

## Анализ конструкции устройства аэродинамического торможения спутников CubeSat для увода с низких околоземных орбит

© К.М. Пичхадзе<sup>1</sup>, В.К. Сысоев<sup>2</sup>, С.О. Фирсюк<sup>1</sup>, А.Д. Юдин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

<sup>2</sup>АО «НПО Лавочкина», г. Химки, 141402, Россия

*Вышедшие из строя космические аппараты засоряют околоземное космическое пространство, и возникает опасность их столкновения с функционирующими в космосе объектами. Для решения проблемы техногенного засорения, которая может повлиять на развитие космонавтики в будущем, предлагается большое количество способов увода космических аппаратов с рабочих орбит. Самый практичный способ — использование сферических тормозных устройств, которые обеспечивают прогнозируемый спуск спутника с орбиты независимо от ориентации его корпуса и наименьшее время увода с низких околоземных орбит. По результатам системного анализа определены рациональный состав и проектный облик устройства увода с помощью сферических тормозных оболочек для наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит с учетом ограничения массы и габаритов стандартного модуля 1U CubeSat.*

**Ключевые слова:** космический мусор, околоземное космическое пространство, надувное тормозное устройство, наноспутник CubeSat

Засорение околоземного космического пространства (ОКП) космическими аппаратами (КА), вышедшими из строя, может привести к их столкновению с объектами, функционирующими в космосе.

Тенденция к миниатюризации спутников усугубляет проблему космического мусора, увеличивая число объектов в ОКП. Типичным примером могут служить наноспутники CubeSat, состоящие из одного или нескольких стандартизированных блоков (юнитов) в виде кубика со стороной 10 см и массой около 1 кг (модуль 1U).

Разработка технологий деорбитинга — увода исчерпавших ресурс КА с орбиты — становится весьма актуальной и востребованной задачей сегодняшнего дня. Методы очистки ОКП можно подразделить на активные — путем внешнего воздействия на объект и пассивные — с помощью средств, входящих в состав аппарата. Эффективность активных методов (испарение космических объектов и космических сборщиков мусора) крайне мала, данные проекты сложны с технической точки зрения и, как следствие, дорого стоят. Кроме того, требуется решить задачу управления КА для сбора объектов. Поэтому более практичными и целесообразными являются пассивные методы увода КА с типовых околоземных орбит высотой

500–800 км (орбиты с максимальной загрязненностью космическими объектами).

**Выбор метода увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит.** В статье [1] приведен подробный обзор существующих технологий деорбитинга. Для сравнения пассивных методов определены следующие частные критерии  $f_m^*(x)$ :

- 1) время увода с рабочей орбиты;
- 2) массогабаритные параметры на старте;
- 3) ориентация по потоку;
- 4) автономность.

В анализируемых проектах разных способов увода рассматриваются разные высоты рабочих орбит, поэтому оценивается скорость увода наноспутника с рабочей орбиты (в км/сут).

Критерии «Ориентация по потоку» и «Автономность» не имеют численного значения, в связи с чем для них введена экспертная оценка — от 1 до 3.

Оценка проводится по результирующему критерию

$$F = F(f_1^*(x), f_2^*(x), f_3^*(x), f_4^*(x)).$$

Результирующий критерий получен методом линейной свертки критериев:

$$F = p_1 f_1^*(x) + p_2 f_2^*(x) + p_3 f_3^*(x) + p_4 f_4^*(x), \quad (1)$$

т. е. в виде суммы значений частных критериев, умноженных на числовые коэффициенты  $p_1, p_2, \dots, p_m$ . Числовые коэффициенты  $p_1, p_2, \dots, p_m$  в выражении (1) называют весами или весовыми коэффициентами. Весовые коэффициенты  $p$  должны быть неотрицательными (при всех  $i = 1, \dots, m$ ) и удовлетворять соотношению

$$p_1 + p_2 + p_3 + p_4 = 1.$$

Весовые коэффициенты для частных критериев равны:

- 0,4 — скорость увода с рабочей орбиты;
- 0,3 — массогабаритные параметры на старте;
- 0,2 — ориентация по потоку;
- 0,1 — автономность.

Данные сравнительного анализа пассивных методов увода наноспутников CubeSat, значения критериев и их суммарная оценка по результирующему критерию представлены в табл. 1.

По результатам системного анализа способов увода наноспутников с низких околоземных орбит наибольшую суммарную оценку получила концепция торможения космических объектов под действием аэродинамических сил со стороны набегающего газового потока.

Способы увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит и их оценка

Способ увода	Высота рабочей орбиты, км	Частный критерий $f_m$				Суммарная оценка по результирующему критерию
		Время увода с рабочей орбиты	Массогабаритные параметры на старте	Ориентация по потоку (оценка)	Автономность (оценка)	
Электрические ракетные двигатели	900	120 сут [2]	250 г, 1/3 U	Активная трехосевая (1)	- (1)	4,2
Солнечный парус	650	240 сут [3]	1 кг, 1U	Пассивная, один аэродинамический момент (2)	+ (2)	1,98
Тросовые системы	550	1 год [4]	1 кг, 1U	Активная трехосевая (1)	- (1)	1,2
Атмосферный парус (пирамидальная форма)	600	45 сут [5]	1 кг, 1U	Пассивная, один аэродинамический момент (2)	+ (2)	6,23
Сферические надувные тормозные устройства	600	30 сут [6]	1 кг, 1U	Самоориентация КА (3)	+ (2)	9,1

Поэтому, исходя из скорости увода с рабочей орбиты и сравнительно невысокой сложности конструкции, самым эффективным из данных способов следует признать оснащение наноспутников CubeSat автономным устройством увода с рабочей орбиты за счет сил аэродинамического торможения, создаваемых надувной тормозной оболочкой сферической формы из тонкой металлизированной полимерной пленки. Это подтверждается авторами работы [6]: по их расчетам, время увода с орбиты высотой 600 км с самой большой конфигурацией наноспутника CubeSat 12U, оснащенного системой удаления космического мусора с тормозным элементом в виде шара диаметром 6 м, составляет менее 30 сут.

