

## Устройство аэродинамической системы увода малого космического аппарата с орбиты

© А.В. Крестина, И.С. Ткаченко, С.С. Волгин, М.А. Иванушкин

Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва, Самара, 443086, Россия

*Проблема образования космического мусора на низких околоземных орбитах в последние несколько лет стала одной из самых актуальных. Среди предлагаемых способов ее решения выделяют применение аэродинамических средств для увода космических аппаратов с орбиты, которыми их оснащают перед запуском. В таких системах увода используются естественные внешние силы для уменьшения срока баллистического существования спутника, что не требует больших запасов энергии на борту, однако их применение для малых космических аппаратов недостаточно хорошо исследовано. В настоящей статье рассмотрена возможность использования аэродинамической системы увода с орбиты для малых космических аппаратов, не оснащенных двигательной установкой. Предложена конструкция аэродинамической системы, в состав которой входят аэродинамическое устройство (наддувной баллон), подсистема хранения, подсистема надува (газогенератор) и подсистема управления системой увода. Подробно представлены принцип и алгоритм работы описанных элементов системы. Поскольку основное требование к системе увода — минимальная масса конструкции, исследованы различные варианты укладки аэродинамического устройства в контейнер хранения и выбран наиболее оптимальный вариант по массовым характеристикам. Применение аэродинамической системы увода для малых космических аппаратов позволит обеспечить спуск в плотные слои атмосферы.*

**Ключевые слова:** *малый космический аппарат, космический мусор, аэродинамическая система, увод с орбиты, проектирование*

**Введение.** В начале развития ракетно-космической отрасли проблема образования космического мусора в околоземном пространстве не представляла существенного интереса для ученых и инженеров. Однако помимо того, что на низких околоземных орбитах за время развития ракетно-космической отрасли уже скопилось множество различных объектов, в последнее время начали разворачивать многоспутниковые группировки, в которых количество аппаратов колеблется от нескольких сотен до нескольких тысяч. Наиболее яркий пример такой группировки — система OneWeb, запустившая 394 из 648 малых спутников [1]. В составе многоспутниковой сети SpaceX Starlink планируется запустить около 12 000 малых космических аппаратов, из которых 1991 уже выведены на орбиту [2].

Многие современные спутники имеют в своем составе двигательные установки для поддержания или корректировки их орбиты, способные, если понадобится, также служить средством увода. Однако

среди множества запускаемых малых космических аппаратов (МКА) особое внимание следует уделить спутникам, не оснащенным двигательной установкой. Сроки баллистического существования большинства МКА превышают требуемые 25 лет при нынешнем минимальном уровне солнечной активности [3]. Поэтому крайне актуальной для них является задача разработки надежной отказоустойчивой системы увода с орбиты.

Предлагаемые способы увода МКА с орбиты имеют несколько типов классификаций. По одной из них, которая рассматривает средства увода, устанавливаемые на спутнике перед запуском, выделяют пассивные (бестопливные) и активные (топливные) системы [4]. Пассивные представляют собой устройства, использующие для работы естественные внешние силы — аэродинамическое сопротивление (аэродинамические устройства), геомагнитное поле Земли (тросовые системы) и солнечное давление (солнечные паруса). Оценка эффективности различных вариантов построения системы увода с орбиты, приведенная в работе [5], показала, что для МКА, не оснащенного двигательной установкой, наиболее рационально использовать аэродинамическую систему увода.

Следовательно, становится все более важным решение сложной научно-технической задачи увода спутников с орбиты по окончании их активного срока службы или отказа основных бортовых систем. Для этого требуется учитывать массовые и габаритные ограничения каждого аппарата. Цель представленного исследования — выбрать основные элементы аэродинамической системы увода МКА с орбиты и разработать ее проектный облик.

**Состав аэродинамической системы увода МКА.** Для разработки аэродинамической системы увода, так же как и при создании современных МКА, используется метод нисходящего проектирования. Согласно ему, процесс проектирования можно представить в следующей последовательности:

- 1) анализ тактико-технических требований;
- 2) определение основных принципов функционирования;
- 3) разработка структурных схем;
- 4) разработка проектных моделей.

При проектировании системы увода МКА с орбиты выдвигаются три основных ограничения:

- минимальная масса;
- жесткие требования к габаритам и плотность компоновки бортового оборудования;
- малый запас электроэнергии на борту аппарата.

Аэродинамическая система увода позволяет обеспечить минимальную массу конструкции и требует минимальных запасов энергии

для обеспечения функционирования, а также дает возможность расположить элементы системы с учетом всех компоновочных ограничений МКА.

