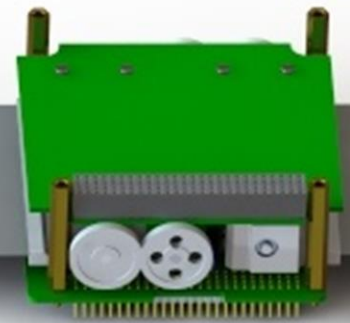


Парусный модуль «Одуванчик» для маневрирования наноспутников

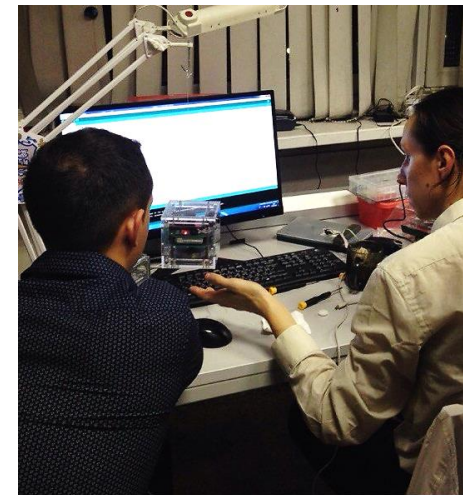
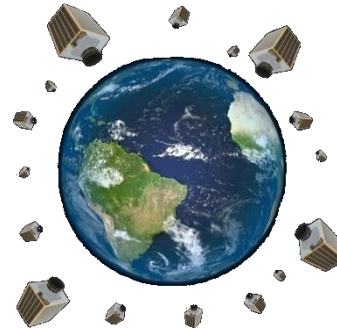
Авторы:
Коллектив студентов и аспирантов
МГТУ им. Н.Э.Баумана.

Наноспутниковые технологии как перспективы развития космической техники



Задачи , решаемые наноспутниками:

- Мониторинг атмосферы и поверхности Земли
- Мобильная связь
- Наблюдение за «космической погодой»
- Сбор и передача на Землю данных о транспортных перевозках по воде и суше
- Практико-ориентированное образование

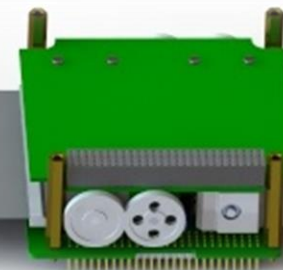


Преимущества наноспутников:

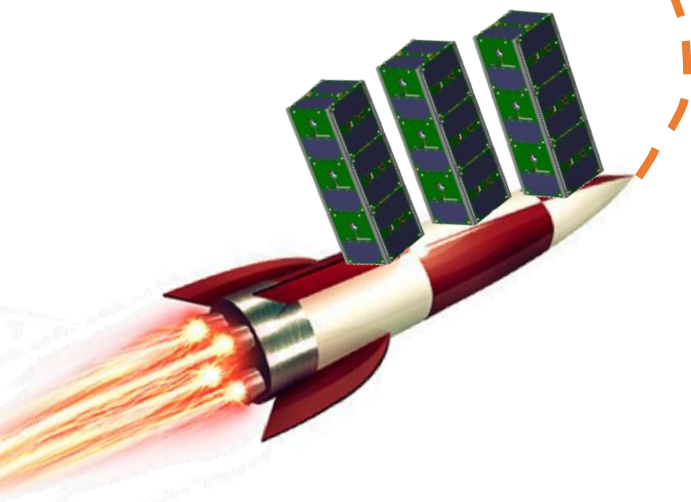
- Низкая величина затрат на кг массы
- Низкие затраты на страхование
- Небольшое время разработки (1-2 года)
- Возможность создания околоземной спутниковой группировки



