

МГТУ им. Н.Э. Баумана
кафедра СМ13 «Ракетно-космические композитные
конструкции»

Основы устройства малых космических аппаратов



Москва - 2017

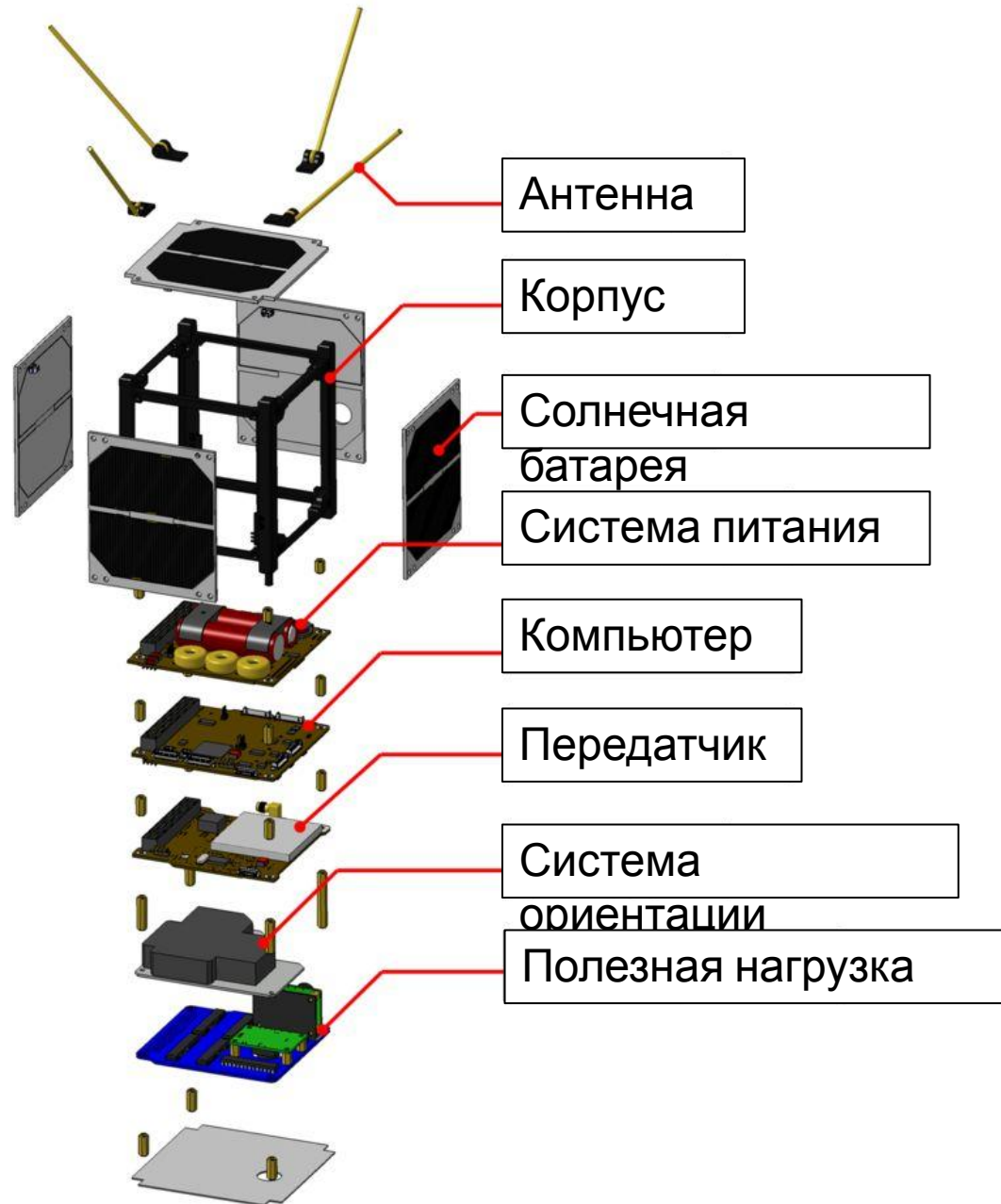
- Цели и задачи дисциплины
- Структура дисциплины
- Связь с другими дисциплинами специальности
- Земля в Солнечной системе
- Космос
- Орбиты

Типовой состав бортового оборудования микроспутника:

