

**МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)**

Юдин Андрей Дмитриевич

**РАЗРАБОТКА СПОСОБА ДЛЯ УВОДА
НАНОСПУТНИКОВ CUBESAT С НИЗКИХ
ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ**

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

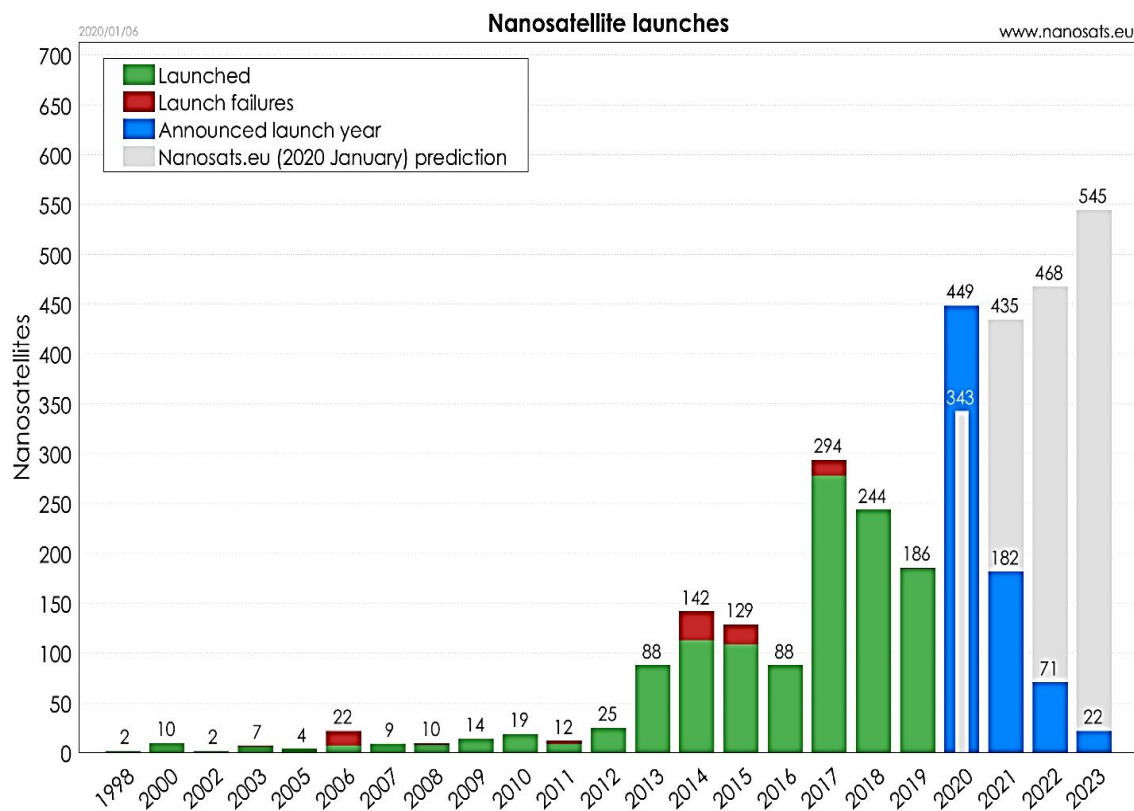
Специальность 05.13.01 –
«Системный анализ, управление и обработка информации»

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Пичхадзе Константин Михайлович