В силу остроты проблемы космического мусора можно предположить, что в ближайшие годы требование оснащать все наноспутники и малые космические аппараты системами увода с орбиты ста-

нет одной из норм международного космического права и войдет в стандарты деятельности космических агентств всех стран мира. Такие меры предусмотрены стандартами Европейского космического агентства (ESA) [7], Национального управления по аэронавтике и астронавтике США (NASA) [8] и российским ГОСТ Р 52925–2008 [9].

В статье [10] предложена концепция автономного устройства для оснащения наноспутников CubeSat и других классов малых космических аппаратов с целью их увода с низких околоземных орбит после окончания срока эксплуатации или выхода из строя. Главным элементом данного устройства является сферическая оболочка из тонкой металлизированной полимерной пленки, которая осуществляет торможение КА за счет аэродинамических сил.

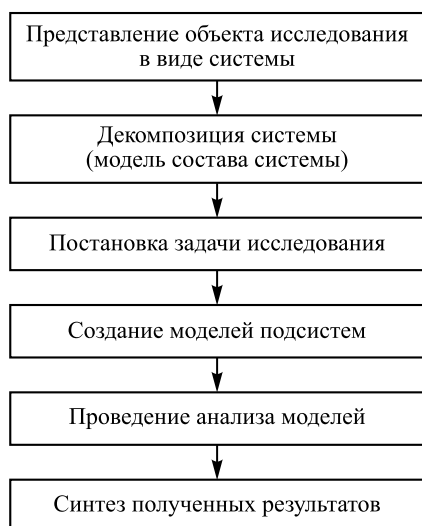
Определены требования к устройству для увода наноспутников CubeSat. Они состоят в следующем:

1) устройство должно представлять собой автономную унифицированную секцию спутника CubeSat объемом 1U;

2) служебные системы устройства должны иметь рациональный состав с учетом ограничения массы и габаритов модуля CubeSat и совместимости элементов конструкции между собой для прогнозируемого спуска спутника с орбиты;

3) алгоритм активации устройства аэродинамического торможения должен включать минимальное количество команд.

**Анализ системы увода наноспутников CubeSat.** Исследование системы для увода наноспутников CubeSat проводилось методом



**Рис. 1.** Системный анализ автономного устройства для увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит

системного анализа. Основная цель исследования — синтез конструкции автономного устройства для увода наноспутников CubeSat, которое соответствует заданным требованиям. Для достижения поставленной задачи разработаны различные модели реализации систем устройства. Схема исследования представлена на рис. 1.

Для того чтобы проанализировать данное устройство как сложную систему, проведена декомпозиция устройства на отдельные подсистемы и разработана модель рационального состава автономного устройства для увода КА CubeSat с низких околоземных орбит. Декомпозиция автономного модуля увода КА CubeSat представлена на рис. 2, а. После де-

композиции устройства выделены три основные подсистемы, от реализации которых зависит выполнение задачи увода КА с орбиты. Это «Конструкция ввода в действие», «Система надува оболочки» и «Система управления». Для каждой из этих подсистем разработаны варианты реализации, анализ которых приведен в работе [10]. Схема вариантов основных подсистемы устройства увода КА CubeSat представлена на рис. 2, б.

**Конструкция ввода в действие.** Главная задача конструкции ввода в действие — извлечение сложенной тормозной оболочки из корпуса при активации устройства. Основные требования к конструкции — минимальное количество элементов и их совместимость. Для проведения анализа разработаны три модели реализации данной конструкции: 1) с выдвижной платформой, 2) с откидными панелями, 3) с раскрытием створок корпуса. Рассмотрим их по порядку.



а

Рис. 2 (начало). Состав автономного модуля увода КА CubeSat:

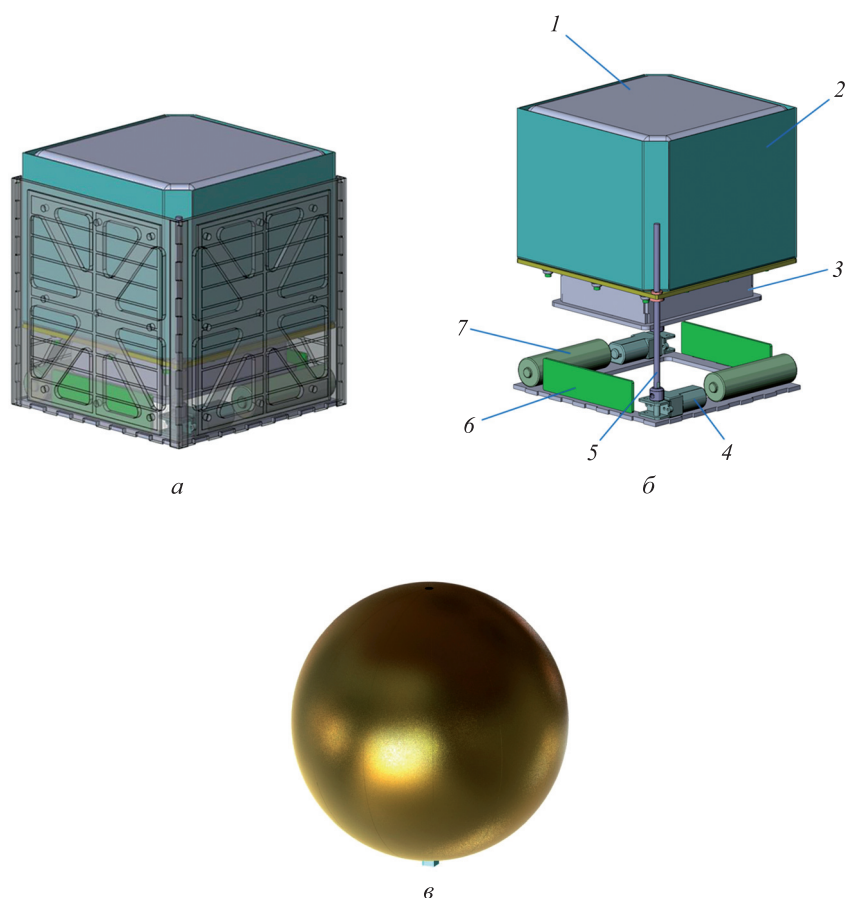
а — декомпозиция модуля



**Рис. 2 (окончание).** Состав автономного модуля увода КА CubeSat:  
 б — варианты реализации основных подсистем устройства увода КА CubeSat

**Конструкция ввода в действие с выдвигной платформой.** Подъем платформы, на которой находится оболочка в защитном кожухе, обеспечивается электромеханическим приводом. При поступлении команды на развертывание выдвигная платформа по двум винтовым направляющим выдвигается из корпуса, как показано на рис. 3, а. При этом элементы защитного кожуха раскрываются в стороны и защищают шар от повреждения. Аэродинамическое тормозное устройство в развернутом (рабочем) положении показано на рис. 3, б. Компоновка этого варианта устройства представлена на рис. 3, в.

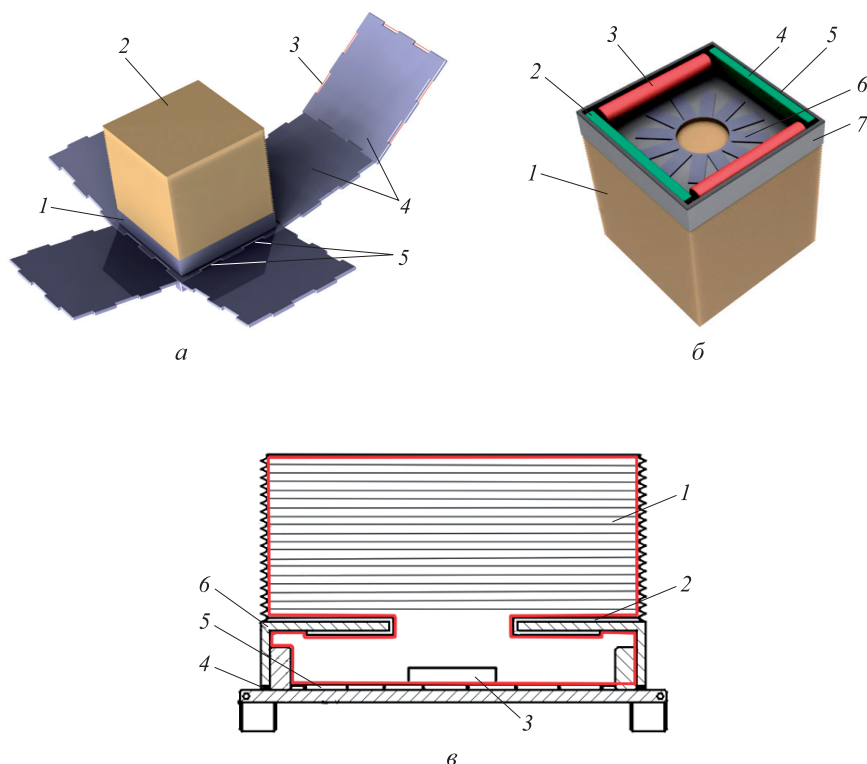
**Конструкция ввода в действие с откидными панелями.** Данная конструкция состоит из шести панелей, соединенных между собой штифтами, которые выполняют функцию шарниров. Панели удерживаются в закрытом состоянии тросиком из нихромовой нити. Начало и конец тросика закреплены на внешней стороне боковой панели в пломбе, которая разрушится при поступлении команды активации



**Рис. 3.** Конструкция ввода в действие с выдвижной платформой:

*a* — начало выдвижения платформы устройства увода; *б* — устройства увода в рабочем положении; *в* — компоновка устройства увода с выдвижной платформой (*1* — свернутый шар; *2* — защитный кожух; *3* — емкость с газом; *4* — мотор-редуктор; *5* — винт; *6* — плата управления; *7* — аккумулятор) (корпус скрыт)

устройства (рис. 4, *a*). На нижнюю панель модуля через уплотнительное кольцо крепится платформа служебной части устройства с отверстием для прикрепления фала тормозной оболочки к внутренней части платформы. Остальные служебные элементы аккумуляторы, платы управления и контроля зарядки также располагаются внутри платформы для защиты от воздействия космического пространства. Компоновка служебной платформы показана на рис. 4, *б*. Стоит отметить, что внутренний объем платформы и тормозной оболочки образуют единый герметичный объем для системы надува. Чертеж герметичного объема модуля (в качестве примера взята активная система газонаполнения с химическим источником) приведен на рис. 4, *в*.