1. Корпус
2. Компьютер
3. Система ориентации и стабилизации
4. Система питания
5. Радиоприемник/передатчик
6. Датчики/устройства по назначению МКА

Конструктивное исполнение МКА

3



Корпус

4



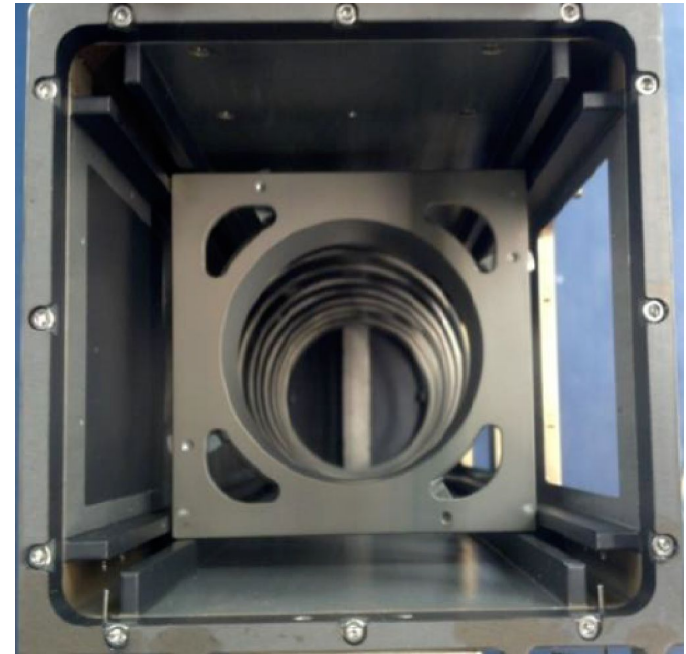
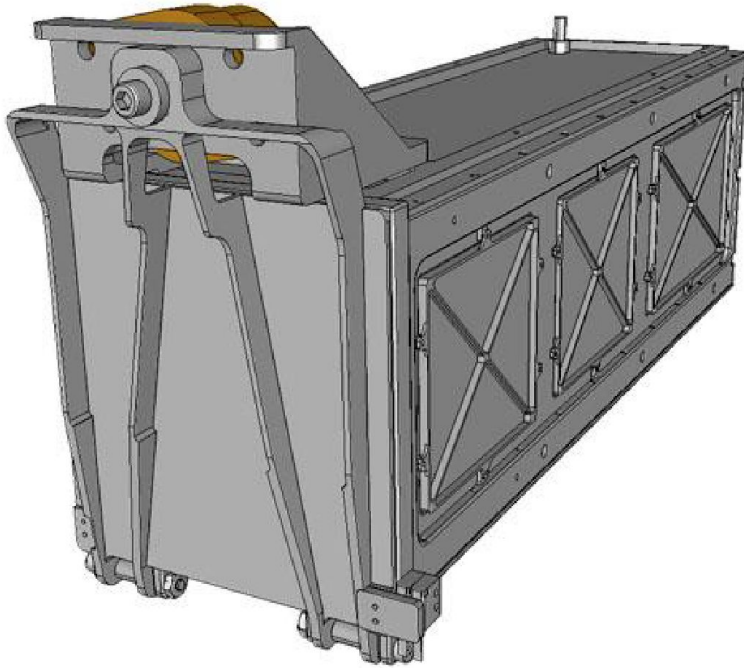
Корпус формата 1U от
ISIS