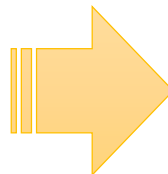
Проблема



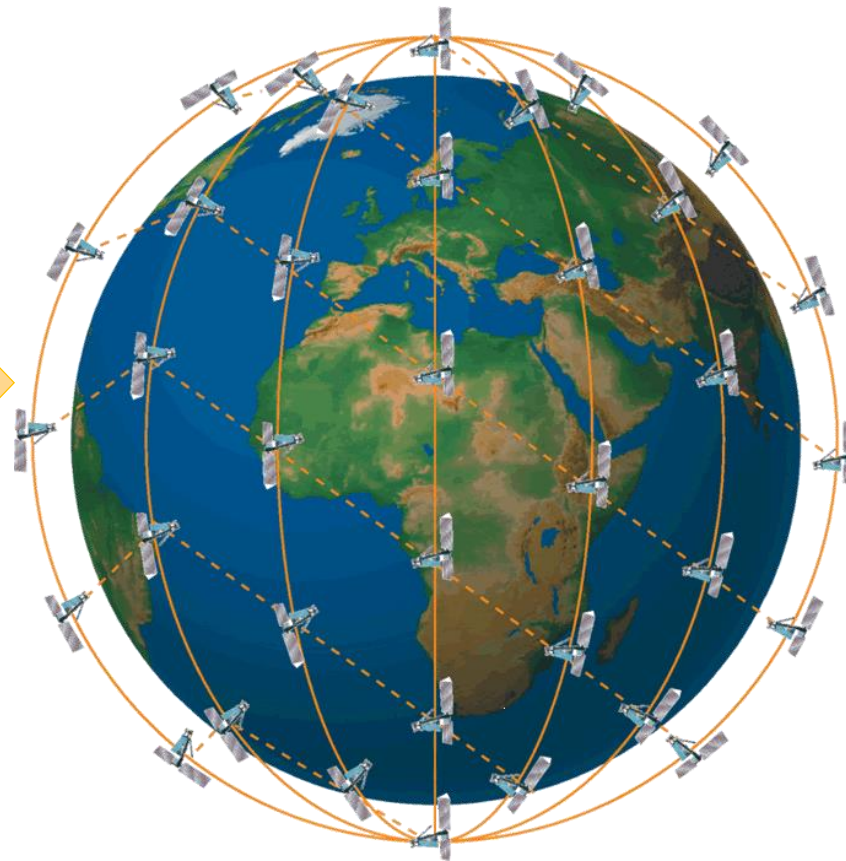
Все кубсаты летают как
одна точка



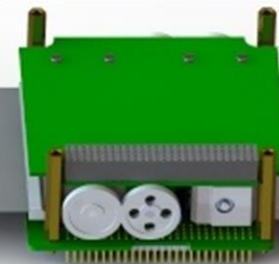
Двигательная установка



Спутниковая группировка

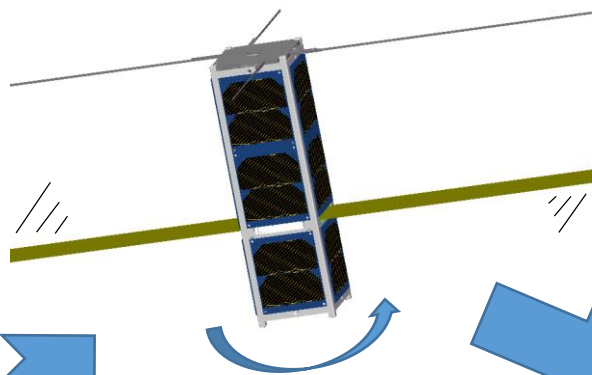


Наше решение

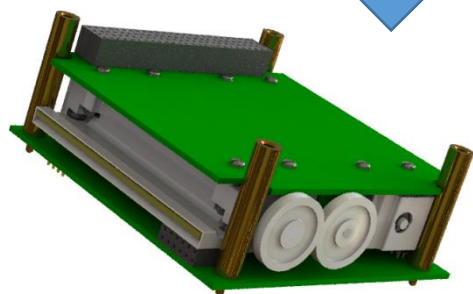
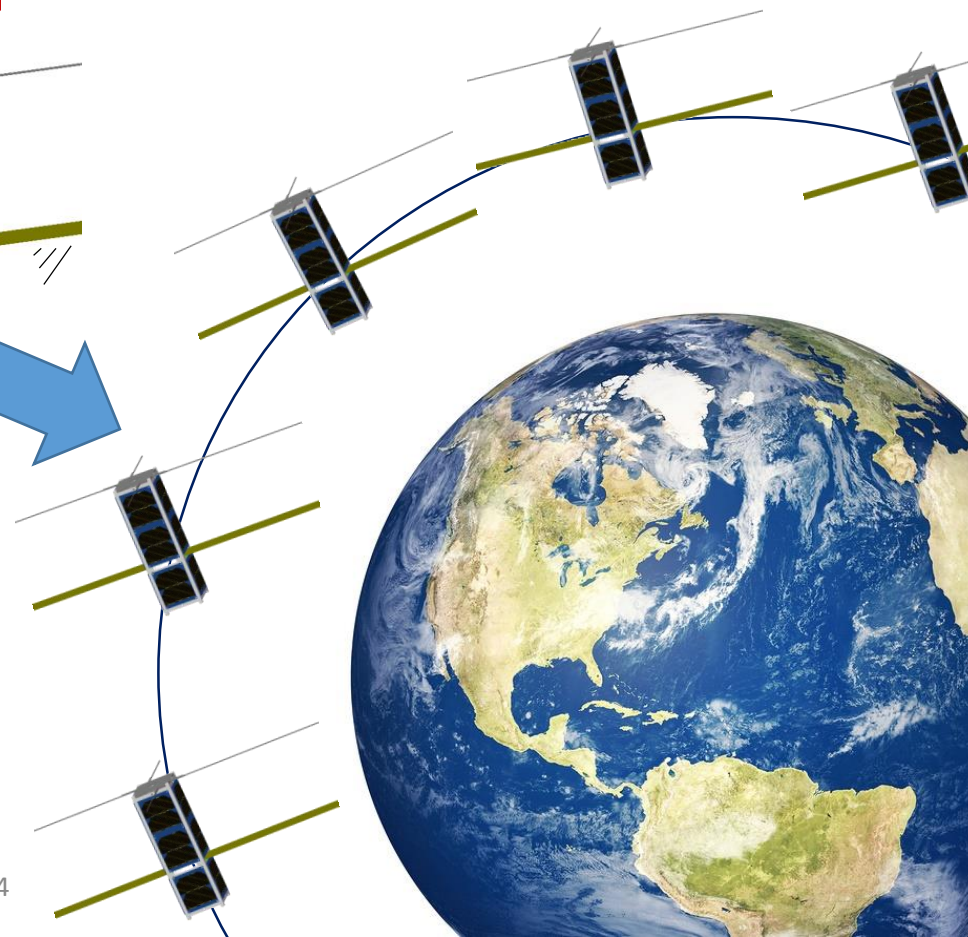


Двухлопастной роторный
солнечный парус

Спутниковая группировка

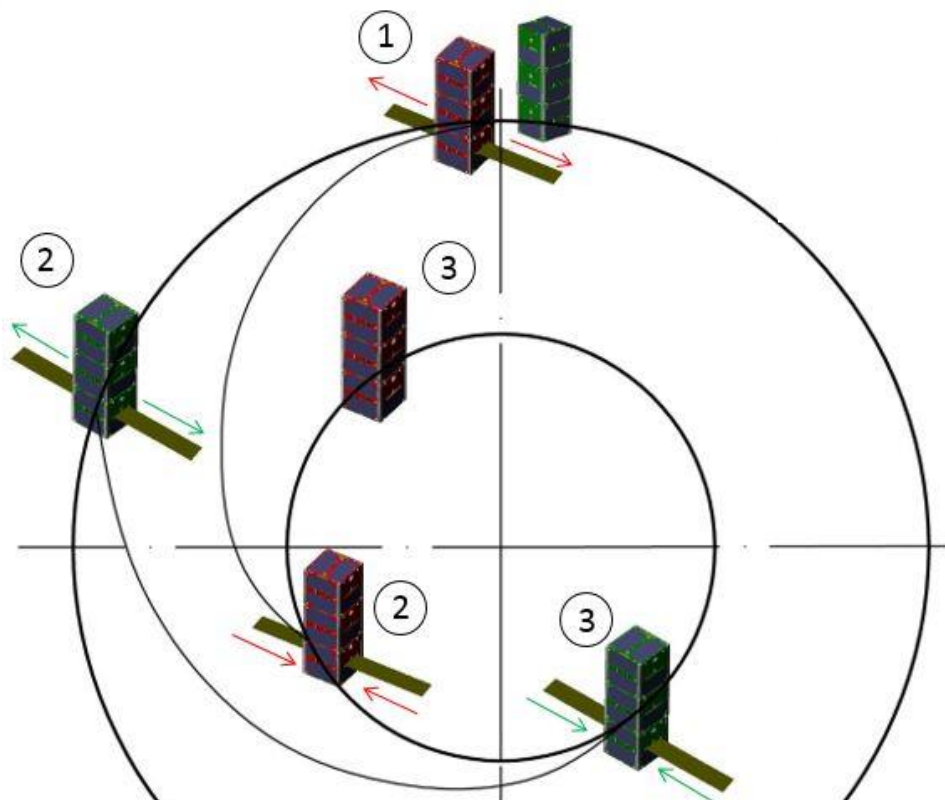
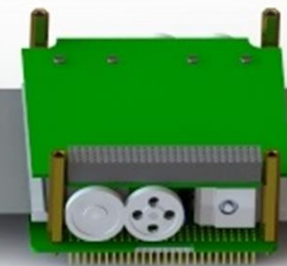


Аппараты с
модулем
«Одуванчик»



Модуль «Одуванчик»