**Рис. 4.** Конструкция ввода в действие с откидными панелями:

*а* — общий вид модели (*1* — платформа служебной части; *2* — сложенная оболочка; *3* — тросик из нихромовой нити; *4* — панели; *5* — штифты); *б* — служебные системы устройства ввода (*1* — сложенная оболочка; *2* — плата контроля зарядки аккумулятора; *3* — аккумулятор; *4* — плата управления; *5* — уплотнительное кольцо; *6* — фал оболочки; *7* — платформа служебной части); *в* — герметичный объем модуля (*1* — сложенная оболочка; *2* — фал оболочки; *3* — парафиновая таблетка; *4* — уплотнительное кольцо; *5* — нагревательный элемент; *6* — служебная платформа) (боковые панели не показаны)

#### **Конструкция ввода в действие с раскрытием створок корпуса.**

Корпус устройства состоит из двух створок, которые в сложенном состоянии образуют куб. Створки с помощью шарнира прикреплены к нижней панели устройства. Такой вариант раскрытия был использован в проекте КА «Маяк» (рис. 5). Для удержания панелей используется тросик из нихромовой нити. Компоновка служебных систем аналогична варианту с откидными панелями.

При сравнении трех вариантов конструкции ввода в действие по составу с учетом ограничений массы и габаритов модуля CubeSat варианты устройства с откидными панелями и с раскрытием створок будут предпочтительнее варианта с выдвигной платформой (табл. 2).



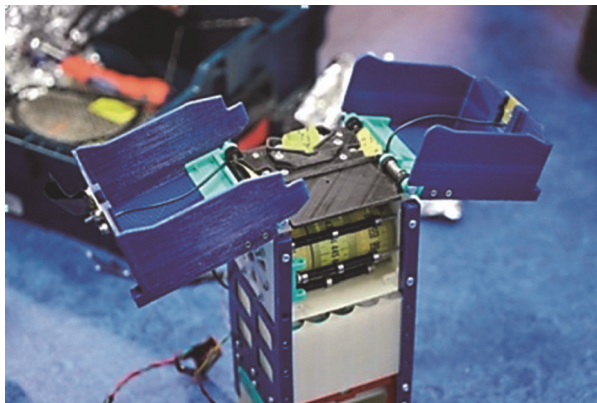


Рис. 5. Модуль CubeSat проекта КА «Маяк» [6]

Таблица 2

**Варианты конструкции ввода в действие (состав элементов, масса элементов)**

Деталь	Масса, кг	Комплектация, шт., варианта конструкции		
		с выдвигной платформой	с откидными панелями	с раскрытием створок корпуса
Аккумулятор	0,05	1	1	1
Защитный кожух	0,02	1	1	1
Плата контроля	0,02	1	1	1
Плата управления	0,02	1	1	1
Платформа	0,05	1	1	1
Солнечная панель	0,1	1	1	1
Корпус	0,2	1	–	–
Верхняя панель	0,05	1	–	–
Нижняя панель 1	0,05	1	–	–
Направляющая	0,005	4	–	–
Винт	0,01	2	–	–
Мотор-редуктор	0,1	2	–	–
Панель	0,05	–	6	–
Штифт 1	0,005	–	10	–
Тросик	0,02	–	1	–
Створка	0,15	–	–	2
Штифт 2	0,005	–	–	4
Нижняя панель 2	0,05	–	–	1
Количество наименований деталей, шт.		12	9	9
Количество элементов конструкции, шт.		17	23	13
Суммарная масса, кг		0,7	0,55	0,6

Что касается совместимости элементов устройства, то оболочка в рабочем состоянии может зацепиться за торчащие края раскрытых створок, так как они направлены перпендикулярно тормозному элементу. На старте сложенная оболочка укладывается во всех трех вариантах конструкции в защитный кожух, чтобы минимизировать риск возникновения дефекта оболочки при выводе наноспутника на орбиту.

Конструкция устройства без мотора-редуктора технически проще, что повышает надежность устройства, но процесс шарнирного раскрытия панелей корпуса труднее прогнозировать.

Итак, с точки зрения оптимального состава элементов и их совместимости наиболее рациональной является конструкция устройства с откидными панелями.

**Система надува оболочки.** Система надува предназначена для наполнения газом сложенной оболочки тормозного элемента до тех пор, пока тормозная оболочка (сфера диаметром 2 м) не достигнет рабочего состояния. Система надува устройства увода космических аппаратов с низких околоземных орбит может быть пассивной или активной.

**Пассивная система надува.** Сложенная тормозная оболочка на старте помещается в герметичный корпус или капсулу и закрывается крышкой. Воздух, который остается внутри оболочки между складками сложенного тормозного элемента на старте, будет работать на раскрытие оболочки и придание ей рабочей формы при активации устройства увода. Этот воздух называется остаточным газом.

Чтобы найти время проницаемости металлизированной полимерной оболочки из полиимидной пленки, воспользуемся данными, полученными в исследованиях влияния природы полимера, подготовки поверхности, адгезии покрытия к полимеру и толщины покрытия на газопроницаемость полимерных пленок и покрытий [11].

В табл. 3 приведены коэффициенты проницаемости по гелию и кислороду алюминиевого конденсационного покрытия толщиной 200 нм, осажденного одновременно на инертные полимеры — политетрафторэтилен (ПТФЭ), полиэтилен (ПЭ) и полярные полимеры — полиэтилентерефталат (ПЭТФ), полиимид (ПИ).