Корпус формата 6U от
ISIS



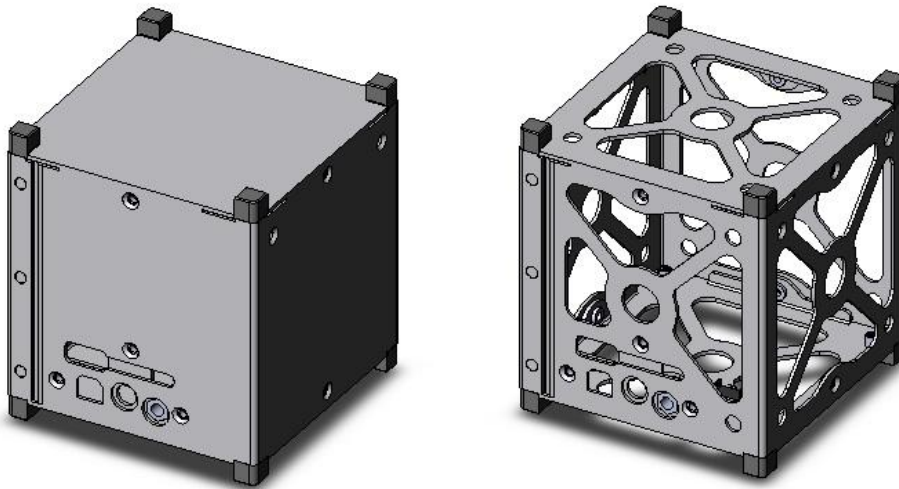
Корпус формата 8U от



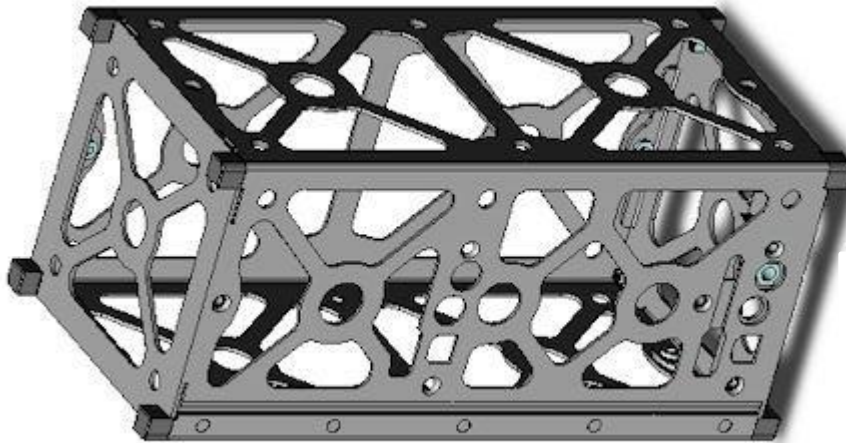
Poly-PicoSatellite Orbital Deployer (P-POD) и его поперечное сечение