Принцип работы



Алгоритм построения спутниковой группировки

- ① - номер шага
- ↔ - раскрытие паруса
- ← - закрытие паруса

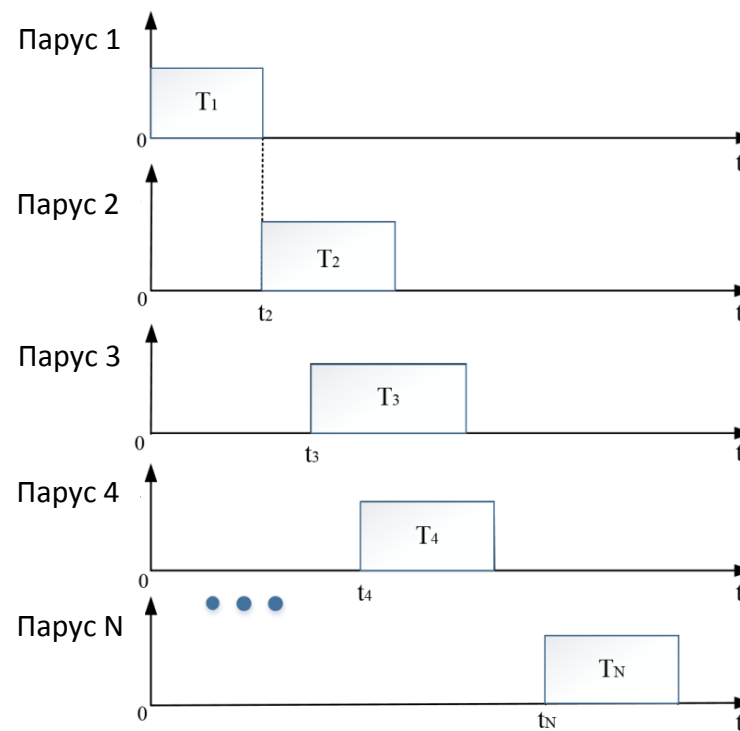
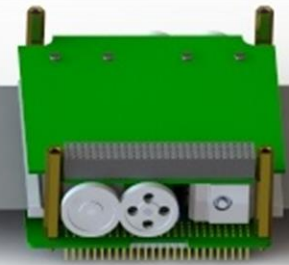


Диаграмма работы солнечных парусов

- N – число аппаратов
- t – момент начала раскрытия паруса
- T – период времени, в течение которого парус раскрыт

ПО для моделирования разработано студентами

Баллистические расчеты



$$\mathbf{X}''(t) = \mathbf{F}/m$$

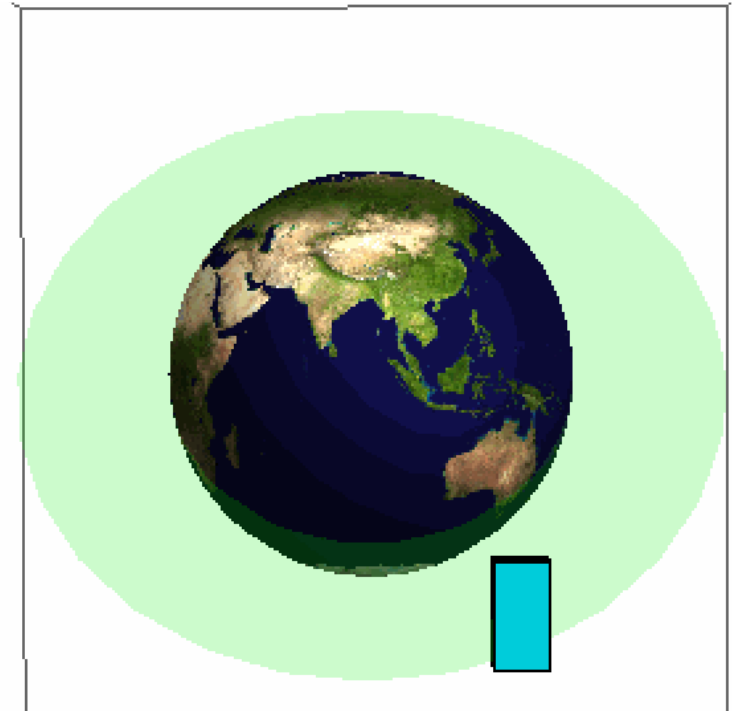
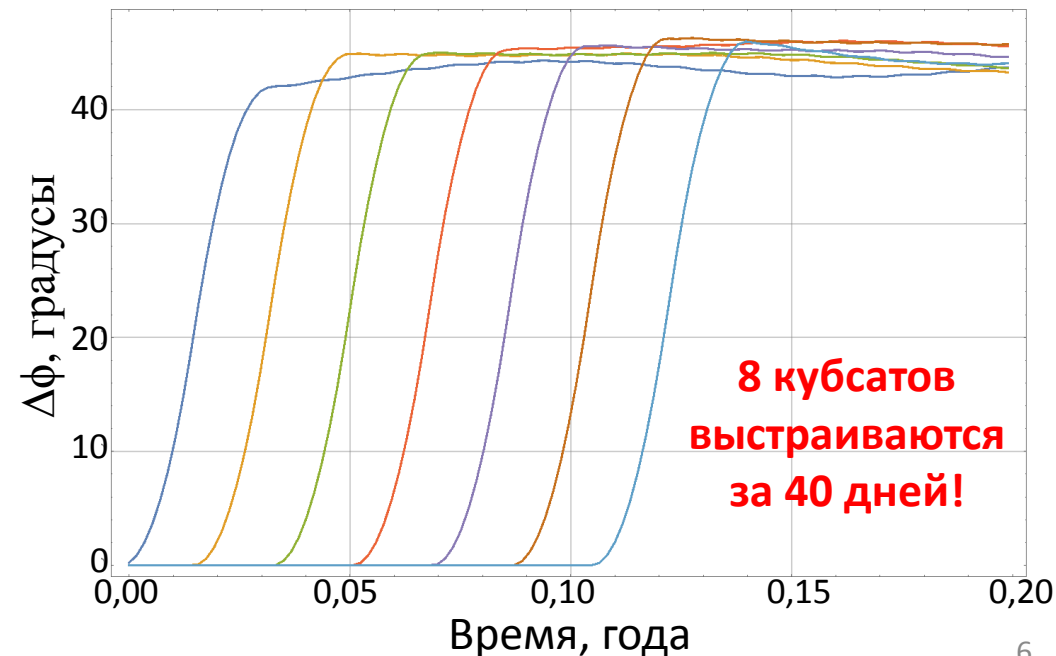
где \mathbf{X} – вектор координат; m – масса кубсата;

$\mathbf{F} = \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_a + \mathbf{F}_s$ – вектор силы, состоящий из:

\mathbf{F}_g – сила притяжения Земли (с учетом сжатия Земли - 2 зональная гармоника),

\mathbf{F}_a – сила сопротивления атмосферы

\mathbf{F}_s – сила солнечного давления.