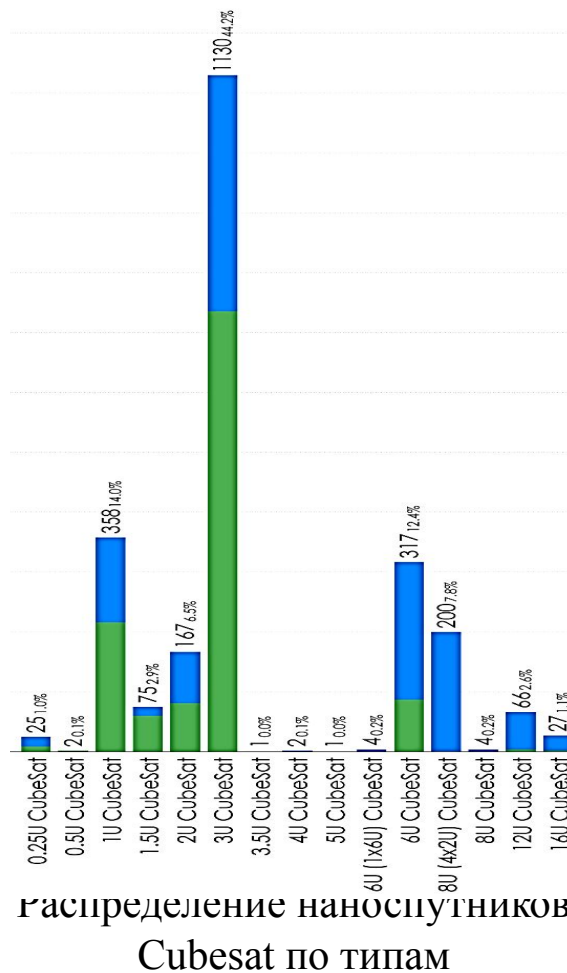
Москва – 2020 год

Актуальность работы

Актуальность диссертационного исследования обусловлена необходимостью предотвращения техногенного засорения околоземного космического пространства nano-космическими аппаратами, в том числе спутниками CubeSat, представляющие угрозу столкновения при окончании срока эксплуатации или выходе их из строя с функционирующими объектами в космосе.



Количество запусков наноспутников по данным Nanosatellite Database, штук (исторические данные и прогноз)



распределение наноспутников CubeSat по типам

Объект, предмет и научная новизна работы

Объект исследования: Наноспутник Cubesat, состоящий из модулей размером 10x10x10 см и массу не более 1,33 кг и предназначенный для исследований на низких околоземных орбитах высотой от 300 км до 800 км.



*Модуль наноспутника
Cubesat 1U*

Предмет исследования: Способ увода наноспутников CubeSat массой до 5 кг с низких околоземных орбит.

Научная новизна:

1. Разработана методика выбора способа увода наноспутников CubeSat с НОО;
2. Выявлена рациональная компоновочная схема системы увода наноспутников CubeSat с учетом массово-габаритных ограничений и совместимости компонентов системы;
3. Разработана схема укладки сферической тормозной тонкопленочной оболочки с высоким процентом заполнения материала пленки при геометрических ограничениях модуля CubeSat объемом 1U.

Практическая значимость:

1. Разработан модульный космический аппарат, снабженный модулем аэродинамического торможения (Патент RU 2703818);
2. Совместно с МАИ и АО «НПО Лавочкина» создан демонстрационный макет системы увода наноспутников CubeSat с НОО, который был представлен на международном авиакосмическом салоне «МАКС-2019».

Цели и задачи работы

Научно-техническая задача работы: разработка способа увода для наноспутников CubeSat массой до 5 кг с низких околоземных орбит.

Цели работы:

1. Выбор метода увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит (НОО);
2. Разработка схемно-технических решений для способа увода наноспутников CubeSat с НОО;
3. Разработка компоновок системы увода наноспутников CubeSat с НОО;
4. Анализ применимости технологии тонкопленочных надувных тормозных оболочек.

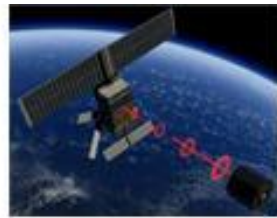
Задачи исследования:

1. Системный анализ средств увода наноспутников CubeSat с НОО;
2. Определение рационального состава системы увода наноспутников CubeSat с учетом ограничения массы и габаритов модуля CubeSat и анализ совместимости компонентов системы;
3. Анализ компоновочных схем системы увода наноспутников CubeSat с учетом совместимости компонентов системы;
4. Разработка и анализ алгоритмов работы системы увода наноспутников CubeSat с НОО;
5. Разработка схем укладки тормозной оболочки и ввода в действие устройства для увода наноспутников CubeSat с НОО.

Положения выносимые на защиту

1. Методика выбора способа увода наноспутников CubeSat по результирующему критерию, полученный методом линейной свертки частных критериев: скорость увода наноспутников CubeSat, масса и габариты системы увода, ориентация по потоку и автономность системы;
2. Декомпозиция состава автономного устройства для увода КА Cubesat с НОО на отдельные системы;
3. Проектирование технических решений для системы ввода в действие – шарнирное раскрытие панелей корпуса модуля Cubesat и системы надува тормозной оболочки с химическим источником газа – парафин.
4. Синтез компонентов для компоновки системы увода наноспутников CubeSat с учетом ограничения массы и габаритов модуля Cubesat и совместимости элементов систем между собой.
5. Схема укладки тонкопленочной тормозной оболочки с коэффициентом плотности укладки, т.е. отношение объема материала оболочки к объему сложенной оболочки не менее 40%.