Корпус

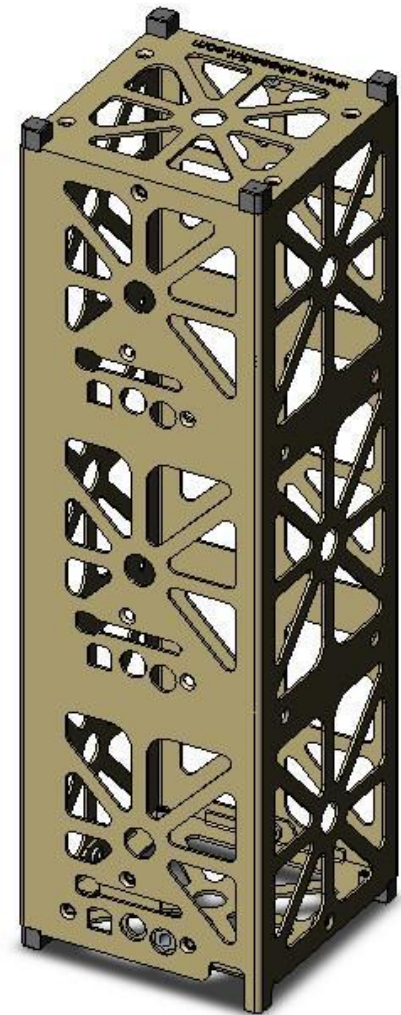
4



Корпус формата
1U



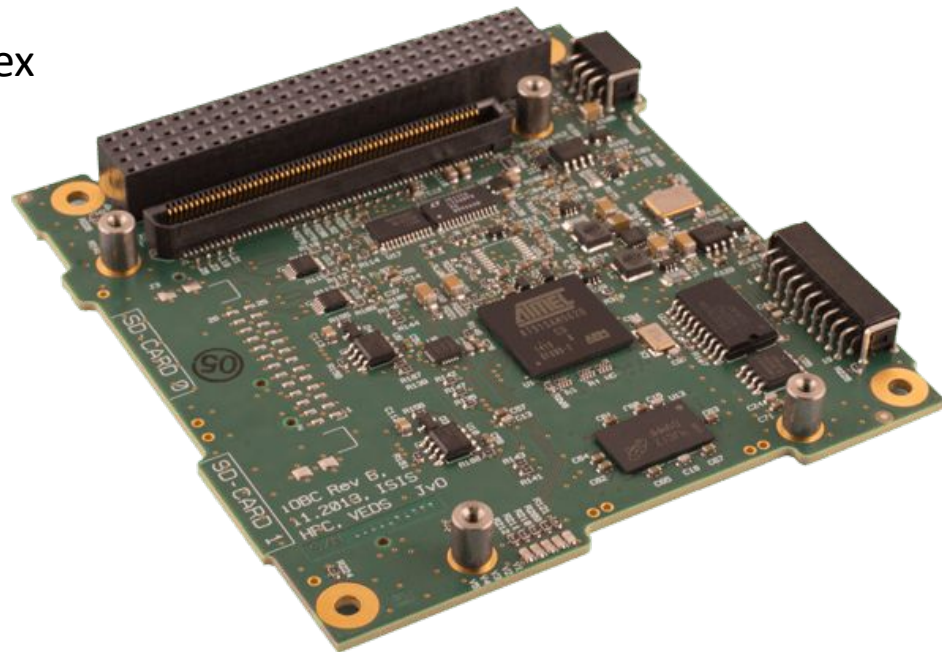
Корпус формата
2U



Корпус формата
3U



Компьютер CudeSpace на базе Cortex M3



Компьютер ISIS на базе ARM9

Ориентация – управление угловым движением микроспутника на участке свободного полета, другими словами ориентация микроспутника - это придание его осям определенного положения относительно заданных направлений.

Угловой стабилизацией называется движение микроспутника вокруг центра масс на тех участках траектории, где полет протекает со значительными ускорениями: при коррекции орбиты, переходе с одной орбиты на другую, переходе на траекторию спуска или в тех случаях, когда микроспутник осуществляет отделение от ракеты-носителя. Системы угловой стабилизации требуют значительных затрат энергии, поскольку они работают при сравнительно больших возмущающих силах и моментах. Система стабилизации всегда активны.

Системы ориентации

Пассивные

Не требуют затрат энергии.
Гравитационные,
инерционные,
аэродинамические.
Ограниченная область
применения.

Активные

Реактивные двигатели,
инерционные маховики,
электромагнитные устройства
и т.д. Гибкость, т.е.
возможность обеспечить
разворот микроспутника в
нужном направлении с
нужной скоростью.

Датчики системы ориентации

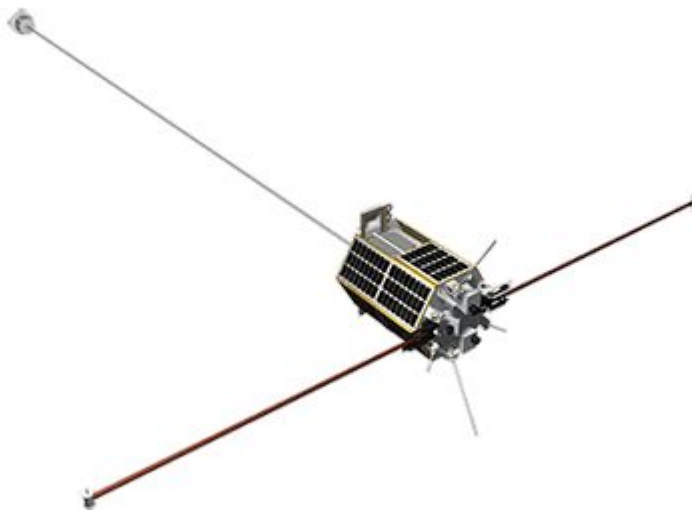
Электронно-оптические датчики. Опорный ориентир – небесное светило (Солнце, Земля, Луна). Выработка электрического сигнала при отклонении осей датчиков от направления на опорный ориентир.

Чувствительные магнитные элементы – положение микроспутника относительно магнитного поля Земли.

Гироскопические датчики используют свойство быстровращающегося волчка сохранять постоянным направление в пространстве.

Гравитационная система ориентации – пассивная система ориентации, основанное на использовании гравитационного момента, который возникает в случае, если микроспутник спроектирован таким образом, что момент инерции относительно оси ориентации имеет значительно меньшее значение, чем момент инерции относительно других осей.