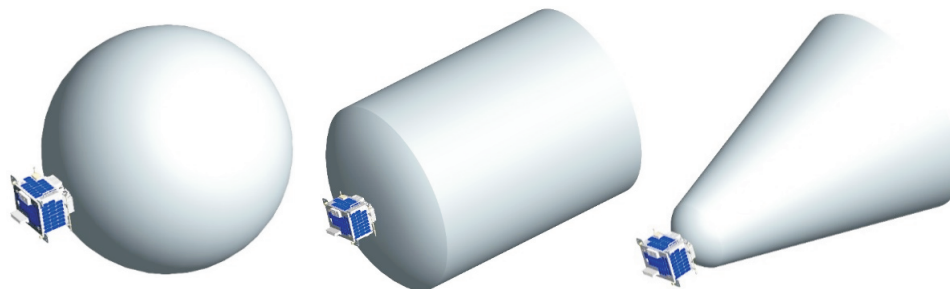
По завершении срока активного существования или в случае отказа МКА для эффективного увода спутника с орбиты контроллер выдает команду на открытие контейнера хранения и включение газогенератора, в результате чего раскрывается надуваемый баллон. Условием для включения предлагаемой системы увода может служить выход из строя аккумуляторных батарей, команда с наземного комплекса управления космическими аппаратами или сигнал установленного таймера.

Для того чтобы реализовать процесс увода, предлагается следующее конструктивное решение аэродинамической системы, содержащее:

- аэродинамическое устройство, представляющее собой надувной баллон, который может увеличивать площадь мишени МКА и уменьшать время спуска в плотные слои атмосферы;
- контейнер для хранения аэродинамического устройства, в котором во время полета МКА находится сложенный надувной баллон;
- подсистема надува, представляющая собой газогенератор, наполняющий надувной баллон газом после выдачи команды на спуск МКА с орбиты;
- подсистема управления системой увода, обеспечивающая корректное функционирование системы, которая в нужный момент выдает команду на открытие контейнера хранения, включение газогенератора и раскрытие надувного баллона.

**Аэродинамическое устройство.** Такое устройство представляет собой надуваемый газом баллон. Оболочка аэродинамического устройства (АУ) состоит из трех слоев: двух алюминиевых слоев толщиной 15 мкм и между ними одного слоя пленки из майлара толщиной 16 мкм, а также связующего клея [6]. Слои алюминиевой фольги необходимы для того, чтобы повысить прочность аэродинамического стабилизатора и защитить пленку из майлара от ультрафиолетового излучения, вызывающего нарушение связей между атомами и повышение хрупкости материала. Отдельной задачей для дальнейших исследований является определение необходимой степени герметичности места соединения надувной оболочки с подсистемой надува и склейки отдельных элементов сферы.

Технологические решения, касающиеся материала АУ и способа его развертывания, накладывают определенные ограничения на проектный облик устройства. В частности, для надувного изделия форма выпуклого тела вращения с минимальным количеством швов оказалась наиболее подходящей. Три возможные конфигурации устройства в развернутом состоянии показаны на рис. 1.



**Рис. 1.** Три конфигурации аэродинамического устройства в развернутом состоянии

Наиболее эффективным с точки зрения аэродинамики является баллон сферической формы, обладающий максимальным коэффициентом аэродинамического сопротивления и, следовательно, минимальным временем спуска (табл. 1) [7]. Отметим, что форма надувного баллона непосредственно влияет на процесс его производства и укладки.

Таблица 1

**Время увода, годы, для различных конфигураций аэродинамического устройства**

Форма АУ	Коэффициент аэродинамического сопротивления $C_x$	Диаметр АУ $D$ , м			
		1	2	4	6
Сфера	2,2	16,7	4,2	1,0	0,5
Цилиндр	1,5	24,5	6,1	1,5	0,7
Конус с углом полураствора $75^\circ$	1,0	36,7	9,2	2,3	1,0

Для корректного раскрытия надуваемого баллона и соединения с газогенератором в его конструкции предусмотрена цилиндрическая часть (фал), плавно соединяющаяся с основной сферической. Это позволяет контролировать процесс наполнения оболочки газом и избежать разрыва (рис. 2).

В рамках исследования для отработки процесса укладки был создан экспериментальный образец сферической формы. В качестве материала был выбран спанбонд толщиной 100 мкм, элементы сферы соединялись клеевой лентой — скотчем толщиной 40 мкм. Укладывалось АУ двумя способами, представленными на рис. 3. Наиболее эффективным и рациональным с точки зрения экономии массы и уменьшения габаритов является способ, представленный на рис. 3, а [8], а способ, представленный на рис. 3, б, выглядит менее целесообразным.