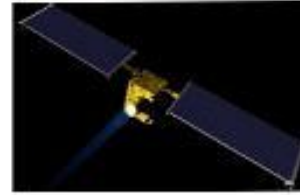
Методы борьбы с космическим мусором



Увод на орбиту захоронения



Космический уборщик



Сдвиг ионным излучением



Испарение лазерным излучением

Средства борьбы с космическим мусором

Активные

Использование излучения

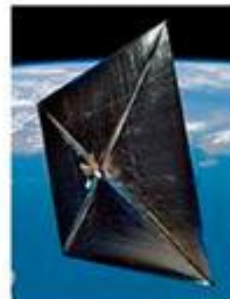
Сбор обломков сетью



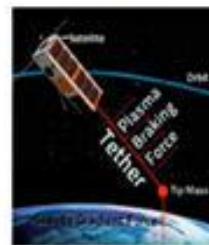
Пассивные

Тормозные устройства

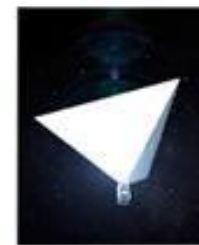
Солнечный парус



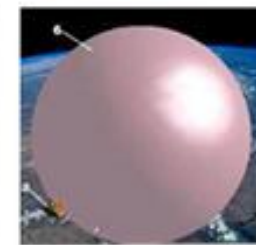
Тросовые системы



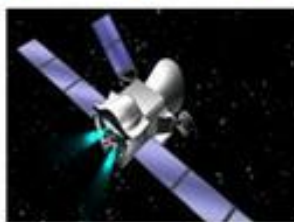
Атмосферный парус



Надувные устройства



Двигательные установки

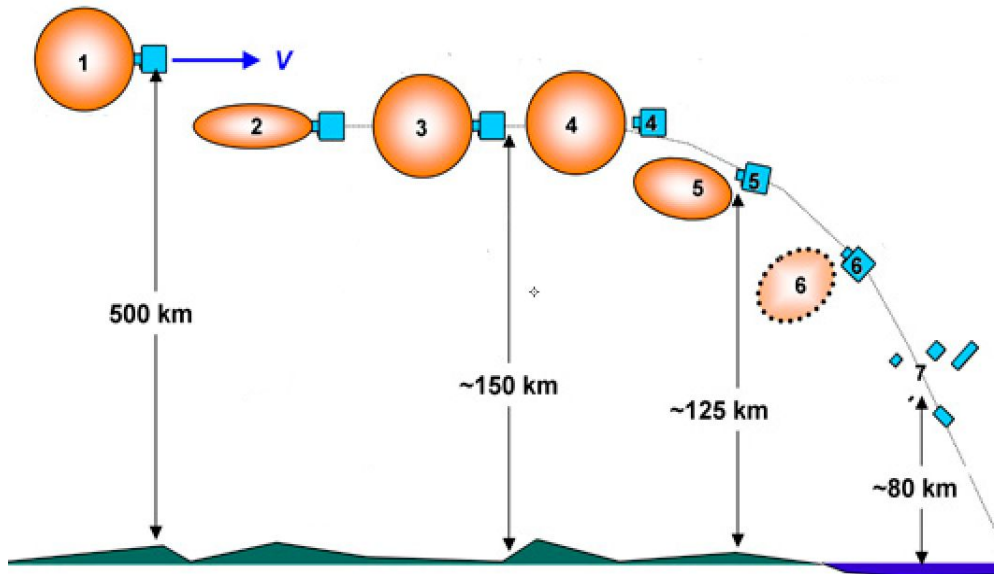
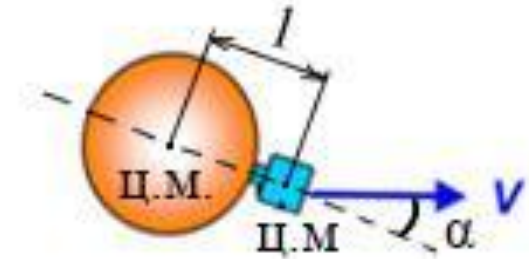


Методика оценки времени спуска наноспутника CubeSat 3U с рабочей орбиты с тормозной оболочкой

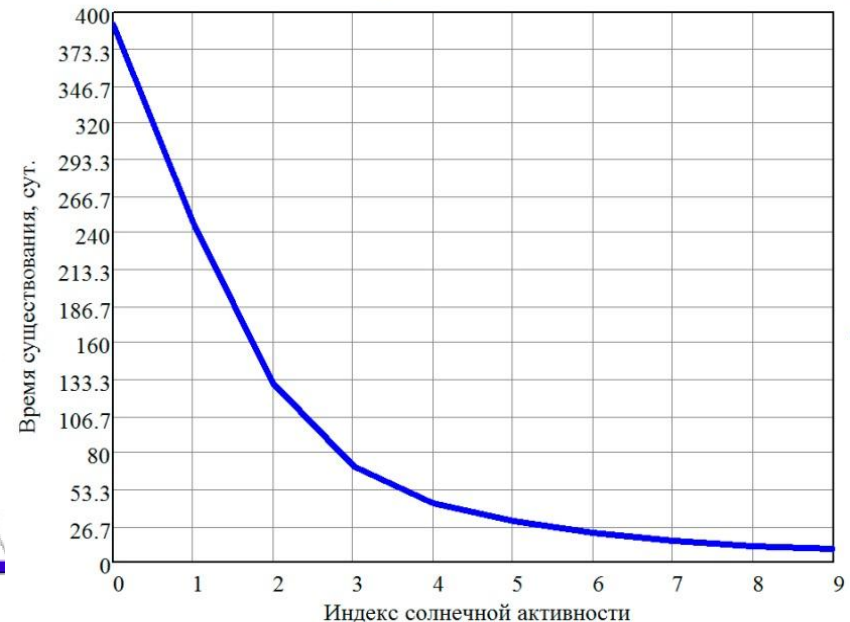
Уравнение движения КА с шаровым стабилизатором:

$$\theta_{И} + \frac{1}{J} c_x S_{СТ} q l \sin \alpha = 0$$

c_x - коэффициент лобового сопротивления



Принцип торможения наноспутника надувными тормозными устройствами



Параметры траектории увода КА CubeSat 3U с орбиты H=600 км

Методика оценки газопроницаемости и разрушения тормозной оболочки

Исходные данные

$V_0 = 100 \text{ см}^2$ – объем газа на старте; $V_1 = 4186667 \text{ см}^2$ – объем шара в рабочем состоянии;

$P_0 = 101325 \text{ Па}$ – давление внутри шара на старте (ср. атм. давление);

P_1 – давление внутри шара в момент полного раскрытия

$$P_1 = V_0 \times P_0 \div V_1 = (100 \times 101325) / 4\ 186\ 667 = 2,4 \text{ Па}$$

$P_{500} = 3 \times 10^{-7} \text{ Па}$ – давление на высоте 500 км (ГОСТ 4401-81 – атмосфера стандартная);

Разница давлений в момент полного раскрытия:

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

$$\sigma = \frac{\sigma_1}{S_{\text{обр}}} = \frac{(47,85 + 52,99) \div 2}{50 \times 50} = 2 * 10^2 \text{ Па} > 2,4 \text{ Па}$$

$\sigma > \Delta p$ – деструкции материала оболочки не произойдет.

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

$$\Delta\tau = \frac{M\delta}{S\Delta pK} = \frac{10^2 \times 2 \times 10^{-6}}{1,2 \times 10^5 \times 2,4 \times 10^{-6} \times 5,4 \times 10^{-12}} = 11,5 \text{ суток}$$

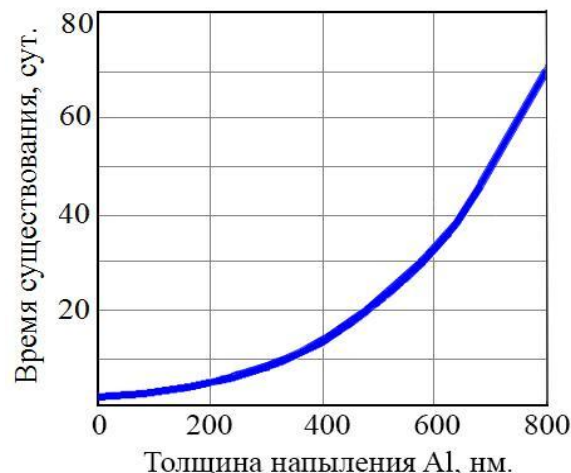
Время существования тормозной оболочки толщиной 600 нм:

$$\Delta\tau = 34,5 \text{ суток}$$

Этого времени будет достаточно для увода аппарата со своей орбиты до высоты плотных слоев атмосферы, где будет происходить полное разрушение аппарата.

Среднее арифметическое значение прочности на разрыв пленки ПМ

| Параметр | вдоль полотна | поперек полотна |
|----------|---------------|-----------------|
| | 47,85 | 52,99 |



Зависимость времени существования от толщины напыления Al

Методика выбора способа увода КА CubeSat

Результирующий критерий:

$F = F(f_1^*(x), f_2^*(x), f_3^*(x), f_4^*(x))$, где $f_m^*(x)$ - частный критерий

Линейная свертка критериев:

$F = p_1 f_1^*(x) + p_2 f_2^*(x) + p_3 f_3^*(x) + p_4 f_4^*(x)$, где p_m - весовой критерий, $\sum p_m = 1$