Подобная система эффективна для микроспутников, совершающих орбитальный полет вокруг Земли на высотах орбиты H , лежащей в пределах 200 – 2000 км



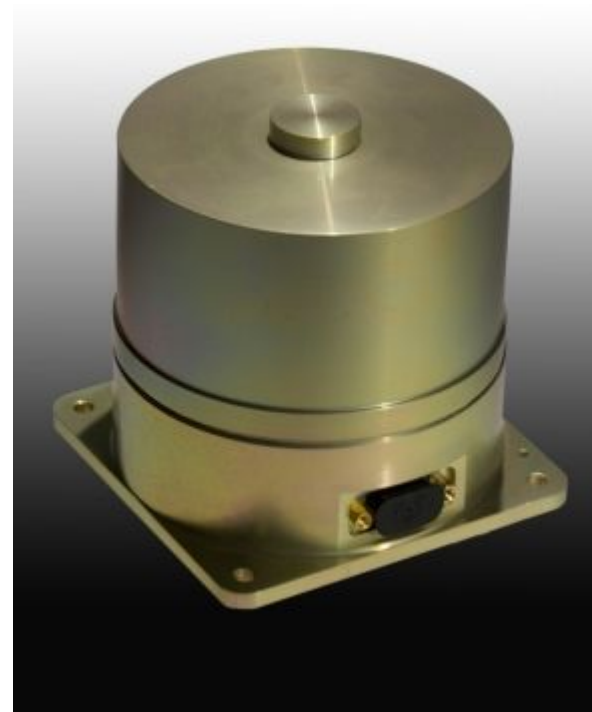
Электромагнитная система ориентации может быть либо пассивной, либо активной. Если на микроспутнике установить постоянные магниты, то они будут взаимодействовать с магнитным полем Земли и соответствующим образом ориентировать в пространстве микроспутник.

При движении микроспутника по низким орбитам возможна его ориентация вдоль вектора скорости путем использования атмосферы. Известно, что сила аэродинамического сопротивления зависит от плотности атмосферы ρ . Система аэродинамической ориентации эффективна на высотах 200 - 400 км.

Установка соленоидов или электромагнитов позволяет активно влиять на процесс взаимодействия электромагнитного поля микроспутника с магнитным полем Земли. Элементы электромагнитной системы ориентации могут применяться для демпфирования колебаний микроспутника, когда используются другие системы ориентации. Система может применяться для микроспутников, совершающих полет на высотах от 600 до 6000 км.

В основе систем ориентации с помощью инерционных маховиков лежит свойство сохранения кинетического момента микроспутника, заключающееся в том, что при придании двигателю-маховику на борту микроспутника угловой скорости в одном направлении, микроспутник получает угловую скорость в другом направлении.

Отличительной чертой СОС с использованием двигателей-маховиков является отсутствие рабочего тела. Основным источником энергии таких двигателей является электрическая энергия, которая возобновляется на микроспутнике с помощью солнечных батарей. В соответствии с этим ресурс работы такой СОС, как правило, не меньше, чем время активного существования микроспутника.



Двигательная установка также может использоваться для обеспечения ориентации спутника. Этот способ имеет один главный недостаток – использование рабочего тела, что в случае микроспутника может означать невозможность использования этого вида ориентации.

К системам ориентации малых спутников и их компоновке предъявляются особые требования в связи с ограниченными размерами спутника и весьма жесткими ограничениям по энергетике и вычислительным ресурсам. Если к точности ориентации спутников не предъявляется высоких требований, то можно и целесообразно использовать магнитные системы ориентации и гравитационные стержни.

	Гравитационная	Аэродинамическая	Магнитная и электромагнитная	Инерционные маховики	Двигатели
Точность	5°	5°	0,5°	1°	1°

Солнечные батареи

Теоретически с одного квадратного метра солнечных батарей можно получать до 1000 Вт электроэнергии. Однако существующие фотоэлектрические преобразователи на основе кремния позволяют получать удельную мощность от 150 до 170 Вт/м², а на основе арсенида галлия от 180 до 210 Вт/м². Применение многопереходных батарей на основе арсенида галлия позволяет увеличить удельную мощность до 300 Вт/м².