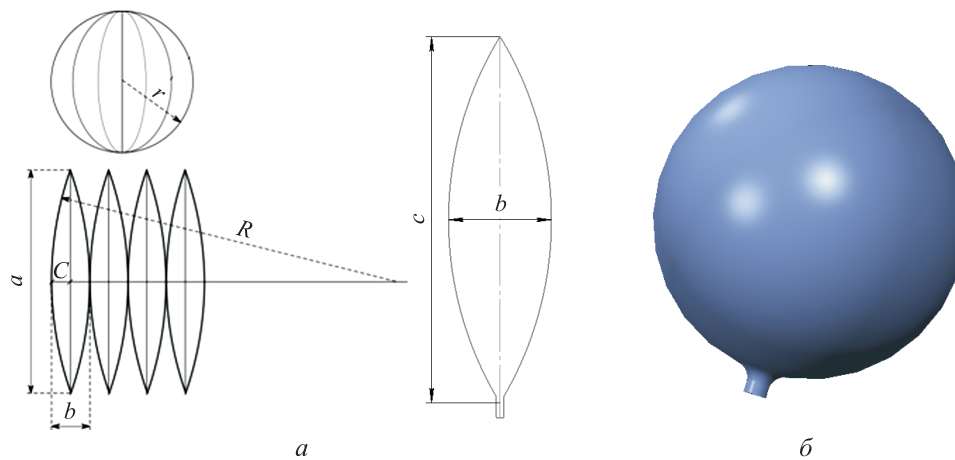


Рис. 2. Схема (а) и общий вид (б) аэродинамического устройства



Рис. 3. Процесс укладки аэродинамического устройства

В результате укладки АУ, составленного из восьми сегментов, были получены размеры сложенной надувной оболочки диаметром  $D = 1$  м и толщиной  $\delta = 100$  мкм, ее размеры  $90 \times 200 \times 90$  мм (рис. 4).

Размер  $c = 200$  мм определяется как  $1/4$  ширины одного сегмента АУ (см. рис. 2), следовательно, его можно уменьшить, увеличив количество сегментов или продолжив складывать оболочку внутрь к центру сферы.

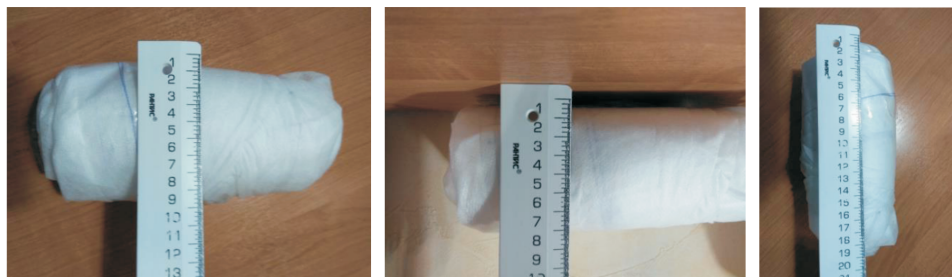


Рис. 4. Размеры сложенной оболочки

При увеличении размеров АУ этот параметр можно считать фиксированным, а два остальных размера в первом приближении определяют с помощью коэффициента заполнения

$$k_3 = \frac{V_{\text{АУ}}}{V_{\text{сл}}} = \frac{S_{\text{пов}} \delta}{a c h_{\text{сл}}},$$

где  $S_{\text{пов}}$  — площадь поверхности АУ;  $\delta$  — толщина оболочки;  $a, c$  — ширина и длина сложенной оболочки;  $h_{\text{сл}}$  — высота сложенной оболочки.

Для экспериментального образца коэффициент заполнения  $k_3 = 0,2$ , для образца из алюминиево-майларовой пленки толщиной 46 мкм можно улучшить его до 0,4. Приняв условно, что при скручивании свертки к фалу получается цилиндр, два оставшихся размера сложенной оболочки  $a$  и  $h_{\text{сл}}$  можно свести к одному — диаметру  $d_{\text{сл}}$ .

Тогда, зная диаметр надуваемого баллона, толщину оболочки и ширину сегмента АУ, получают размеры пространства, которое занимает сложенная оболочка:

$$d_{\text{сл}} = \sqrt{\frac{S_{\text{пов}} \delta}{k_3 c}}.$$

Параметры АУ различного размера при толщине надувной оболочки 46 мкм представлены в табл. 2. Для того чтобы сохранить пропорции сложенной оболочки, следует регулировать ее длину, изменяя количество сегментов и, соответственно, их ширину.

Длина фала аэродинамического устройства зависит от высоты сложенной надувной оболочки, значение этого параметра несущественно влияет на конечные размеры сложенной оболочки. Диаметр фала определяется характеристиками подсистемы надува, а также размерами штуцера.

Параметры аэродинамического устройства

Диаметр надуваемого баллона $D$ , м	Число сегментов аэродинамического устройства	Длина сложенной оболочки $s$ , мм	Диаметр сложенной оболочки $d_{сл}$ , мм
1	8	200	60
2	8	200	121
3	12	200	181
4	12	263	210
6	16	295	297

**Подсистема надува.** Для АУ подсистема надува представляет собой газогенератор, необходимый для обеспечения раскрытия АУ в результате выработки газа и создания в баллоне повышенного давления. Схема устройства газогенератора представлена на рис. 5.