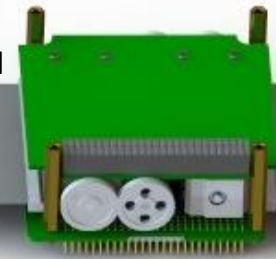


Зависимость от времени
углов между 8 аппаратами с
высотой орбиты 450 км и
площадью паруса 1 м²

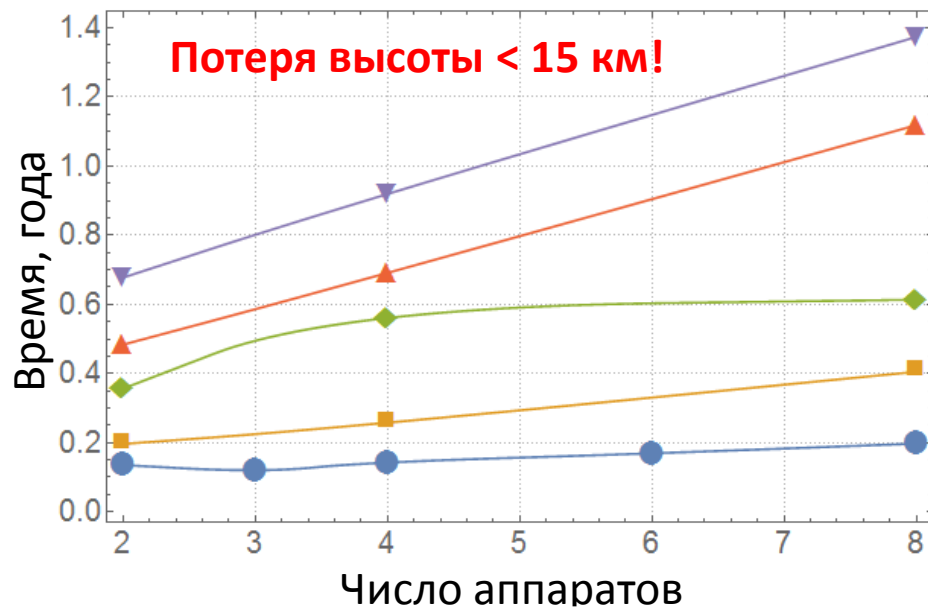
(процессорное время – 12 часов)

ПО для моделирования разработано нашей командой

Баллистические расчеты

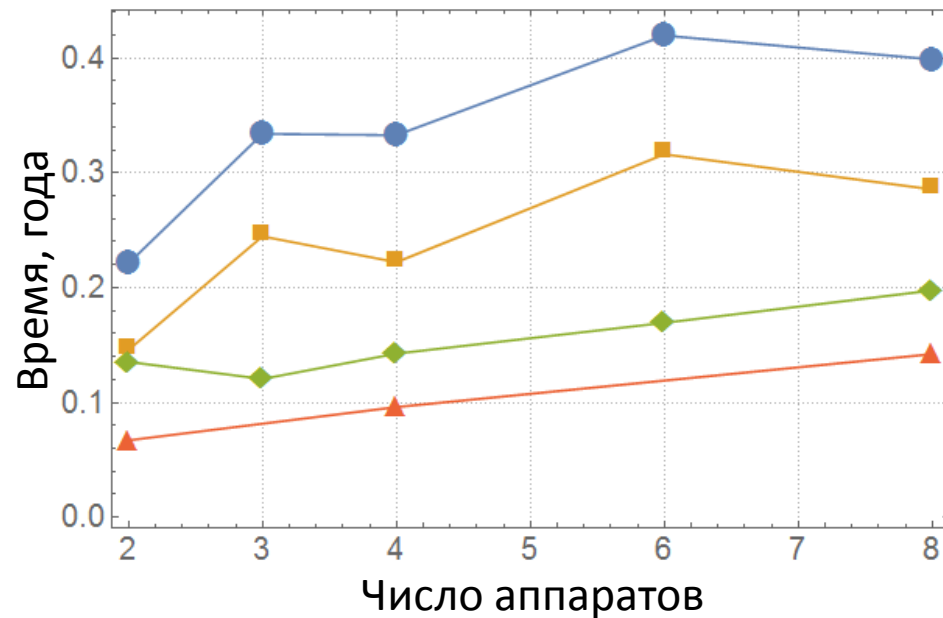


Влияние высоты орбиты
на время разведения
(площадь паруса – $0,5 \text{ м}^2$)



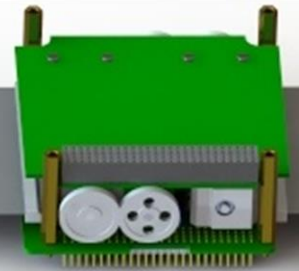
Высота:
● 450 км ■ 500 км ◆ 550 км ▲ 600 км ▼ 650 км

Влияние площади паруса
на время разведения
(высота – 450 км)

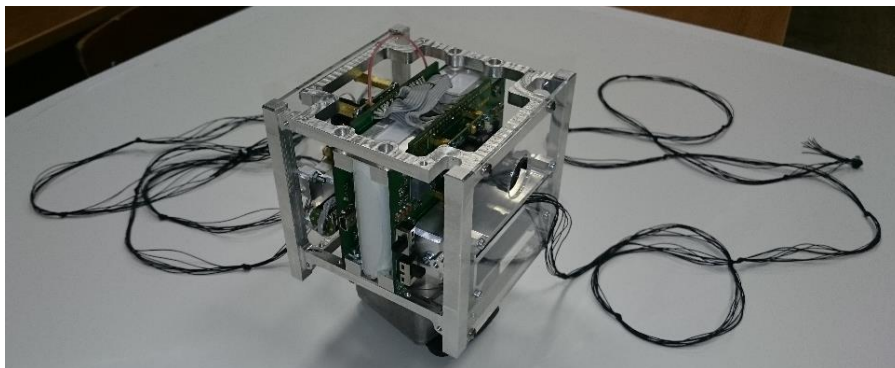


Площадь паруса:
● 0.135 м^2 ■ 0.26 м^2 ◆ 0.51 м^2 ▲ 1.01 м^2

Отработка парусной технологии



Технология двухлопастной тонкопленочной конструкции разработана, прошла отработку на Земле и готовится к полету в космосе в рамках космического эксперимента «Парус-МГТУ», который будет проведён в 2018 году на Международной космической станции



