60 W single-frequency slab nanosecond green laser at 200 Hz, *Chinese Optics Letters*, 2019, vol. 17, issue 5, pp. 051404. DOI: <https://doi.org/10.5281/zenodo.3592443>
10. M.E. Barkova. About processing of technogenic space debris in fuel in low orbits, *AIP Conference Proceedings*, USA. URL: <https://aip.scitation.org/doi/abs/10.1063/5.0035802>

11. Vepa R. *Dynamics and Control of Autonomous Space Vehicles and Robotics*, University Printing House, New York, NY, USA, 2019. DOI:[10.1017/9781108525404.001](https://doi.org/10.1017/9781108525404.001)
12. Seidelmann P.K., Archinal B.A., A’hearn M.F. et al. Report of the IAU/IAG Working Group on cartographic coordinates and rotational elements, *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2007, vol. 98, pp. 155–180. DOI:[10.1007/s10569-007-9072-y](https://doi.org/10.1007/s10569-007-9072-y)
13. Klushantsev B.V., Kosarev A.I., Muizemnek Yu.A. *Drobilki. Konstruktsii, raschet, osobennosti ekspluatatsii* (), Moscow, Mashinostroenie, 1990, 320 p.
14. Treshchev A.A., Kuznetsova V.O. *Stroitel'naya mekhanika i konstruktsii*, 2019, no. 3(22), pp. 7-21
15. Popov V.G., Yaroslavtsev N.L. *Zhidkostnye raketnye dvigateli* (), Moscow, MATI, KTU im. K.E. Tsiolkovskogo, 2001, 171 p.
16. Barkova M.E., Kuznetsova V.O., Zhukov A.O., Kartsan I.N. Management of processes of space debris capture and processing into fuel, *II International Scientific Conference on Metrological Support of Innovative Technologies (ICMSIT II-2021)*, Krasnoyarsk, 2021, pp. 42086. DOI: [10.1088/1742-6596/1889/4/042086](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1889/4/042086)
17. David St-Onge, Inna Sharf, Luc Sagnières, Clément Gosselin. A deployable mechanism concept for the collection of small-to-medium-size space debris, *Advances in Space Research*, 2017, vol. 61 (5), pp. 1286-1297. URL: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2018.08.038>
18. Panfeng Huang, Fan Zhang, Zhongjie Meng, Zhengxiong Liu. Adaptive control for space debris removal with uncertain kinematics, dynamics and states, *Acta Astronautica*, 2016, vol. 128, pp. 416-430. URL:<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.07.043>

19. Leonard Felicetti M. Reza Emami. A multi-spacecraft formation approach to space debris surveillance, *Acta Astronautica*, 2016, vol. 127, pp. 491-504. URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.05.040>
20. Baiju A.P., Jayan N., Nageswaran G. et al. A Technology for Improving Regenerative Cooling in Advanced Cryogenic Rocket Engines for Space Transportation, *Advances in Astronautics Science and Technology*, 2021, no. 4 (1). DOI:[10.1007/s42423-020-00071-0](https://doi.org/10.1007/s42423-020-00071-0)
21. P. Qian, Y. Liu, S. Gu, P. Xia, Zh. Gu. et al. Research on Cooling Technology of Shredder Cutting Tool With Ultrasonic Vibration-Assisted Cutting, *IEEE*, 2019. DOI: [10.1109/ACCESS.2019.2941645](https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2941645)
22. Y. Cengel. *Heat transfer: A practical approach*, 1998, Boston, arXiv:arXiv:1011.1669v3.
23. Singh Suneet, P.K. Jain, Rizwan-uddin. Analytical Solution for Three-Dimensional, Unsteady Heat Conduction in a Multilayer Sphere, *Journal Heat Transfer*, 2016, vol. [138\(10\)](https://doi.org/10.1115/1.4033536). DOI:[10.1115/1.4033536](https://doi.org/10.1115/1.4033536)

Статья поступила в редакцию 24.05.2022

Статья после доработки 25.05.2022

Одобрена после рецензирования 30.05.2022

Принята к публикации 21.06.2022

The article was submitted on 24.05.2022; approved after reviewing on 30.05.2022; accepted for publication on 21.06.2022.