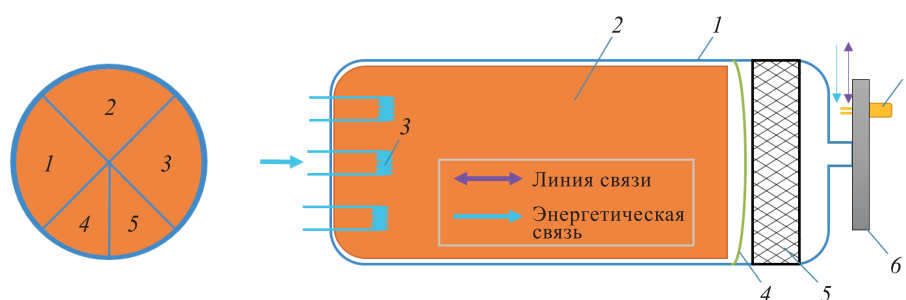


Рис. 5. Схема устройства газогенератора:

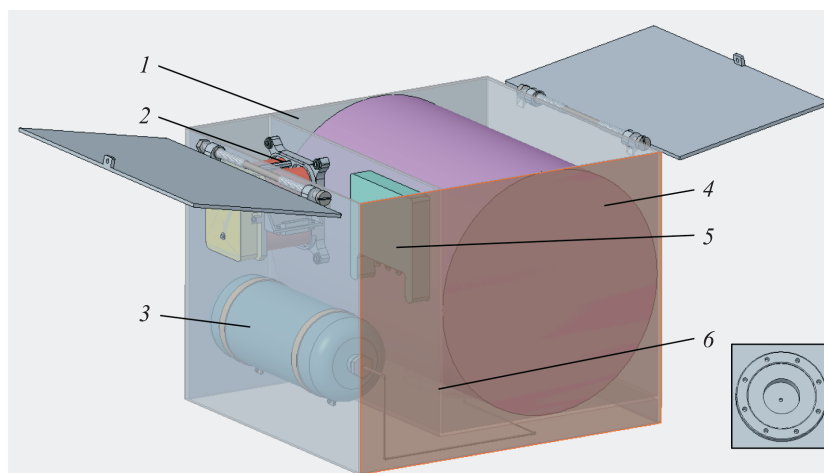
1 — корпус; 2 — газогенерирующее вещество; 3 — нагревательный элемент (воспламенитель); 4 — защитная фольга; 5 — фильтр; 6 — фланец закрепления аэродинамического устройства; 7 — датчик давления

Газообразующее вещество внутри корпуса 1 разделено перегородками на пять отсеков (рис. 5). В качестве такого вещества предлагается использовать состав из перхлората аммония, поглотителя хлора и микрокристаллического углеродного порошка [9], который остается стабильным в течение длительного времени, имеет невысокую температуру воспламенения и низкую токсичность. Поглотитель хлора представляет собой нитрат натрия или смешанный порошок алюминия и магния, а порошок микрокристаллического углерода — активированный или древесный уголь.

Каждый отсек газогенератора имеет отдельный нагревательный элемент, воспламеняющий вещество. Принцип работы газогенератора следующий: при подаче напряжения на проволочный нагревательный элемент 3 происходят воспламенение газообразующего вещества 2 и образование газа. Создаваемое в результате горения вещества 2

избыточное давление разрывает защитную фольгу 4, и образовавшийся газ выходит наружу, проходя перед этим через фильтрующий элемент 5 и очищаясь от несгоревших частиц вещества. На выпускном штуцере газогенератора закреплен фланец 6, который служит основанием для баллона аэродинамического устройства и обеспечивает герметичное сочленение выпускного клапана и материала баллона. На фланце 6 также установлен датчик давления 7, передающий информацию об уровне давления внутри баллона контроллеру управления системой увода.

**Подсистема хранения.** В процессе функционирования МКА на орбите на него действуют различные факторы космического пространства, в связи с чем необходимо обеспечить надежное хранение надувной оболочки аэродинамического устройства. Для этого служит контейнер хранения, который можно интегрировать в бортовой состав МКА или установить снаружи, обеспечив его, если необходимо, дополнительными солнечными панелями (рис. 6). В нем находятся сложенная надувная оболочка, дополнительный источник энергии системы увода и контроллер управления. Габариты контейнера хранения определяются габаритами источника питания, контроллера и сложенной оболочки. Для обеспечения безопасности АУ во время хранения предлагается поместить его в отдельный отсек. Закрепление и фиксация во время надува фала АУ обеспечиваются с помощью фланца 6.



**Рис. 6.** Схема расположения элементов аэродинамической системы увода в контейнере хранения:

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

Двустворчатая крышка контейнера хранения 1 раскрывается после подачи напряжения на затвор 2 с помощью пружинного механизма 3 (рис. 7).