Таблица 3

**Зависимость коэффициента  $k$  газопроницаемости алюминиевого покрытия от природы полимера**

Полимер	Коэффициент $k \cdot 10^{-8}$ , $\text{см}^3 \cdot \text{см}/(\text{см}^2 \cdot \text{МПа} \cdot \text{с})$	
	Кислород	Гелий
ПТФЭ	0,1	9,5
ПЭ	0,067	0,23
ПЭТФ	0,0013	0,026
ПИ	0,00054	0,0091

Время проницаемости металлизированной полимерной оболочки

$$\Delta\tau = \frac{M}{S\Delta p} \left( \frac{1}{P_{\text{под}}} + \frac{\delta_{\text{пок}}}{K} \right).$$

Площадь поверхности сферической оболочки (диаметр оболочки 2 м)

$$S_{\text{м}} = 4\pi R_{\text{ш}}^2 = 125\,600 \text{ см}^2.$$

Количество остаточного газа, истекшего из оболочки за время  $\Delta\tau$ , принимаем, исходя из оценки объема, который займет сложенная оболочка на старте, — 10 % от 1U секции CubeSat, т. е.  $100 \text{ см}^3$ . Учтем, что в герметичном корпусе давление внутри оболочки такое же, как снаружи, и газоистечения из оболочки не будет.

Найдем перепад давления в момент полного раскрытия оболочки. Высоту орбиты, на которой произойдет активация устройства для увода КА, примем равной 500 км. Давление внутри шара находим из соотношения объема и давления на старте и в рабочем положении:

$$V_0 P_0 = V_1 P_1,$$

где  $V_0 = 100 \text{ см}^3$  — объем воздуха в капсуле со сложенной оболочкой;  $P_0 = 1 \text{ атм} = 101\,325 \text{ Па}$  — давление воздуха в капсуле на Земле;  $V_1 = 4\,186\,667 \text{ см}^3$  — объем раскрытого шара;  $P_1$  — давление внутри шара в момент полного раскрытия.

Давление внутри шара в момент полного раскрытия

$$P_1 = \frac{V_0 P_0}{V_1} = \frac{100 \cdot 101\,325}{4\,186\,667} = 2,4 \text{ Па}.$$

Разность между давлением атмосферы и внутри шара в момент полного раскрытия

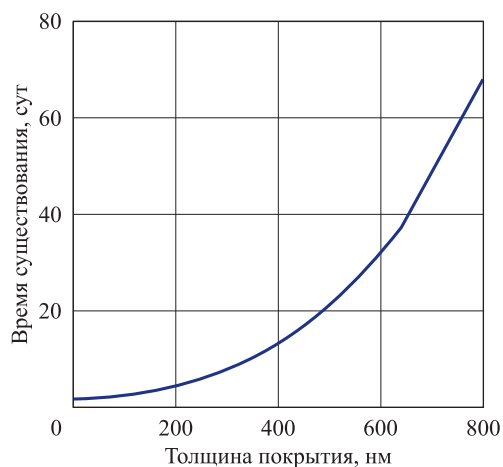
$$\Delta p = P_1 - P_{500} = 2,4 - 3 \cdot 10^{-7} \approx 2,4 \text{ Па} = 2,4 \cdot 10^{-6} \text{ МПа},$$

где  $P_{500} = 3 \cdot 10^{-7} \text{ Па}$  — давление на высоте 500 км [12].

Время существования наполненной кислородом тормозной оболочки в рабочем состоянии для материала ПМ с алюминиевым покрытием толщиной 200 нм

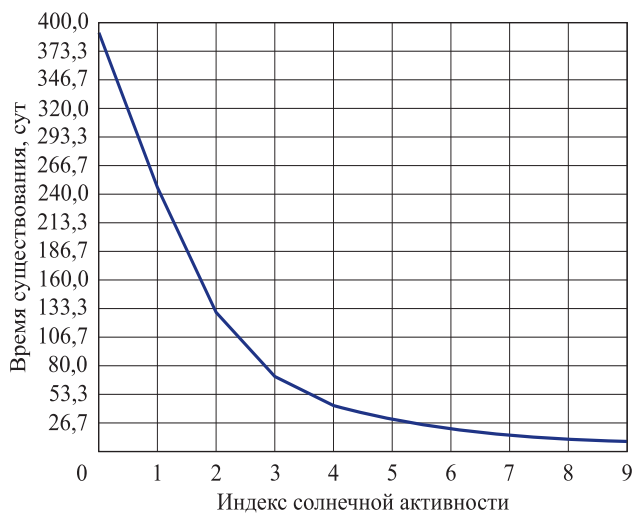
$$\Delta\tau = \frac{M\delta}{S\Delta p K} = \frac{10^2 \cdot 2 \cdot 10^{-6}}{1,2 \cdot 10^5 \cdot 2,4 \cdot 10^{-6} \cdot 5,4 \cdot 10^{-12}} = 10^6 \text{ с} = 11,5 \text{ сут}.$$

Время существования тормозной оболочки в рабочем состоянии зависит от газа и от толщины алюминиевого покрытия полиимидной пленки. График зависимости времени существования оболочки от толщины алюминиевого покрытия для кислорода показан на рис. 6.



**Рис. 6.** Зависимость времени существования оболочки от толщины алюминиевого покрытия для кислорода

Время существования наноспутника CubeSat 3U с устройством аэродинамического торможения диаметром 2000 мм на орбите высотой 600 км рассчитывается по методике, приведенной в [12]. График зависимости времени существования данного КА от индекса солнечной активности показан на рис. 7.



**Рис. 7.** Зависимость времени существования КА CubeSat 3U с устройством аэродинамического торможения диаметром 2000 мм на орбите высотой 600 км от индекса солнечной активности

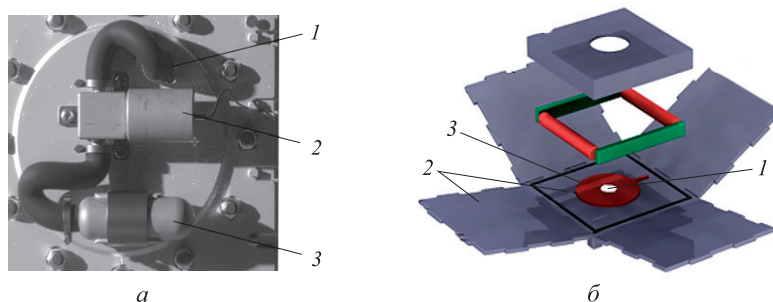
Если увеличить толщину алюминиевого покрытия полиимидной пленки до 600 нм, времени существования тормозной оболочки при средней солнечной активности будет достаточно для увода аппарата CubeSat 3U с орбиты высотой 600 км до высоты плотных слоев атмосферы, где произойдет полное разрушение аппарата.