Функциональный макет наноспутника с имитаторами парусных лент - нитями

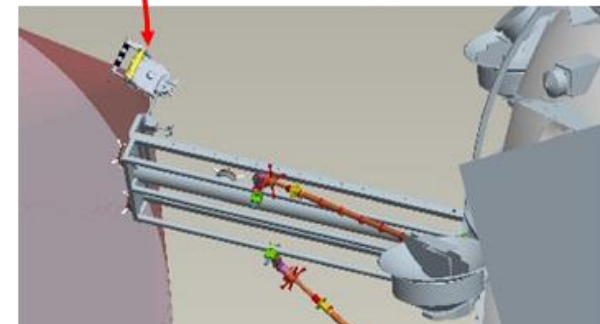
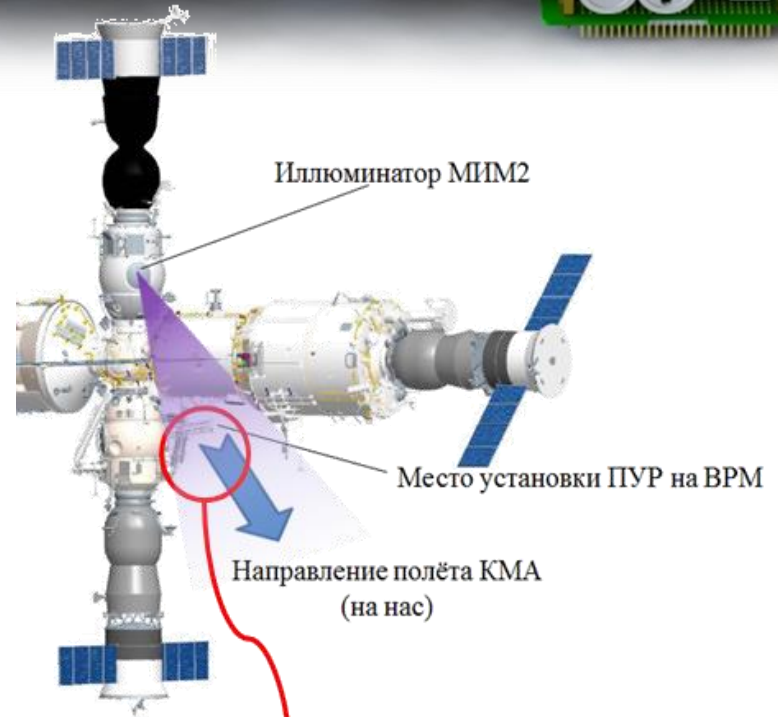
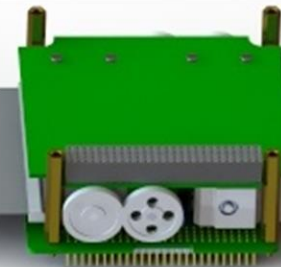
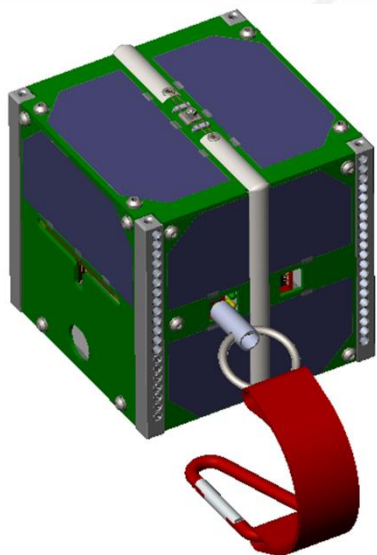


Схема проведения космического эксперимента

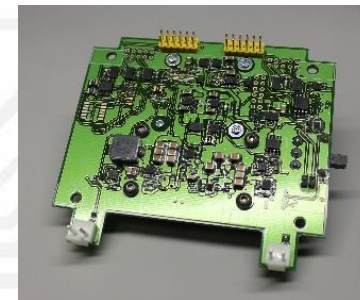
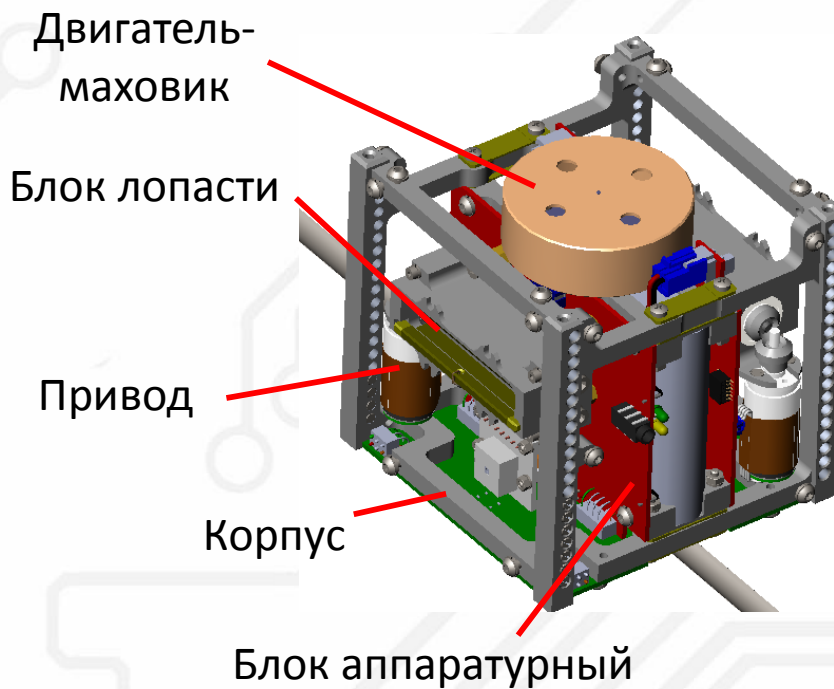
Обработка парусной технологии



- Для проведения космического эксперимента разработан наноспутник в формате Cubesat 1U и пусковое ручное устройство к нему

