

саемым ракетным блоком первой ступени. Методика применима к двухступенчатым РН с последовательным соединением ракетных блоков.

### **Библиографический список**

1. Куренков, В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика: учеб. пособие / В. И. Куренков; под ред. А. Н. Кирилина. – Самара: СГАУ, 2011. –458 с.

УДК 629.78

**Крестина А.В.**

## **ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ УВОДА НАНОСПУТНИКА С ОРБИТЫ**

В последние годы одним из основных направлений развития космической отрасли является развёртывание на низких околоземных орбитах многоспутниковых группировок, преимущественно состоящих из наноспутников [1]. В связи с этим проблема образования космического мусора привлекает к себе большое внимание научного сообщества. В данной статье рассматривается один из способов решения этой проблемы, а именно использование аэродинамических устройств для увода с орбиты малых космических аппаратов (МКА) nano-класса в конце срока их активного существования.

Предлагаются различные способы для решения проблемы увода отработавших спутников, в том числе использование аэродинамических устройств. Они относятся к классу пассивных систем увода, не требуют существенных запасов энергии на борту, просты в исполнении, а также обладают достаточно малой массой и не занимают большого объёма в сложенном виде. Всё это делает подобные системы наиболее подходящими средствами для увода МКА с орбиты. В результате оценки эффективности и выбора типа системы увода для МКА nano-класса [2] возникла необходимость в разработке надёжной и работоспособной конструкции аэродинамического устройства, которая сможет обеспечить наддув баллона и функционирование системы увода после столкновения с микрометеоритами.

В последние годы технология аэродинамического торможения была реализована в нескольких миссиях МКА, а отдельные компании и организации разрабатывают прототипы, которые становятся все более совершенными. Наиболее часто в существующих проектах [3] используется форма аэродинамического устройства в виде плоского паруса с различными вариантами конфигурации (рис. 1а, б, в).

Другим вариантом основного элемента аэродинамической системы увода является надувной баллон. В одной из работ предлагается использование подобного устройства с несколькими секциями (рис. 1г) [4]. Основными элементами такого типа систем, как правило, являются аэродинамическое устройство, подсистема хранения, устройство надувания и контроллер системы увода с орбиты. Их применение наиболее рационально для наноспутников. Среди предложенных конфигураций аэродинамического устройства помимо плоского паруса и надувной сферы выделяют ещё и пирамиду. Примером пирамидального паруса является малый космический аппарат Маяк Cubesat 3U Московского политехнического университета (рис. 1д). Кроме того, предлагаются более сложные конструкции аэродинамического устройства для увода с орбиты (рис. 1г), содержащие надувные штанги или представляющие собой тороид [5].

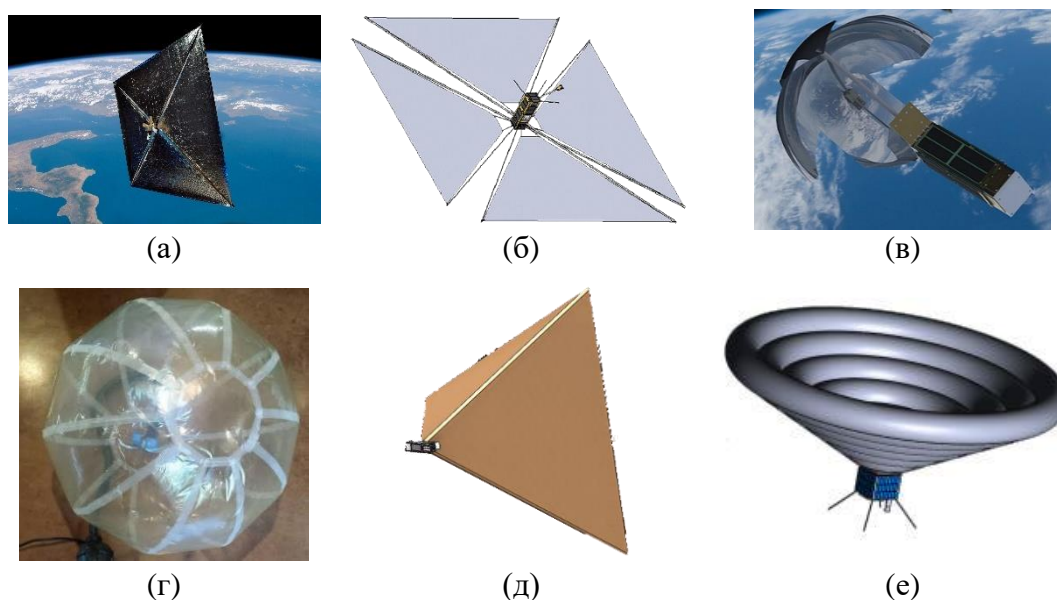


Рис. 1. Формы существующих аэродинамических устройств для увода

После завершения срока активного существования или в случае отказа МКА для эффективного увода спутника с орбиты контроллером выдается команда на открытие контейнера хранения и включение газогенератора, в результате чего выполняется раскрытие надуваемого баллона. Условием для включения предлагаемой системы увода может служить выход из строя аккумуляторных батарей, команда с наземного комплекса управления космическими аппаратами или же установленный заранее таймер.