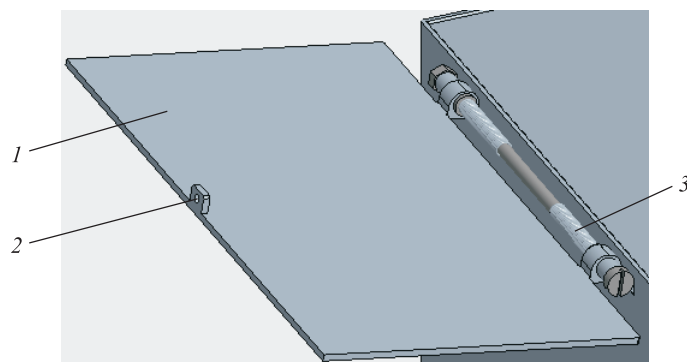


Рис. 7. Схема устройства системы раскрытия контейнера хранения

**Подсистема управления.** Эта подсистема предназначена для включения аэродинамической системы увода в нужный момент. Ее исполнительным органом является контроллер включения. Для того чтобы обеспечить его работу в случае выхода из строя системы энергоснабжения МКА, в составе аэродинамической системы увода предусмотрена дополнительная аккумуляторная батарея (АБ). Поскольку основным требованием, предъявляемым к источнику питания системы увода, является максимальный срок службы, была выбрана литий-ионная АБ (табл. 3) [10, 11].

Таблица 3

Характеристики аккумуляторной батареи для МКА

Характеристика	Наименование аккумуляторной батареи					
	Никель-кадмиевая	Никель-цинковая		Литий-ионная		
Модель	26НКМ-1	НЦ-50	НЦ-180	ЛИКГЦ-1,5С	ЛИКГП-10	4S1P VES16
Номинальная емкость, А · ч	1,0	50	180	9,0	10,0	4,5
Номинальное напряжение, В	3,6	1,85	1,85	13,5	28,8	16,1
Масса, кг	0,32	1,8	4,6	1,4	4,0	0,7
Технический ресурс, циклы	100	100	300	1000	1000	25000
Срок службы, годы	10	5 (2)	5 (2)	10	10	12

Схема функционирования МКА с интегрированной в него системой увода представлена на рис. 8. Аккумуляторная батарея и контроллер аэродинамической системы увода позволят обеспечить включение даже при выходе из строя системы энергоснабжения или бортового компьютера на МКА.

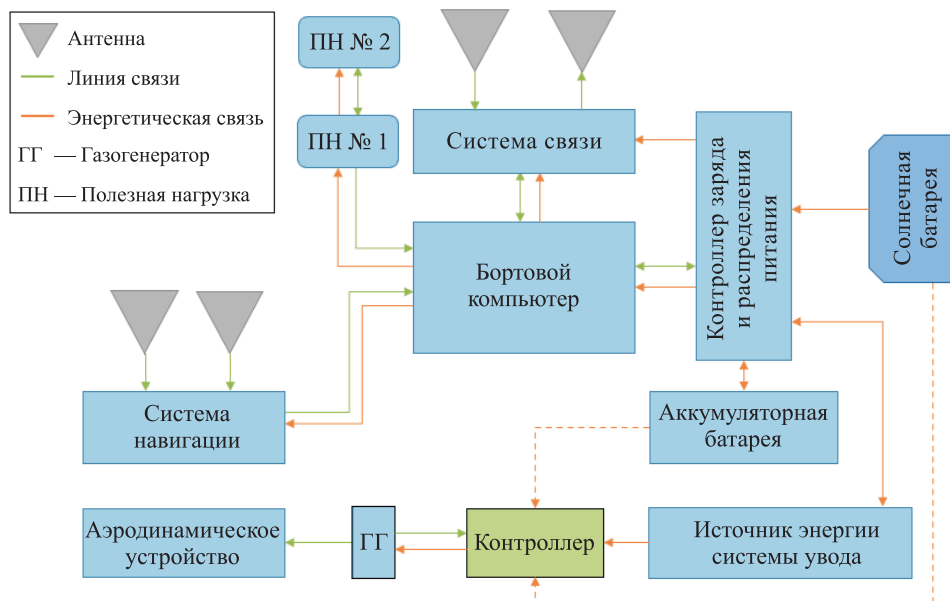


Рис. 8. Функциональная схема МКА, оснащенного аэродинамической системой увода

Алгоритм функционирования контроллера включения системы увода представлен на рис. 9. Контроллер управления выдает команду на открытие контейнера хранения, после чего контроллер поочередно включает нагревательные элементы газогенератора, постепенно заполняя АУ газом.