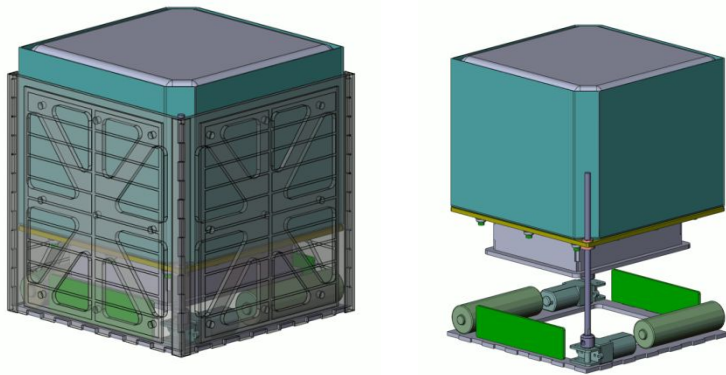
| № п. | | | Электрические ракетные двигатели (ЭРД) | Солнечный парус | Тросовые системы | Атмосферный парус (пирамидальная форма) | Сферические надувные тормозные устройства |
|---|--|--|--|--|--------------------------|--|---|
| 1 | | Время увода с рабочей орбиты | 120 суток с орбиты 900 км | 240 суток орбиты 650 км | ~ 1 год с орбиты 550 км | 45 суток с орбиты 600 км | 30 суток с орбиты 600 км |
| 2 | | Массово-габаритные параметры на старте | 30x15мм, 250 г. (1/3 U) | 100x100x100мм, 1кг (1U) | 100x100x100 мм, 1кг (1U) | 100x100x100мм, 1кг (1U) | 100x100x100мм, 1кг (1U) |
| 3 | | Ориентация по потоку (оценка) | Активная 3-х осевая (1) | Пассивная – один аэродинамический момент (2) | Активная 3-х осевая (1) | Пассивная – один аэродинамический момент (2) | Самоориентация КА (3) |
| 4 | | Автономность (оценка) | - (1) | + (2) | - (1) | + (2) | + (2) |
| Суммарная оценка по результирующему критерию | | | 4,2 | 1,98 | 1,2 | 6,23 | 9,1 |

Декомпозиция состава системы увода КА Cubesat



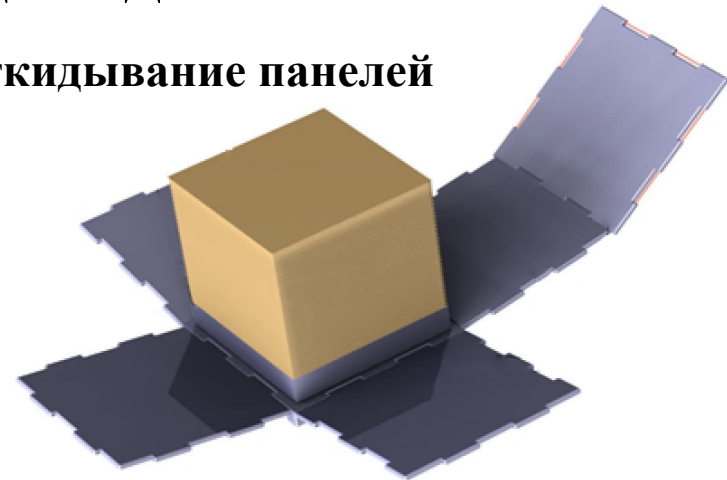
Варианты системы ввода в действие

1. Подъем платформы



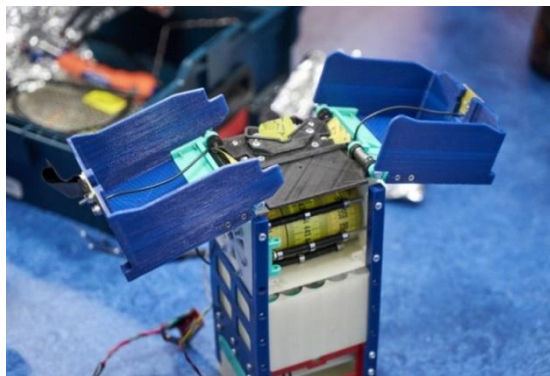
Подъем платформы, на которой находится оболочка в защитном кожухе, обеспечивается электромеханическим приводом.

2. Откидывание панелей



Конструкция состоит из 6 панелей, соединенные между собой штифтами, которые выполняют функцию шарниров.

3. Раскрытие створок



Две створки с помощью шарнира прикреплены к нижней панели устройства. Такое раскрытие было использовано в проекте КА «Маяк».



Устройство ввода в рабочее положение

Анализ вариантов системы ввода в действие

1. Подъем платформы

| № | Деталь | Масса, кг |
|----------|-----------------------|------------|
| 1 | Аккумулятор | 0,05 |
| 2 | Защитный кожух | 0,02 |
| 3 | Плата контроля | 0,02 |
| 4 | Плата управления | 0,02 |
| 5 | Платформа | 0,05 |
| 6 | Солнечная панель | 0,1 |
| 7 | Корпус | 0,2 |
| 8 | Верхняя панель | 0,05 |
| 9 | Нижняя панель | 0,05 |
| 10 | Направляющая (4 шт) | 0,01 |
| 11 | Винт (2шт) | 0,02 |
| 12 | Мотор-редуктор (2 шт) | 0,2 |
| Σ | Всего: | 0,7 |