В рамках данной работы предлагается оригинальная конструкция сферического надувного устройства в составе аэродинамической системы увода наноспутников с орбиты. Для обеспечения процесса увода с орбиты предлагается следующий состав аэродинамической системы:

- аэродинамическое устройство, представляющее собой сферический надувной баллон, разделённый изнутри на сегменты;
- контейнер хранения, в котором находится аэродинамическое устройство в сложенном виде при выполнении целевой функции МКА;
- подсистема развёртывания и наддува, представляющая собой газогенератор с трубками подачи газа;
- контроллер управления для управления системой увода с орбиты (после окончания срока службы спутника выдаётся команда на открытие контейнера хранения, затем на открытие аэродинамического устройства, включение газогенератора и заполнение газом поочерёдно каждого сегмента оболочки через двухстворчатый клапан в месте соединения трубки и оболочки).

Технологические решения по материалу аэродинамического устройства и способу его развёртывания накладывают ограничения на возможную форму оболочки. В частности, для надувного изделия форма выпуклого тела вращения с минимальным количеством швов оказывается наиболее подходящей. В связи с этим была выбрана оболочка сферической формы. Она изготавливается путём склейки составных сегментов и внутри баллона также имеет перегородки. Благодаря этому обеспечивается работоспособность аэродинамического устройства после потенциального столкновения с микрометеоритами.

Был разработан проектный облик аэродинамической системы увода наноспутника с орбиты (рис. 2). Во время функционирования малого космического аппарата на орбите на него воздействуют различные факторы космического пространства, в связи с чем необходимо обеспечить надёжное хранение надувной оболочки аэродинамического устройства. Для этого предлагается контейнер хранения, который можно установить в качестве дополнительного блока наноспутника, снабдив его при необходимости дополнительными солнечными панелями.

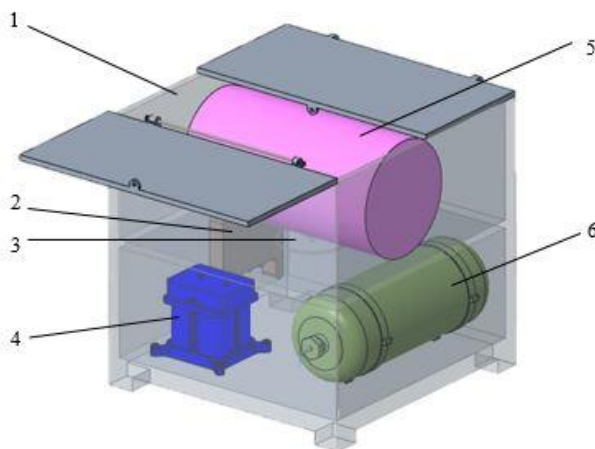


Рис. 2. Расположение элементов аэродинамической системы увода МКА нанокласса в контейнере хранения:

- 1 – контейнер хранения; 2 – контроллер управления; 3 – фланец крепления АУ;  
4 – источник питания; 5 – сложенная оболочка; 6 – газогенератор

Эффективность предлагаемой аэродинамической системы увода оценивается с помощью времени спуска спутника в плотные слои атмосферы. На рис. 3 приведена зависимость высоты орбиты от времени для наноспутника, оснащённого аэродинамическим устройством с диаметром 1 м. В качестве исходных данных использовались следующие параметры: масса МКА – 4 кг, высота орбиты – 635 км, наклонение –  $97,4^\circ$ .