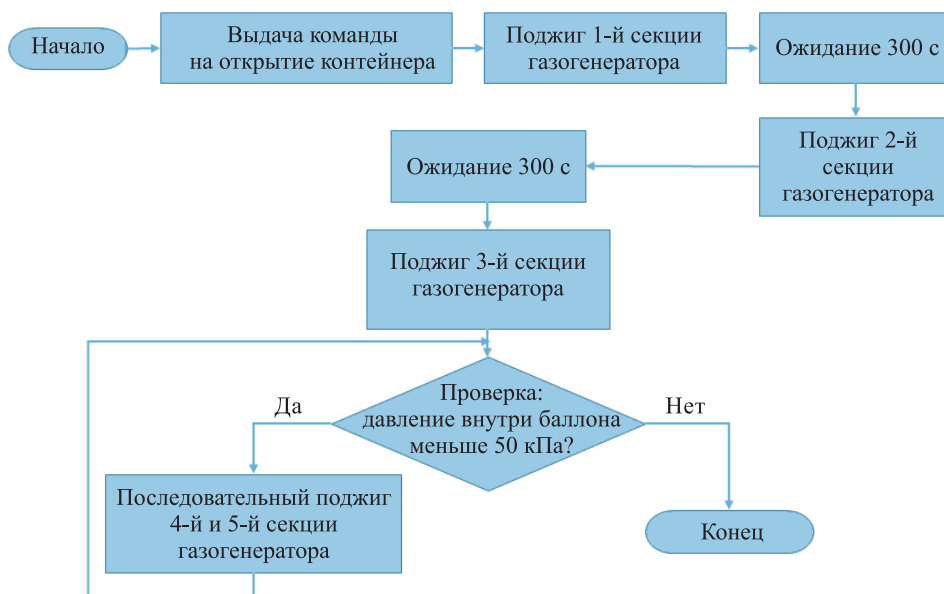


Рис. 9. Алгоритм работы контроллера управления системой увода

Такая схема распределения вещества позволяет управлять степенью выработки газа и избежать разрыва еще не до конца раскрытого баллона от избыточного давления газа, создающегося при горении всего объема вещества. Газ, выделяющийся в результате горения вещества в отсеках 1–3, обеспечивает создание внутри баллона необходимого и достаточного давления, равного 50 кПа [6].

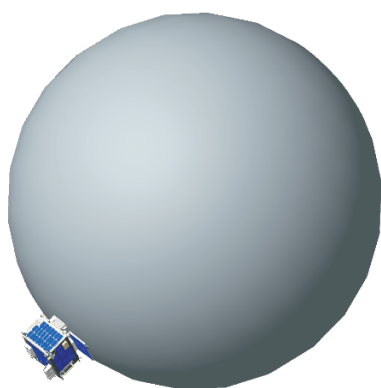
Вещество, находящееся в отсеках 4 и 5, служит для поддержания требуемого давления внутри баллона, в случае его снижения в процессе полета, а также для того, чтобы полностью надуть аэродинамическое устройство при несрабатывании одного из трех основных отсеков газогенератора.

**Техническая реализация аэродинамической системы увода.** Предлагаемая конфигурация системы увода МКА с орбиты может быть реализована на базе имеющейся коммерчески доступной компонентной базы. Пять компонентов, подходящих для технической реализации предлагаемой системы, даны в табл. 4.

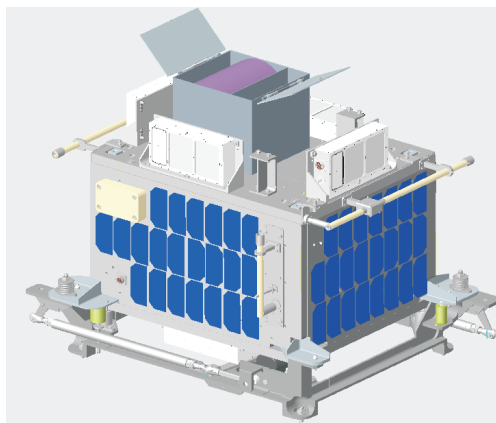
Таблица 4

Пример состава аэродинамической системы увода

Компонент	Наименование	Производитель
Аэродинамическое устройство	Аллюминиево-майларовая пленка	Multek Foils (USA)
Газогенератор	CGG-N-40-A1	TNO/CGGS&S (The Netherlands)
Датчик давления	LPS331AP	STMicroelectronics (Switzerland)
Контроллер управления	STARBUCK-NANO-PLUS [11]	AAC Clyde Space
Источник энергии	4S1P VES16 [12]	Saft



а



б

Рис. 10. Внешний вид (а) МКА «АИСТ», оснащенного аэродинамической системой увода с орбиты (б)

Модель предлагаемой конструкции аэродинамической системы увода была реализована на примере малого космического аппарата «АИСТ» (рис. 10). Аэродинамическое устройство имеет диаметр 4 м, масса системы — не более 1 кг.

Благодаря использованию подобной системы увода можно уменьшить срок баллистического существования спутника до 380 сут.

**Заключение.** В результате исследования была разработана конструкция аэродинамической системы увода для малых космических аппаратов с орбиты, которая имеет в своем составе следующие основные элементы:

- аэродинамическое устройство;
- контейнер для хранения аэродинамического устройства;
- подсистему надува;
- подсистему управления системой увода.