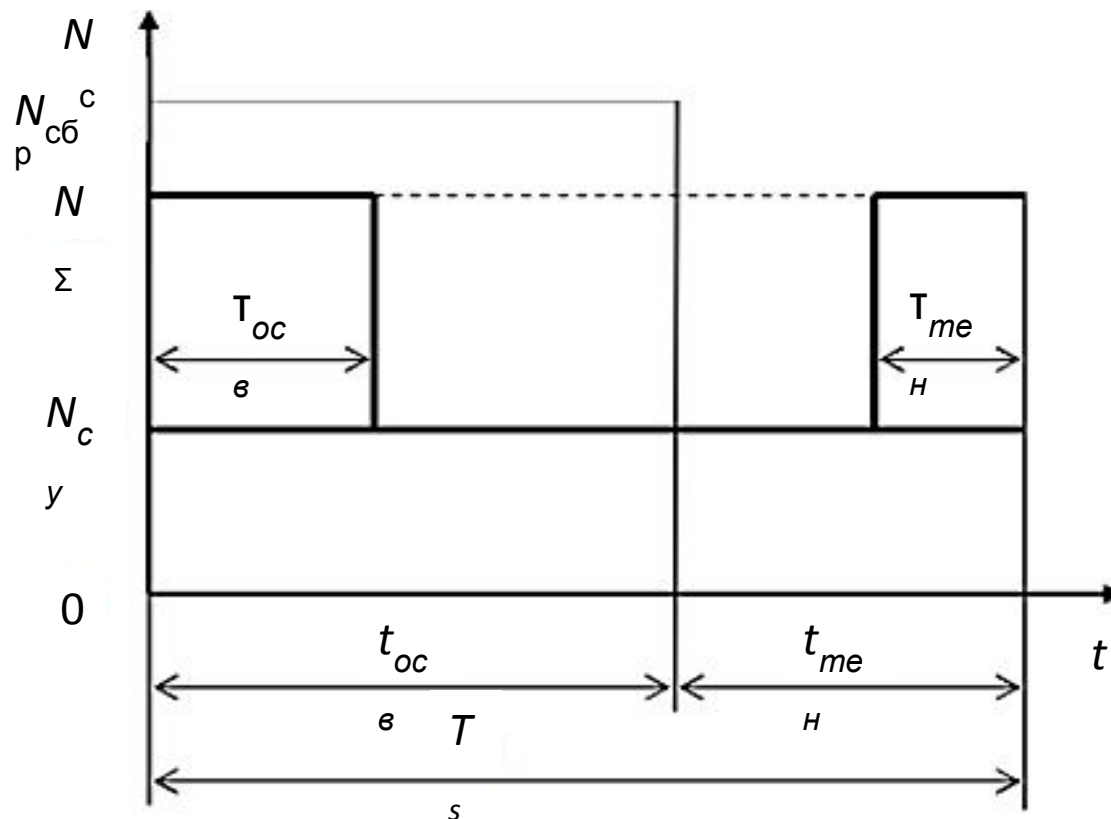
Структура солнечных
батарей

Разновидность солнечных батарей	КПД, %
Монокристаллические	17-22
Поликристаллические	12-18
Аморфные	5-6
На основе теллурида кадмия	15-17
На основе селенида меди-индия	15-20
На основе полимеров	5-6
Арсенид-галлиевые	25-30

В конструкции современных микроспутников используются **арсенид-галлиевые батареи** с КПД 28%. Однако, арсенид-галлиевые солнечные батареи сложны в производстве, поэтому целесообразность их использования оправдывается в системах, где стоимость не важна, а необходима максимальная отдача на ограниченной площади и небольшой вес.

Аккумуляторные батареи

	NiH ₂ батарея	NiCd батарея	Li-Ion батарея	Li-Polymer батарея
Номинальное напряжение, В	1,25	1,2	3,6	3,6 – 4,2
Плотность энергии, Вт*ч/кг	50 – 55	40 – 45	110 – 130	100 – 160
Саморазряд, % (месяц)	40	20	15	10
Рабочая температура заряда, °C	0 – 45	0 – 45	0 – 45	0 – 50
Рабочая температура разряда, °C	-20 – 30	-20 – 60	-20 – 60	-20 – 60
Внутреннее сопротивление при 25°C, мОм	100 – 200	100 – 200	150 – 250	300 – 400
Срок службы, циклы	1000	500	1000	500 – 600



T_s – период обращения микроспутника вокруг Земли;

t_{ocb} – время прохождения микроспутником освещенной части орбиты;

t_T – время нахождения микроспутника на теневом участке орбиты;

τ_{ocb} – время работы служебных систем на освещенном участке орбиты;

τ_T – время работы служебных систем на теневом участке орбиты;

$N_{сб}^{ср}$ – средняя мощность солнечных батарей на витке;

$N_{сy}$ – энергия, потребляемая системой управления;

N_{Σ} – энергия, потребляемая микроспутником.