-- : Система ввода с мотор-

редукторами является технически сложнее, чем шарнирное раскрытие

-- : наибольшее количество элементов системы и масса

2. Откидывание панелей

| № | Деталь | Масса, кг |
|----------|------------------|-------------|
| 1 | Аккумулятор | 0,05 |
| 2 | Защитный кожух | 0,02 |
| 3 | Плата контроля | 0,02 |
| 4 | Плата управления | 0,02 |
| 5 | Платформа | 0,05 |
| 6 | Солнечная панель | 0,1 |
| 7 | Панель (6 шт) | 0,3 |
| 8 | Штифт (10 шт) | 0,05 |
| 9 | Тросик | 0,02 |
| Σ | Всего: | 0,55 |

+ : конструкция имеет минимальную массу и количество элементов

-- : процесс шарнирного раскрытия панелей корпуса является менее предсказуемый чем подъем платформы

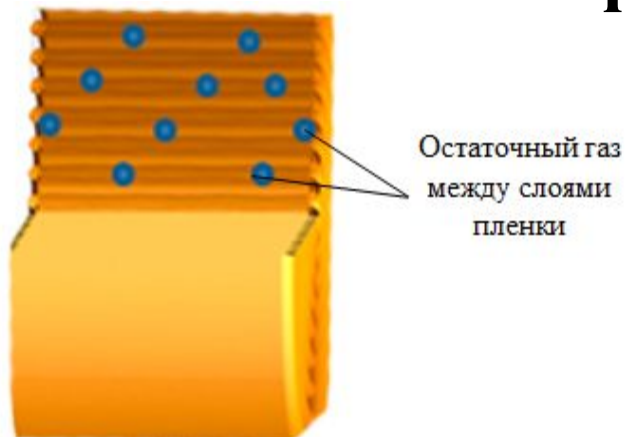
3. Раскрытие створок

| № | Деталь | Масса, кг |
|----------|------------------|-------------|
| 1 | Аккумулятор | 0,05 |
| 2 | Защитный кожух | 0,02 |
| 3 | Плата контроля | 0,02 |
| 4 | Плата управления | 0,02 |
| 5 | Платформа | 0,05 |
| 6 | Солнечная панель | 0,1 |
| 7 | Створка (2 шт) | 0,3 |
| 8 | Штифт (4 шт) | 0,02 |
| 9 | Нижняя панель | 0,05 |
| Σ | Всего: | 0,55 |

--: процесс шарнирного раскрытия створок корпуса является менее предсказуемый чем подъем платформы

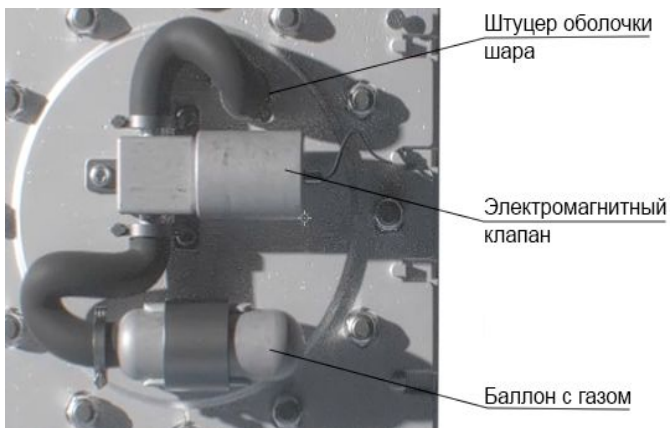
--: оболочка в рабочем состоянии может зацепиться за торцы створок раскрытых створок.

Анализ вариантов системы надува тормозной оболочки



1. Наполнение остаточным газом

- Корпус или капсула, в которую укладывается сложенная оболочка, должна быть герметичная.
- Время эксплуатации устройства ограничено высокой газопроницаемостью пленочной оболочки



2. Активная система газонаполнения

2.1 Баллон с газом

- Для работоспособности необходимо термоизолировать баллон с газом и клапан или оснастить систему температурным датчиком, т.к. корпус не герметичный

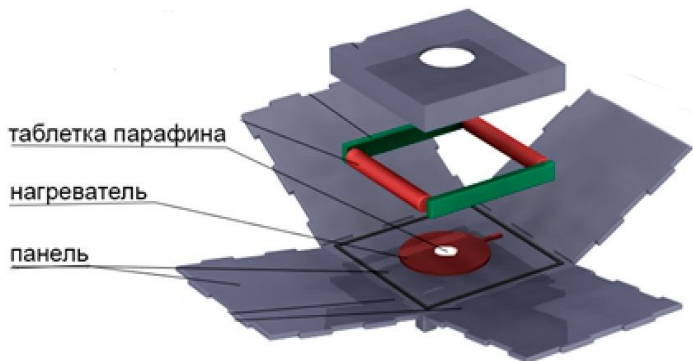
2.2. Химический источник газа

2.2.1 Азид натрия (NaN_3)

- реакция с выделением газа происходит при температуре 250-300 °С.