Выбран рациональный способ укладки аэродинамического устройства в контейнер хранения и определены соотношения для проектного расчета геометрических параметров сложенной оболочки. Одной из основных задач разработки аэродинамической системы увода МКА с орбиты, рассмотренных в работе, является компоновка элементов системы в контейнере хранения. Помимо того, представлена конструкция газогенератора, благодаря которой осуществляются регулирование скорости надува оболочки и ее корректное раскрытие. Для обеспечения функционирования аэродинамической системы предлагается использовать созданный в рамках исследования алгоритм работы.

Применение подобной системы увода МКА с орбиты позволит уменьшить количество космического мусора путем утилизации вышедшего из строя или отработавшего свой срок активного существования спутника, для производства которого могут быть использованы доступные коммерческие компоненты.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] *OneWeb advances its 'Five to 50' ambition with Launch #6*. URL: <https://www.oneweb.world/media-center/oneweb-advances-its-five-to-50-ambition-with-launch-6> (дата обращения 15.11.2020).
- [2] *Launch Schedule*. URL: <https://spaceflightnow.com/launch-schedule/> (дата обращения 15.11.2020).
- [3] *Solar Cycle Progression*. *Space Weather Prediction Center*, 2020. URL: <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression> (дата обращения 15.11.2020).
- [4] Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора. *Труды МАИ*, 2018, № 100. URL: [http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov\\_YUdintsev\\_rus.pdf?lang=ru&issue=100](http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov_YUdintsev_rus.pdf?lang=ru&issue=100)

- [5] Аншаков Г.П., Крестина А.В., Ткаченко И.С. Анализ эффективности применения средств увода с орбиты малых космических аппаратов. *Космические аппараты и технологии*, 2020, т. 4, № 2 (32), с. 72–84.
- [6] Viquerat A., Schenk M., Sanders B., Lappas V. Inflatable rigidisable mast for end-of-life deorbiting system. *Proceedings of the 13th European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Environmental Testing*: 1–4 April 2014, Braunschweig, Germany.
- [7] Ковтуненко В.М., Камеко В.Ф., Яскевич Э.П. *Аэродинамика орбитальных космических аппаратов*. Киев, Наукова думка, 1977, 156 с.
- [8] Юдин А.Д. *Разработка способа увода наноспутников Cubesat с низких околоземных орбит: дис. ... канд. техн. наук*. Москва, 2020, 139 с.
- [9] Kazuya Serizawa, Katsuhiko Takahashi (США). *Gas Generating Composition and Gas Generator*. Пат. № US7335270B2 США, 2008, заявитель NOF Corporation, Tokyo. 10 с.
- [10] Хромов А.В. Литий-ионные аккумуляторные батареи низкоорбитальных космических аппаратов. *Вопросы электромеханики*, 2016, т. 152, с. 20–28.
- [11] Петровичев М.А., Гуртов А.С. *Система энергоснабжения бортового комплекса космических аппаратов*. Самара, Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007, 88 с.
- [12] Satellite bits. *AAC Clyde Space*, 2020.  
URL: <https://www.aac-clyde.space/satellite-bits> (дата обращения 04.03.2021).
- [13] 4S1P VES16 battery. *Saft's Standard Design for Space Applications*, 2019.  
URL: <https://www.saftbatteries.com/products-solutions/products/4s1p-ves16-battery> (дата обращения 04.03.2021).

Статья поступила в редакцию 22.06.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Крестина А.В., Ткаченко И.С., Волгин С.С., Иванушкин М.А. Устройство аэродинамической системы увода малого космического аппарата с орбиты. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 1.  
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-1-2143>

**Крестина Анастасия Владимировна** — аспирант кафедры космического машиностроения, Самарский университет. Область научных интересов: малые космические аппараты, космический мусор, увод космических аппаратов с орбиты.  
e-mail: [stasy2403@yandex.ru](mailto:stasy2403@yandex.ru)

**Ткаченко Иван Сергеевич** — канд. техн. наук, доцент кафедры космического машиностроения, Самарский университет. Область научных интересов: малые космические аппараты, электрореактивные двигатели, системный анализ, орбитальная инспекция, дистанционное зондирование Земли. e-mail: [innovatore@mail.ru](mailto:innovatore@mail.ru).

**Волгин Сергей Станиславович** — аспирант кафедры космического машиностроения, Самарский университет. Область научных интересов: малые космические аппараты, орбитальное движение, функционирование бортовой аппаратуры, отказоустойчивость и живучесть бортовых систем. e-mail: [vss.space@gmail.com](mailto:vss.space@gmail.com)

**Иванушкин Максим Александрович** — аспирант кафедры космического машиностроения, Самарский университет. Область научных интересов: малые космические аппараты, орбитальное движение, функционирование бортовой аппаратуры, дистанционное зондирование Земли. e-mail: [ivanushkin.mks@gmail.com](mailto:ivanushkin.mks@gmail.com)