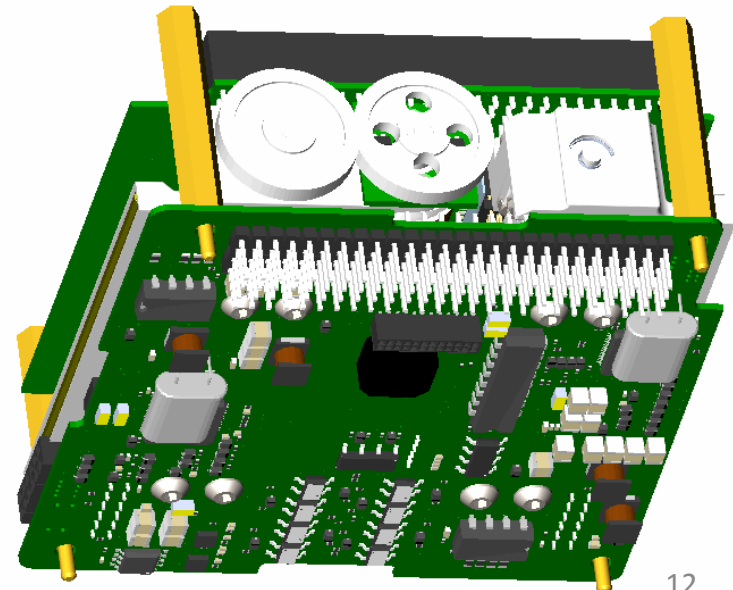
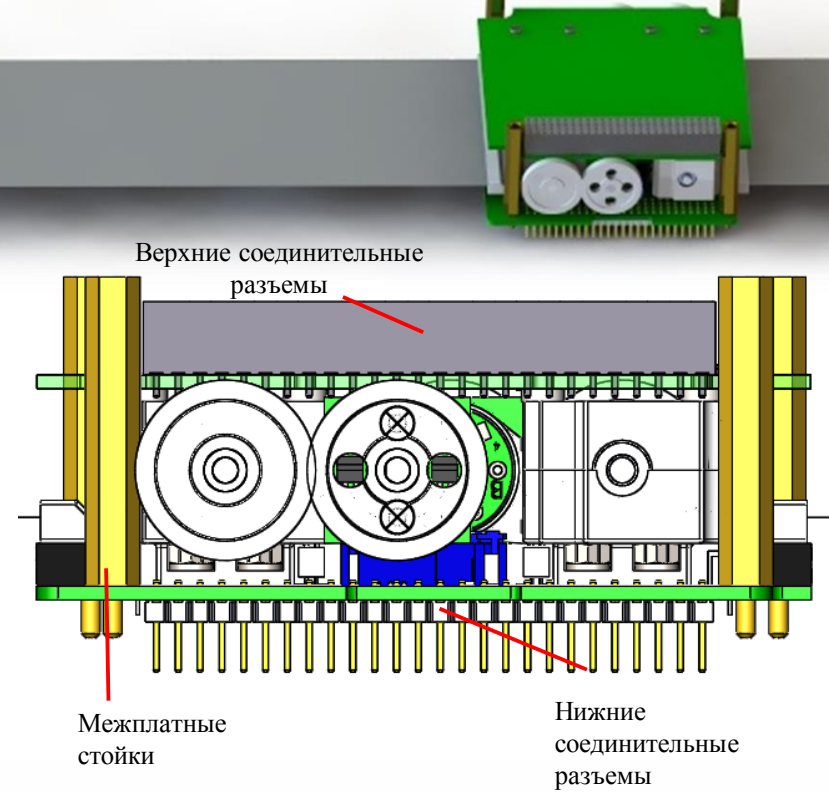
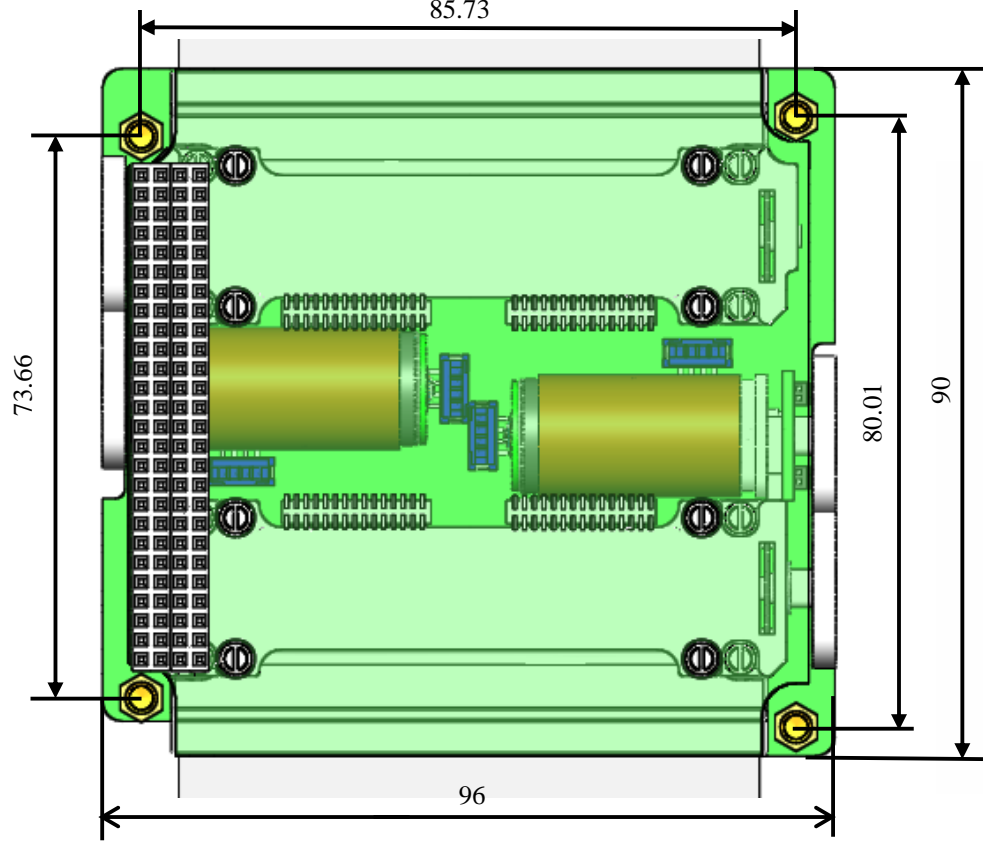
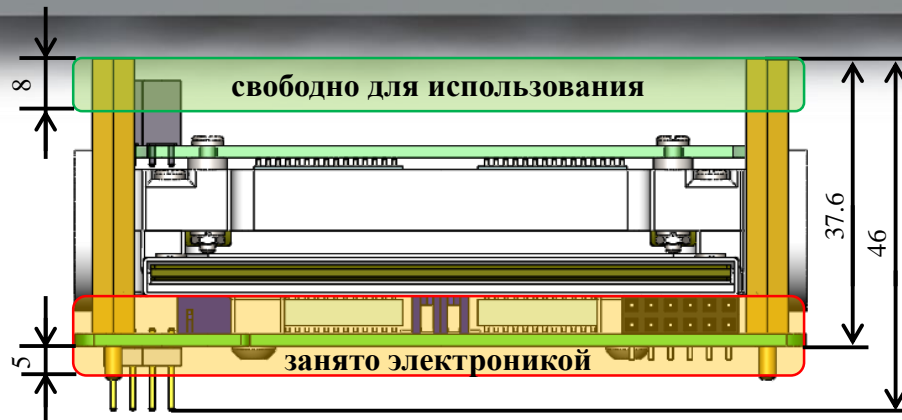