Согласно приведенным расчетам, такую систему надува для устройства увода космических аппаратов с низких околоземных орбит можно считать работоспособной при следующих условиях:

1) корпус (или капсула), куда укладывается сложенная оболочка, должен быть герметичным;

2) время увода наноспутника CubeSat ограничено высокой газопроницаемостью пленочной тормозной оболочки устройства и составляет не более одного месяца с момента активации программы увода.

**Активная система надува.** Существуют разные варианты активной системы наполнения газом тормозного элемента. Один из вариантов предусматривает наличие газового баллона с запирающим клапаном. Можно наполнить оболочку газом через магистраль, прикрепленную к гибкому фалу тормозной оболочки, за один раз, при активации устройства увода, либо дозировать надув, подавая команды на клапан (в этом случае время использования устройства для увода КА увеличивается до одного года). Кроме того, для уменьшения объема, занимаемого оболочкой внутри устройства, целесообразно откачивать воздух из сложенной оболочки на старте. Схема активной системы надува с газовым баллоном показана на рис. 8, а.



**Рис. 8.** Активная система надува оболочки:

а — с газовым баллоном (1 — штуцер оболочки шара; 2 — электромагнитный клапан; 3 — баллон с газом); б — с химическим генератором давления — парафином (1 — таблетка парафина; 2 — панели; 3 — нагреватель)

Количества газа, которое необходимо накачать в баллон, зависит от высоты орбиты и времени эксплуатации аппарата. Это количество газа рассчитывают по той же методике, что и время существования

тормозной оболочки при пассивной системе надува. Существует также возможность подкачки тормозной оболочки во время увода КА.

Другой вариант активной системы надува оболочки — система с химическим генератором давления. К таким активным химическим веществам относятся азид натрия  $N_3Na$  и парафин  $C_{18}H_{38}$ . Но применение азид натрия невозможно в устройстве данного типа, так как для начала реакции с выделением большого количества газообразного азота необходимо нагреть азид натрия до  $275\text{ }^\circ\text{C}$ . У парафина же температура реакции газовой выделения на порядок меньше, от  $27$  до  $65\text{ }^\circ\text{C}$ . Парафин применяется в различных отраслях промышленности, и его использование в космическом пространстве не представляет опасности. Что касается совместимости элементов, то источник нагрева парафина не окажет негативного воздействия на другие системы устройства. Схема активной системы надува с химическим генератором давления — парафином показана на рис. 8, б.

При сравнении активных и пассивных систем надува оболочки по составу с учетом ограничений массы и габаритов пассивная система предпочтительнее, поскольку, в отличие от активной, не требует дополнительных элементов (кроме герметичной капсулы). Недостаток пассивной системы в том, что разгерметизация капсулы со сложной оболочкой приведет к отказу устройства увода КА. Кроме того, при подготовке КА к старту при наличии активной системы надува оболочки для каждого случая космической миссии можно рассчитать необходимое количество газа, а если применяется пассивная система, при укладке оболочки сохраняется остаточный газ в разных количествах.

Ограничением работы активной системой с газовым баллоном будет тепловой режим, поскольку корпус негерметичен. Чтобы данная система была работоспособной, необходимо термоизолировать баллон с газом и клапан или оснастить систему температурным датчиком. В случае системы с химическим генератором давления этого не требуется. Поэтому наиболее рациональный вариант надува тормозной оболочки — активная система с химическим генератором давления — парафином.

**Система управления.** Система управления предназначена для установки на изделие и выполнения заданного алгоритма управления путем анализа состояния датчиков, принятия управляющего решения, выдачи команд на управляющие органы.

Система управления устройством аэродинамического торможения выполнена в виде платы управления, помещенной в корпус со степенью защиты IP43. Работоспособность платы управления должна быть обеспечена в условиях длительного космического полета либо за счет применения радиационно-стойких комплектующих, либо иным способом, но с сохранением приемлемого уровня себестоимости.

На лицевой поверхности корпуса расположены индикаторы состояния датчиков и индикаторы состояния исполнительных элементов. На задней стороне корпуса размещены контактные клеммы для присоединения датчиков и исполнительных органов.

Алгоритм работы устройства для увода наноспутников следующий.

1. Подача команды «Активация торможения». Активация устройства увода КА может быть реализована по разным вариантам логики. Это срабатывание:

- а) по времени;
- б) по команде с Земли;
- в) по сигналу от целевого аппарата;
- г) по низкому заряду аккумуляторов.

2. Подача напряжения на резаки фиксатора крышки из нихромовой нити.

3. Высвобождение сложенной оболочки из устройства.

4. Накачка оболочки системой подачи газа.

Для активации устройства увода КА может быть использован один или несколько вариантов логики в алгоритме срабатывания устройства.

При реализации команды активации по времени система управления состоит из таймеров, способных отсчитывать время с точностью до  $10^{-4}$  с. Такой вариант срабатывания устройства технически прост, а система управления включает минимальное количество компонентов. Ограничением для этого варианта является фиксированное время активации устройства увода КА независимо от состояния целевого космического аппарата.

При активации по команде с Земли в состав системы управления должна входить антенна. В этом случае можно варьировать время срабатывания устройства увода КА с рабочей орбиты в зависимости от состояния КА.