Мощность солнечных батарей на витке изменяется из-за угла падения солнечных лучей на плоскость солнечных батарей:

$$N_{\text{СБ}} = N_{\text{СБ0}} * \cos \Psi_{\text{СБ}}, \text{ где}$$

$N_{\text{СБ0}}$ – мощность солнечных батарей при нормальном падении солнечных лучей на их поверхность;

$\cos \Psi_{\text{СБ}}$ – косинус угла между направлением солнечного потока и нормалью к поверхности солнечных батарей.

$$N_{\text{СБ0}} = q_S S_{\text{СБ}} \eta_{\text{ФЭП}} k_{\text{зап}} \exp(-k_D T_{\text{САС}}), \text{ где}$$

$q_S = 1367 \text{ Вт/м}^2$ – плотность потока солнечного излучения;

$\eta_{\text{ФЭП}}$ – КПД солнечной батареи;

$k_{\text{зап}}$ – коэффициент заполнения площади солнечных батарей;

k_D – коэффициент деградации ФЭП;

$T_{\text{САС}}$ – срок активного существования микроспутника.

При расчете мощностей принимают среднее за виток значение угла освещенности солнечных батарей. Таким образом, получим среднее значение мощности солнечных батарей за виток:

$$N_{\text{СБ}}^{\text{ср}} = q_S S_{\text{СБ}} \eta_{\text{ФЭП}} k_{\text{зап}} \exp(-k_D T_{\text{САС}}) \cos \psi_{\text{СБ}}^{\text{ср}}.$$

Следовательно, зависимость площади солнечных батарей:

$$S_{\text{СБ}} = \frac{N_{\text{СБ}}^{\text{ср}}}{q_S \eta_{\text{ФЭП}} k_{\text{зап}} \exp(-k_D T_{\text{САС}}) \cos \psi_{\text{СБ}}^{\text{ср}}}.$$

При определении средней мощности солнечных батарей предполагается условие равенства емкостей заряда и разряда аккумуляторных батарей:

$$E_A^{\text{зар}} = E_A^{\text{раз}}.$$

$$E_{\text{зар}} = [(N_{\text{СБ}}^{\text{ср}} - N_{\Sigma})\tau_{\text{осв}} + (N_{\text{СБ}}^{\text{ср}} - N_{\text{СУ}})(t_{\text{осв}} - \tau_{\text{осв}})]\eta_A,$$

где η_A – КПД аккумулятора,

$$E_{\text{раз}} = N_{\Sigma}\tau_T + N_{\text{СУ}}(t_T - \tau_T).$$

Тогда зависимость средней мощности солнечных батарей:

$$N_{\text{СБ}}^{\text{ср}} = \frac{N_{\Sigma}(\tau_{\text{осв}}\eta_A + \tau_T) + N_{\text{СУ}}(t_{\text{осв}}\eta_A - \tau_{\text{осв}}\eta_A + t_T - \tau_T)}{t_{\text{осв}}\eta_A}.$$

Средняя мощность, потребляемая микроспутником за виток, равна:

$$N_{\text{СП}} = \frac{N_{\Sigma}(\tau_{\text{осв}} + \tau_T) + N_{\text{СУ}}(T_S - \tau_{\text{осв}} - \tau_T)}{T_S}$$