2.2.2. Парафин

- реакция с выделением газа происходит при температуре 90 °С.



Анализ алгоритма работы системы увода

Алгоритм работы системы увода наноспутника CubeSat:

1. Генерация команды «Активация» системой управления

- *срабатывание по времени.*
- *срабатывание по команде с Земли;*
- *срабатывание по низкому заряду аккумуляторов;*
- *срабатывание по сигналу от целевого аппарата;*

2. Подача напряжения на резак фиксатора крышки из нихромой нити

3. Высвобождение сложенной тормозной оболочки

4. Надув тормозной оболочки

5. Развертывание шара до рабочего положения

6. Начало торможения, уменьшение скорости

7. Снижение с рабочей орбиты

Самый простой и минимальный по элементам системы управления является вариант исполнения команды «Активация» срабатывание по времени.

Ограничением этого варианта является **фиксированное время** активации увода наноспутника CubeSat вне зависимости от его состояния.



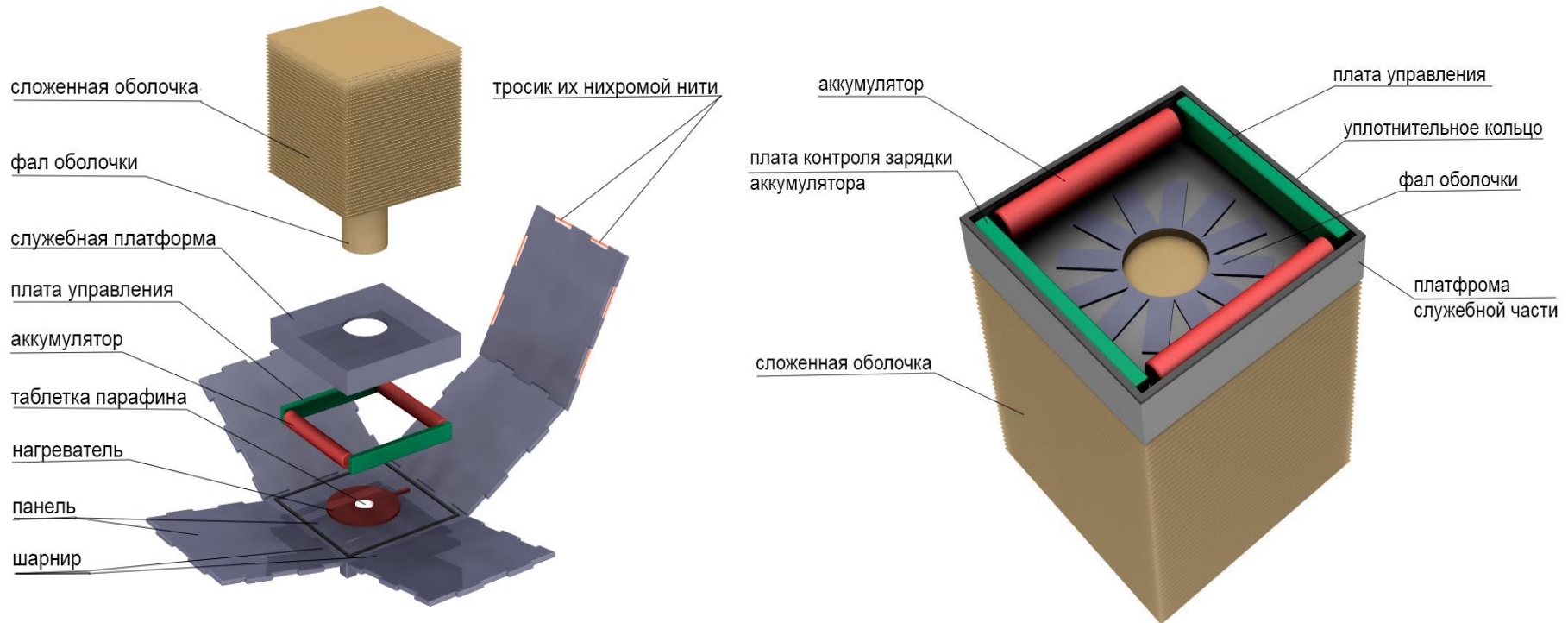
Транспортное положение устройства



Рабочее положение устройства

Компоновка системы увода наноспутников Cubesat

В результате синтеза отдельных систем устройства для увода КА с учетом ограничения массы и габаритов спутника Cubesat и совместимостью элементов определен облик устройства - конструкция с откидными панелями, активной системной газонаполнением с химическим источником газа – парафин и системой управления со счетчиком обратного времени для активации процесса увода наноспутника с рабочей орбиты после окончания времени его эксплуатации.