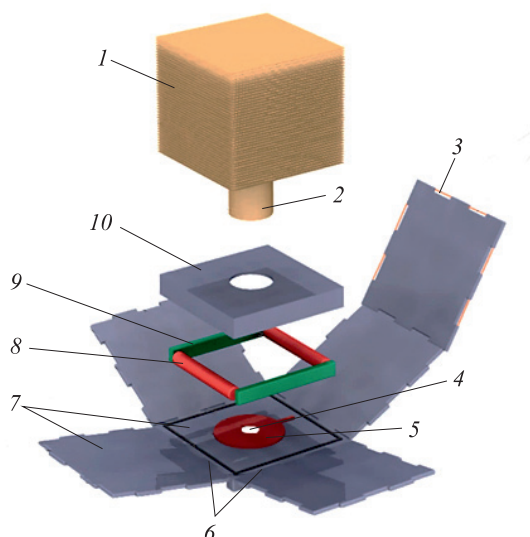
Для активации по сигналу от целевого аппарата в состав системы управления должно входить беспроводное устройство, следящее за состоянием КА. Данный вариант технически самый сложный из всех представленных, и использовать его для увода наноспутников CubeSat с орбиты нерационально.

Для срабатывания устройства увода по низкому заряду аккумуляторов плата управления должна подключаться к линии бортового питания целевого аппарата CubeSat и контролировать наличие питания. Проводное подключение устройства увода к целевому КА противоречит ранее определенному требованию автономности устройства увода.

На этапе аванпроекта по созданию устройства увода наноспутников CubeSat наиболее рациональным способом управления активацией является срабатывание по времени. В дальнейшем для коммерче-

ских наноспутников могут быть разработаны разные комплектации блока управления устройством с возможностью гибкого изменения времени срабатывания путем добавления приемного устройства для активации с Земли или беспроводного устройства, следящего за состоянием целевого наноспутника.

**Заключение.** Предложен способ увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит за счет сил аэродинамического торможения, создаваемых надувной тормозной оболочкой сферической формы из тонкой металлизированной полимерной пленки. Для его реализации определены требования к устройству и проанализирован состав такой системы. Разработана компоновка автономного модуля наноспутников CubeSat для увода КА с рабочей орбиты после окончания времени его эксплуатации (рис. 9).



**Рис. 9.** Компоновка устройства аэродинамического торможения:

1 — сложенная оболочка; 2 — фал оболочки; 3 — тросик из нихромовой нити; 4 — таблетка парафина; 5 — нагреватель; 6 — шарниры; 7 — панели; 8 — аккумулятор; 9 — плата управления; 10 — служебная платформа

Модель устройства включает конструкцию с откидными панелями, активной системой надува с химическим генератором давления — парафином и системой управления, состоящей из платы управления со счетчиком обратного времени для подачи команды активации увода наноспутника CubeSat с рабочей орбиты после окончания его срока эксплуатации.



ЛИТЕРАТУРА

- [1] Карчаев Х.Ж., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Фирсюк С.О., Юдин А.Д. Анализ методов увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит. *Общероссийский научно-технический журнал «Полёт»*, 2019, № 4, с. 19–28.
- [2] Трофимов С.П. *Увод малых космических аппаратов с низких околоземных орбит. Дис. ... канд. физ.-мат. наук*. Москва, 2015, 125 с.  
URL: <http://library.keldysh.ru/diss.asp?id=2015-trofimov> (дата обращения 20.01.2020).
- [3] Heaton A.F., Faller B.F., Katan C.K. NanoSail-D Orbital and Attitude Dynamics. Macdonald M., ed. *Advances in Solar Sailing*. Berlin, Springer-Verlag, 2014, pp. 95–113. DOI: 10.1007/978-3-642-34907-2\_2
- [4] Aalto-1: The Finnish Student Nanosatellite. *eoPortal News*.  
URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aalto-1> (дата обращения 20.01.2020).
- [5] Космический спутник «Маяк». *Boomstarter*.  
URL: [http://boomstarter.ru/projects/shaenko/kosmicheskiy\\_sputnik\\_mayak](http://boomstarter.ru/projects/shaenko/kosmicheskiy_sputnik_mayak) (дата обращения 20.01.2020).
- [6] Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И. Проект КА, оснащенного системой удаления космического мусора (аэротермодинамика, габаритно-массовые характеристики и траектории спуска КА с околоземных орбит). *Вестник АО «НПО имени С.А. Лавочкина»*, 2018, № 1, с. 11–18.
- [7] ESA. *Requirements on Space Debris Mitigation for ESA projects*. ESA/ADMIN/IPOL(2008)2, Annexes 1. Paris, April 2008.
- [8] NASA. *Process for Limiting Orbital Debris*. NASA Technical Standard Revision A with Change 1 NASA-STD-8719.14A. Dec. 8, 2011.
- [9] ГОСТ Р 52925–2008. *Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства*. Москва, Стандартинформ, 2008, 8 с.
- [10] Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Финченко В.С., Фирсюк С.О., Юдин А.Д. Предложение по созданию устройства для схода наноспутников CUBESAT с низких околоземных орбит. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2017, № 3, с. 20–26.
- [11] Корюкин А.В. *Металлополимерные покрытия полимеров*. Москва, Химия, 1983, 240 с.
- [12] ГОСТ Р 25645.166–2004. *Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли*. Москва, Изд-во стандартов, 2004, 28 с.