Масса: 1 кг
Габариты:
100x100x100 мм

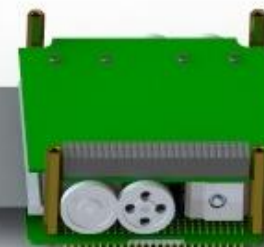


Образцы бортовой аппаратуры для КДИ

Компоновка



Расчет на прочность

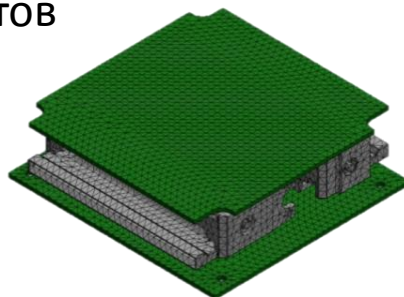


Программа расчета: SolidWorks Simulation

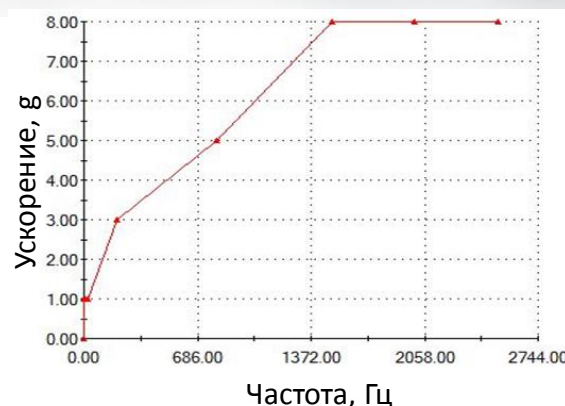
Статическая нагрузка: ускорение 10 g

КЭ сетка: 42908 Tet10 элементов

Запас прочности: > 4.0



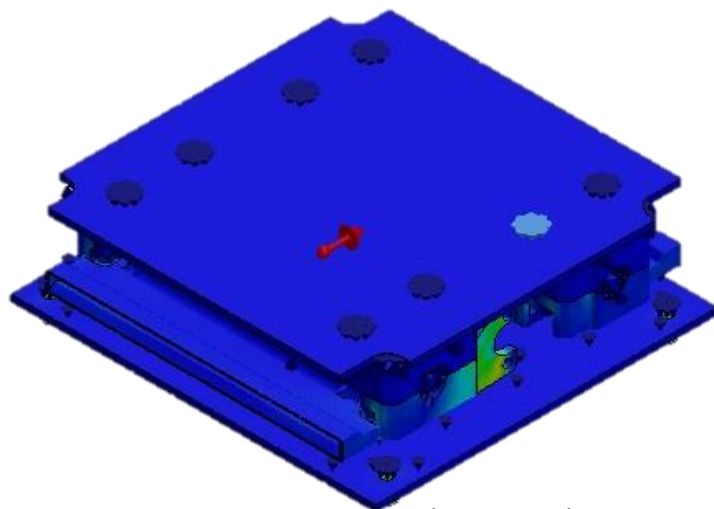
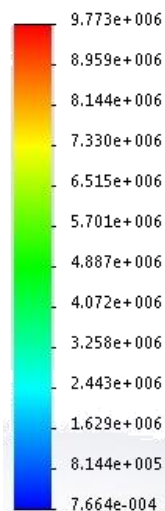
Профиль динамической нагрузки



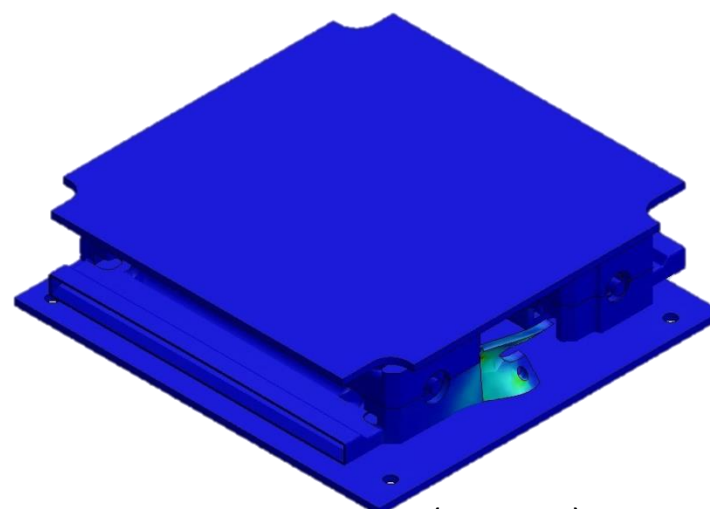
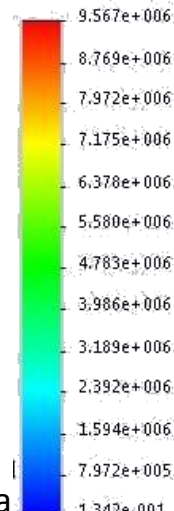
Результаты статического расчета:

Результаты динамического расчета (Q=10):

von Mises (N/m²)



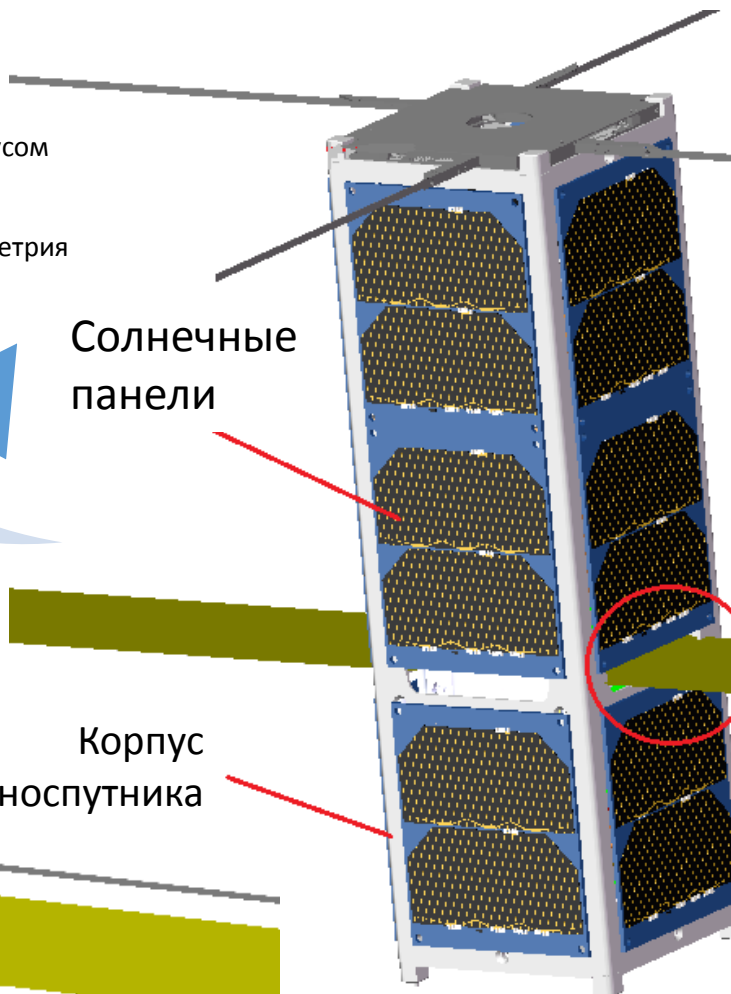
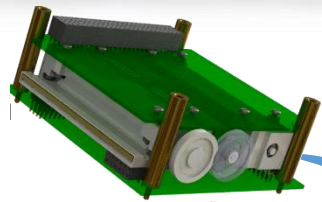
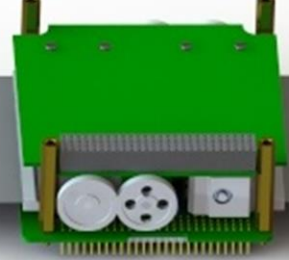
von Mises (N/m²)