## An aerodynamic de-orbiting system device for small satellites

© A.V. Krestina, I.S. Tkachenko, S.S. Volgin, M.A. Ivanushkin

Samara National Research University, Samara, 443086, Russia

*The problem of space debris formation in low Earth orbits has become one of the most urgent and significant problems in the last few years. Among the proposed methods for solving this problem, there are aerodynamic means for de-orbiting, which spacecraft are equipped with before launch. Such de-orbiting systems use natural external forces to reduce the ballistic life and do not require large onboard energy reserves, while their use for small satellite has not been thoroughly studied. In this paper, we consider the possibility of using an aerodynamic de-orbiting system for small satellites that are not equipped with a propulsion system. The study introduces a reliable design of the aerodynamic system, whose main elements are an aerodynamic device, i.e. an inflatable balloon, a storage subsystem, an inflation subsystem, i.e. a gas generator, and a control subsystem of the de-orbiting system. The principle and algorithm of operation of the described system elements are considered in detail. Since the main requirement for the de-orbiting system is the minimum mass of the structure, various options for laying the aerodynamic device into the storage container are considered and the most optimal one is selected. The aerodynamic de-orbiting system for small satellite will provide descent into the dense layers of the atmosphere, where the spacecraft will burn out during natural processes.*

**Keywords:** small satellite, space debris, aerodynamic system, de-orbiting, design

### REFERENCES

- [1] *OneWeb advances its 'Five to 50' ambition with Launch #6*. Available at: <https://www.oneweb.world/media-center/oneweb-advances-its-five-to-50-ambition-with-launch-6> (accessed November 15, 2020).
- [2] *Launch Schedule*. Available at: <https://spaceflightnow.com/launch-schedule/> (accessed November 15, 2020).
- [3] Solar Cycle Progression. *Space Weather Prediction Center*, 2020. Available at: <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression> (accessed November 15, 2020).
- [4] Pikalov R.S., Yudin V.V. *Trudy MAI (Proceedings of MAI)*, 2018, no. 100. Available at: [http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov\\_YUdintsev\\_rus.pdf?lang=ru&issue=100](http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov_YUdintsev_rus.pdf?lang=ru&issue=100)
- [5] Anshakov G.P., Krestina A.V., Tkachenko I.S. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii — Spacecraft & Technologies*, 2020, vol. 4, no. 2 (32), pp. 72–84.
- [6] Viquerat A., Schenk M., Sanders B., Lappas V. Inflatable rigidisable mast for end-of-life deorbiting system. In: *Proceedings of the 13th European Conference on spacecraft structures, materials & environmental testing: 1–4 April 2014*, Braunschweig, Germany.
- [7] Kovtunen V.M., Kameko V.F., Iaskevich E.P. *Aerodinamika orbitalnykh kosmicheskikh apparatov* [Aerodynamics of orbital spacecraft]. Kiev, Naukova dumka Publ., 1977, 156 p.
- [8] Yudin A.D. *Razrabotka sposoba uvoda nanospjutnikov Cubesat s nizkikh okolozemnykh orbit. Dis. kand. tekhn. nauk* [Development of a method for Cubesat nanosatellites de-orbiting. Cand. Eng. Sc. Diss.]. Moscow, 2020, 139 p.

- [9] Kazuya Serizawa, Katsuhiko Takahashi. *Gas generating composition and gas generator*. Patent USA, no. US7335270B2 USA, 2008, assignee NOF Corporation, Tokyo, 10 p.
- [10] Khromov A.V. *Voprosy elektromekhaniki — Electromechanical matters. VNIEM studies*, 2016, vol. 152, pp. 20–28.
- [11] Petrovichev M.A., Gurtov A.S. *Sistema energosnabzheniya bortovogo kompleksa kosmicheskikh apparatov* [Power supply system of the onboard spacecraft complex]. Samara, Samara State Aerospace University Publ., 2007, 88 p.
- [12] Satellite bits. *AAC Clyde Space*, 2020. Available at: <https://www.aac-clyde.space/satellite-bits> (accessed March 4, 2021).
- [13] 4S1P VES16 battery. *Saft's standard design for space applications*, 2019. Available at: <https://www.saftbatteries.com/products-solutions/products/4s1p-ves16-battery> (accessed March 4, 2021).

**Krestina A.V.**, post-graduate student, Department of Space Engineering, Samara National Research University. Research interests: small satellite, space debris, de-orbiting. e-mail: stasy2403@yandex.ru

**Tkachenko I.S.**, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Space Engineering, Samara National Research University. Research interests: small satellite, electric engines, system analysis, orbital inspection, remote sensing. e-mail: innovatore@mail.ru

**Volgin S.S.**, post-graduate student, Department of Space Engineering, Samara National Research University. Research interests: small satellite, orbital motion, operation of onboard equipment, fault tolerance and survivability of onboard systems. e-mail: vss.space@gmail.com

**Ivanushkin M.A.**, post-graduate student, Department of Space Engineering, Samara National Research University. Research interests: small satellite, orbital motion, operation of onboard equipment, remote sensing. e-mail: ivanushkin.mks@gmail.com