Статья поступила в редакцию 25.02.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Фирсюк С.О., Юдин А.Д. Анализ конструкции устройства аэродинамического торможения спутников CubeSat для увода с низких околоземных орбит. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 5.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-5-1982>

**Пичхадзе Константин Михайлович** — д-р техн. наук, профессор Московского авиационного института (национальный исследовательский университет).  
e-mail: [mai@exler.ru](mailto:mai@exler.ru)

**Сысоев Валентин Константинович** — д-р техн. наук, начальник отдела научно-исследовательских работ и перспективных исследований АО «НПО Лавочкина».  
e-mail: [sysoev@laspace.ru](mailto:sysoev@laspace.ru)

**Фирсюк Сергей Олегович** — старший преподаватель Московского авиационного института (национальный исследовательский университет).  
e-mail: [iskramai@gmail.com](mailto:iskramai@gmail.com)

**Юдин Андрей Дмитриевич** — инженер-конструктор отдела научно-исследовательских работ и перспективных исследований АО «НПО Лавочкина».  
e-mail: [and.yudin11@gmail.com](mailto:and.yudin11@gmail.com), [yudin@laspace.ru](mailto:yudin@laspace.ru)

## **Analysis of the design of the drag braking device for CubeSat satellites for withdrawal from low near-Earth orbits**

© K.M. Pichkhadze<sup>1</sup>, V.K. Sysoev<sup>2</sup>, S.O. Firsyuk<sup>1</sup>, A.D. Yudin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Moscow, 125993, Russia

<sup>2</sup>Lavochkin Association, Khimki, 141402, Russia

*Clogging near-Earth outer space by spacecrafts that have failed is a threat of collision with functioning objects in space. To solve the problem of man-made debris, which may affect the development of cosmonautics in the future, a lot of collision avoidance maneuvers are proposed. The most feasible method is to use spherical braking devices providing a predictable descent of the satellite from the orbit, regardless of the orientation of its body, and the shortest time of departure from low earth orbits. Based on the results of the system analysis, the rational composition and configuration design of the device using spherical brake shells for deorbiting CubeSat nanosatellites from low Earth orbits were determined, taking into account the mass and size limitations of the standard 1U CubeSat module.*

**Keywords:** *space debris, near-Earth space, inflatable braking device, CubeSat nanosatellite*

### REFERENCES

- [1] Karchaev Kh.Zh., Pichkhadze K.M., Sysoev V.K., Firsyuk S.O., Yudin A.D. *Obshcherossiyskiy nauchno-tehnicheskiy zhurnal "Polyot" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Flight"*, 2019, no. 4, pp. 19–28.
- [2] Trofimov S.P. *Uvod malykh kosmicheskikh apparatov s nizkikh okolozemnykh orbit. Diss. cand. fiz.-mat. nauk* [The withdrawal of a small spacecraft from low Earth orbits. Cand. phys. and math. sc. diss.]. Moscow, 2015, p. 93. Available at: <http://library.keldysh.ru/diss.asp?id=2015-trofimov> (accessed January 20, 2020).
- [3] Heaton A.F., Faller B.F., Katan C.K. NanoSail-D Orbital and Attitude Dynamics. In: *Advances in Solar Sailing*. Macdonald M., ed. Berlin, Heidelberg, Springer-Verlag Publ., 2014, pp. 95–113.
- [4] Aalto-1: The Finnish Student Nanosatellite. *eoPortal News*. Available at: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aalto-1> (accessed January 20, 2020).
- [5] Kosmicheskii sputnik "Mayak" [Space satellite "Mayak"]. *Boomstarter*. Available at: [http://boomstarter.ru/projects/shaenko/kosmicheskii\\_sputnik\\_mayak](http://boomstarter.ru/projects/shaenko/kosmicheskii_sputnik_mayak) (accessed January 20, 2020).
- [6] Finchenko V.S., Ivankov A.A., Shmatov S.I. *Vestnik AO "NPO imeni S.A. Lavochkina" — Space Journal of FSUE "Lavochkin Association"*. *Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2018, no. 1, pp. 11–18.
- [7] ESA "Requirements on Space Debris Mitigation for ESA projects". ESA/ADMIN/IPOL (2008) 2, Annexes 1, Paris, April 2008.
- [8] NASA. "Process for Limiting Orbital Debris". NASA Technical Standard. Revision A with Change 1. NASA-STD-8719.14A. Dec. 8, 2011.
- [9] GOST R 52925–2008. *Izdeliya kosmicheskoy tekhniki. Obshchiye trebovaniya k kosmicheskim sredstvam po ogranicheniyu tekhnogennogo zasoreniya*

- okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva* [State Standard R 52925–2008. Products of space technology. General requirements for space facilities on limiting technological clogging of near-Earth space]. Moscow, Standartinform Publ., 2008, 8 p.
- [10] Nesterin I.M., Pichkhadze K.M., Sysoev V.K., Finchenko V.S. et al. *Vestnik AO «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of FSUE "Lavochkin Association"*. *Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2017, no. 3, pp. 20–26.
- [11] Koryukin A.V. *Metallopolimernyye pokrytiya polimerov* [Metal-polymer coatings of polymers]. Moscow, Khimiya Publ., 1983, 240 p.
- [12] *GOST R 25645.166–2004. Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennykh sputnikov Zemli* [State Standard R 25645.166–2004. Earth upper atmosphere. Density model for ballistic support of flights of artificial earth satellites]. Moscow, IPK Izdatelstvo standartov Publ., 2004.

**Pichkhadze K.M.**, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: mai@exler.ru

**Sysoev V.K.**, Dr. Sc. (Eng.), Head of Department of Research and Development and Advanced Research, Lavochkin Association.  
e-mail: sysoev@laspace.ru

**Firsyuk S.O.**, Senior Lecturer, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: iskramai@gmail.com

**Yudin A.D.**, Design Engineer, Department of Research and Development and Advanced Research, Lavochkin Association. e-mail: yudin@laspace.ru