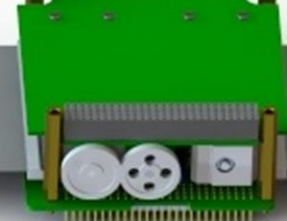
Максимальное напряжение (по оси Z) ≈ 10 МПа Максимальное напряжение (по оси X) ≈ 10 МПа

Модуль выдерживает статические и динамические нагрузки с запасом прочности >4

Интеграция в кубсат



Аналоги и преимущества модуля



Критерии сравнения	Модуль «Одуванчик» 	ЭРД ClydeSpace 	Двигательная установка Microspace 
Технология	Тонкопленочный парус	Импульсный ЭРД	MEMC+ холодный газ
Масса	0.30 кг	0.28 кг	0.30 кг
Энергопотребление	Среднее: 0 Во время открытия паруса: 1,2 Вт в теч. 15 мин	2.7 Вт	2 Вт
Полный импульс	-	42 Н*с	40 Н*с
Приращение скорости (для кубсата 3U)	-	10.5 м/с	10.0 м/с
Особенности управления	Непрерывная микро «тяга»	Импульсы 40×10^{-6} Н*с с частотой 1 Гц	Непрерывная тяга
Стоимость	3 k\$	15 k\$	≈ 90 k\$

Способность сводить аппараты в полностью пассивном состоянии

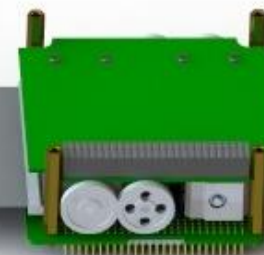
Более того:

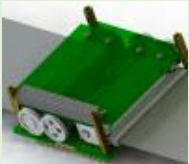


- Отсутствие расходуемых материалов (топливо);
- Простота конструкции и поэтому более высокая надежность;
- Использование преимущественно Российской электроники;
- Долгосрочные преимущества (технология солнечного паруса).

Низкое энергопотребление

Низкая стоимость по сравнению с двигательными установками

Экономическая выгода



Часть стоимости	Модуль «Одуванчик» 	ЭРД ClydeSpace 	Двигательная установка Microspace 
Стоимость устройства	3 k\$	15 k\$	90 k\$
Время фазирования	0.18 года	0.055 года	≈ 0
Стоимость потери времени на построение	11,8 k\$ ¹⁾	3,6 k\$	0 k\$
Суммарная стоимость:	14,8 k\$	18,6 k\$	90 k\$
Выгода	75,2 k\$ ¹⁾	71,4 k\$	0 k\$

- 1) В реальности, кубсат будет в нерабочем состоянии всего лишь 1-2 недели (только во время разворачивания солнечного паруса)

Потеря времени на построение будет значительно меньше

Тип спутника	CubeSat 3U
Масса спутника	4 кг
Питание	10 Вт
Число спутников в группировке	4
Орбита	Солнечно-синхронная, высота 500 км
Размещение спутников на орбите	В плоскости орбиты с фазовыми углами: 0°, 90°, 180°, 270°
Время жизни	5 лет
Тип запуска	Попутный запуск совместно с главным аппаратом – спутники для зондирования Земли

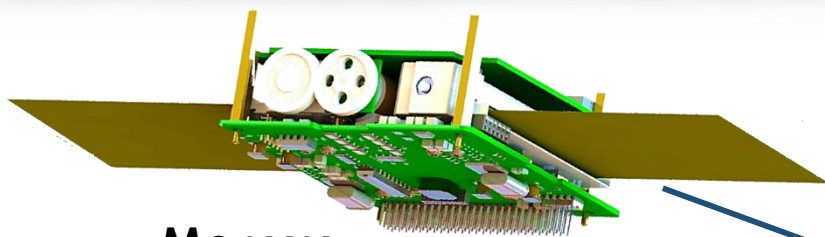
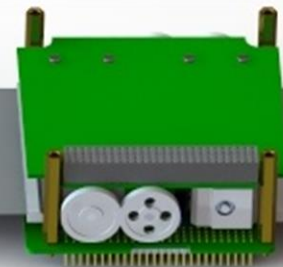
$$C_{\text{TIME}} = (C_{\text{SAT}} + C_{\text{launch}}) / T_{\text{LIFE}}$$

$C_{\text{SAT}} = 200\text{k\$}$ – стоимость разработки и изготовления устройства (оценка экспертов МГТУ)

$C_{\text{launch}} = 130\text{k\$}$ - стоимость запуска (РН «Днепр»)

T_{LIFE} – время жизни кубсата

Практическое использование модуля



**Модуль
солнечного паруса**

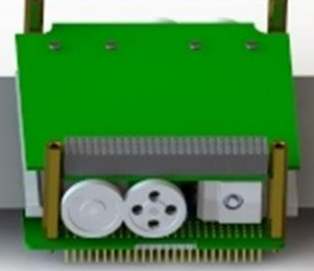


КА ДЗЗ размерности 3U
Разрешение: Среднее
Масса: 3 кг
Габариты: 100x100x300мм
Проекция пикселя - 25 м



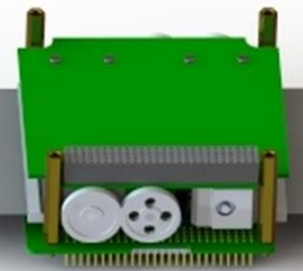
КА ДЗЗ размерности 3U
Разрешение: Высокое
Масса: 3 кг
Габариты: 100x100x300мм
Проекция пикселя - 5 м

ВЫВОДЫ



- Проведенная работа показала выполнимость и технологическую конкурентоспособность применения технологии солнечного паруса
- Разработаны алгоритм и математическая модель для баллистических расчетов
- Создан встраиваемый в CubeSat модуль «Одуванчик», который осуществляет:
 - Построение группировок
 - Свод с орбиты отслуживших наноспутников
- Доказано, что модуль выдерживает статические и динамические нагрузки при запуске на типичной ракете-носителе
- Экономические расчеты показали, что выбранное решение проблемы построения орбитальных группировок конкурентоспособно





Спасибо за внимание!