Анализ применимости технологии изготовления тормозной сферической оболочки

Сфера склеивается из 12 сегментов металлизированной полиимидной пленки. Склейка производится с помощью специального стапеля. Два сегмента укладываются сверху на станок внутренними краями встык по верхней кромке станка.



Стапель для склейки оболочки



Внешний вид пленки ПМ-1ЭУ-ДА



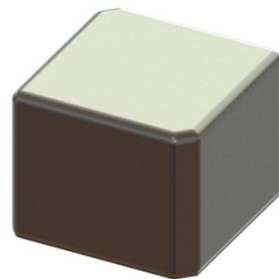
Внешний вид склеенной оболочки УАТ

Схема укладки сферической оболочки

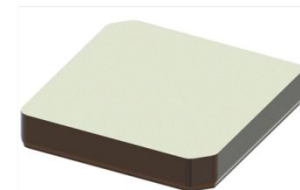
Исходные данные для укладки сферической оболочки Ø 2 м:

- площадь поверхности шара – 12566370 кв.мм;
- площадь проекции сложенного шара – 8390 кв.мм;
- количество «проекций» на «поверхности шара» – 1497;
- толщина всех «проекций» сложенного шара – 17 мм.

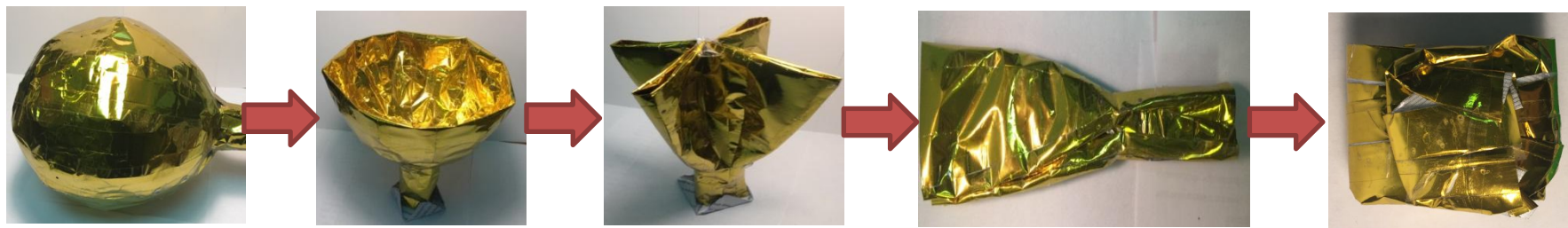
Схема укладки был разработана на натурной модели масштабом 1:10 из металлизированной полиимидной пленки толщиной 100 мкм.



*Максимальный
располагаемый объем
для шара*



*Расчетный объем при
идеальной укладке
(κ=1)*



Коэффициент плотности укладки тормозной сферической оболочки:

$$k = \frac{V_{\text{сф}}}{V_{\text{п}}} = \frac{S \times h}{a \times b \times c} = \frac{114\,500,35 \times 0,1}{35 \times 45 \times 18} = 0,4$$

Заполнение материалом пленки составляет 40%, что советуется коэффициенту укладки равным 2,5. Для шара диаметром 2 метра, размер сложенной оболочки по высоте будет равен не более 42,5 мм. Для шара диаметром 3 метра, размер сложенной оболочки по высоте будет равен не более 95 мм.

Таким образом, имеется существенный резерв объема для увеличения диаметра шара или использования модуля CubeSat объемом 0,5U.

Выводы работы

1. Предложен способ увода наноспутников Cubesat с низких околоземных орбит за счет сил аэродинамического торможения, создаваемые надувной тормозной оболочкой сферической формы из тонкой металлизированной полимерной плёнки.
2. Разработаны схемо-технические решения и компоновка системы увода наноспутников Cubesat после окончания времени его эксплуатации не снижающие надежность и не усложняющие конструкцию спутника (или с учетом совместимости компонентов системы, ограничения массы и габаритов спутника Cubesat, времени увода и автономности системы).
3. Показана применимость технологии создания тонкопленочных надувных тормозных оболочек из металлизированной полимерной плёнки толщиной 12 мкм, а также проведены расчеты, подтверждающие их работоспособность в течении времени увода наноспутника Cubesat.
4. Разработана схема укладки тормозной оболочки в модуль Cubesat объемом 1U наноспутников с коэффициентом плотности укладки, т.е. отношение объема материала оболочки к объему сложенной оболочки не менее 40%.
5. В рамках данной работы разработаны несколько вариантов компоновок систем увода с рабочей орбиты за счет сил аэродинамического торможения и совместно с МАИ и АО «НПО Лавочкина» создан демонстрационный макет системы увода наноспутников CubeSat с НОО, который был представлен на международном авиакосмическом салоне «МАКС-2019».