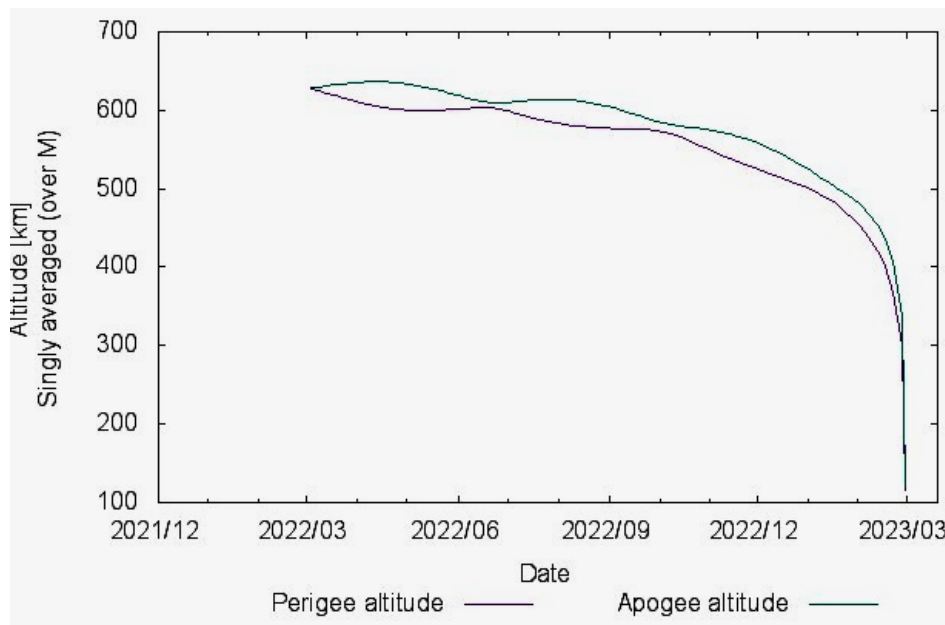


Рис. 3. Результаты моделирования процесса спуска наноспутника с аэродинамической системой увода

В случае использования аэродинамической системы увода для МКА нанокласса можно добиться уменьшения срока баллистического существования до одного года.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 22-29-01092, <https://rscf.ru/project/22-29-01092/>.

### Библиографический список

1. Anz-Meador, Ph. The Tracked Objects in Low Earth Orbit: 2000–2020 / Ph. Anz-Meador // The Orbital Debris Quarterly News, NASA. – 2020. – Т. 24. – Вып. 4. – 11 с.
2. Аншаков, Г.П. Анализ эффективности применения средств увода с орбиты малых космических аппаратов / Г.П. Аншаков, А.В. Крестина, И.С. Ткаченко // Космические аппараты и технологии. – 2020. – Т. 4, № 2 (32). – С. 72-84.
3. Johnson, L. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission / L. Johnson, M. Whorton, A. Heaton, R. Pinson, G. Laue, Ch. Adams // Acta Astronaut. – 2011. – Т. 68. – Вып. 5-6. – С. 571–575.
4. Roddy, M. Development of a Solid-State Inflation Balloon for Aerodynamic Drag Assisted Deorbit of CubeSats / M. Roddy, A. Huang // Proceedings of the ASME 2016 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, volume 10: Micro- and Nano-Systems Engineering and Packaging. – 2016.

5. Koryanov, V. V. Review of the technologies for development the inflatable brake device for deorbiting the space objects / V.V. Koryanov, O.M. Alifanov, A.A. Nedogarok, Yun Song Uk, S.O. Firsuk, V.M. Kulkov // AIP Conference Proceedings. – 2021. – Т. 2318, 2021.

УДК 629.78 (075)

**Куренков В.И.**

## **ОЦЕНКА ГРУЗОПОДЪЁМНОСТИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ТИПА «АНГАРА-5» ПРИ ЗАМЕНЕ БОКОВЫХ БЛОКОВ НА ТВЁРДОТОПЛИВНЫЕ**

В последние десятилетия за рубежом наблюдается тенденция создания ракет-носителей (РН) различной грузоподъёмности, в которых в качестве ракетных блоков (РБ) нижних ступеней используются твёрдотопливные ускорители (ТТУ). Примерами могут служить (РБ) нижних РН «Дельта-2» и РН «SLS» (США), РН «Ариан-6», и РН «Вега» (ЕКА), РН «NIPPON H-2B» и РН «Epsilon» (Япония) и др. Эта тенденция связана с тем, что в целом стоимость создания РН с использованием ТТУ ниже стоимости РН с использованием только РБ с жидкостными реактивными двигателями (ЖРД). Приведём основные достоинства и недостатки ТТУ и ракетных блоков с ЖРД.

Достоинства ракетных блоков с ЖРД: освоенное производство; высокий удельный импульс (для пары «жидкий кислород-керосин» до 3600 м/с); возможность управления силой и вектором тяги; невысокий уровень вибраций при работе ЖРД.

Недостатки ракетных блоков с ЖРД: сложность конструкции; проблемы возможных утечек топлива (для крупногабаритных ракетных блоков) длительный цикл производства (достигает два года); высокая доля стоимости в составе РН (до 25 % от стоимости ракеты);

Достоинства твёрдотопливных ракетных блоков: относительная простота конструкции; отсутствие проблемы возможных утечек топлива; низкая пожароопасность при эксплуатации; более короткий цикл производства; стоимость твёрдотопливных ракетных блоков в серийном производстве ниже стоимости ракетных блоков с ЖРД; возможность длительного хранения; повышенная надёжность.

Недостатки твёрдотопливных ускорителей: невысокий удельный импульс (до 3000 м/с); отсутствует освоенное производство для ракет-носителей боль-