Определение расчетной емкости аккумуляторных батарей. На теневых участках орбиты аккумулятор обеспечивают микроспутник электроэнергией. При этом глубина разряда аккумулятора не должна превышать допустимую величину. Тогда

$$E_A = (N_{\Sigma}\tau_T + N_{CY}(t_T - \tau_T))k_{рез},$$

где $k_{рез}$ – коэффициент резерва, который учитывает допустимую глубину разряда и деградацию аккумулятора. Для обеспечения микроспутника электроэнергией на этапе выведения и ввода в летную эксплуатацию

$$E_A = k_{рез}N_{min}t_B,$$

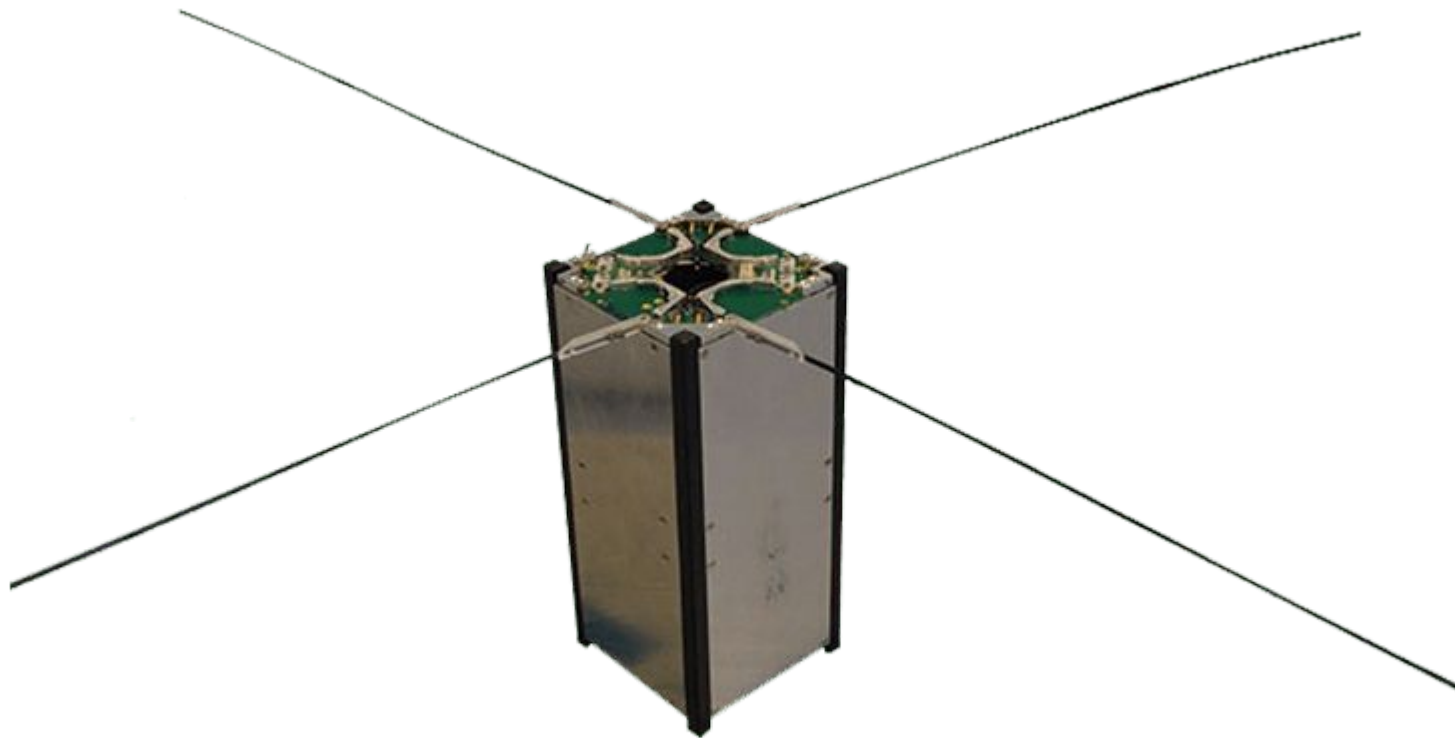
где t_B – время выведения и ввода в летную эксплуатацию;

N_{min} – потребляемая микроспутником энергия.

После расчетов выбирают наибольшее значение емкости и по нему определяют массу аккумулятора по формуле

$$m_A = E_A\gamma_A,$$

где γ_A – удельная масса аккумуляторных батарей, кг/Вт*ч.



Штыревая антенна

Рабочая частота: до 500 МГц

Масса: 150 г

Скорость передачи данных: до 100
кбит/с

Ширина луча: 360°



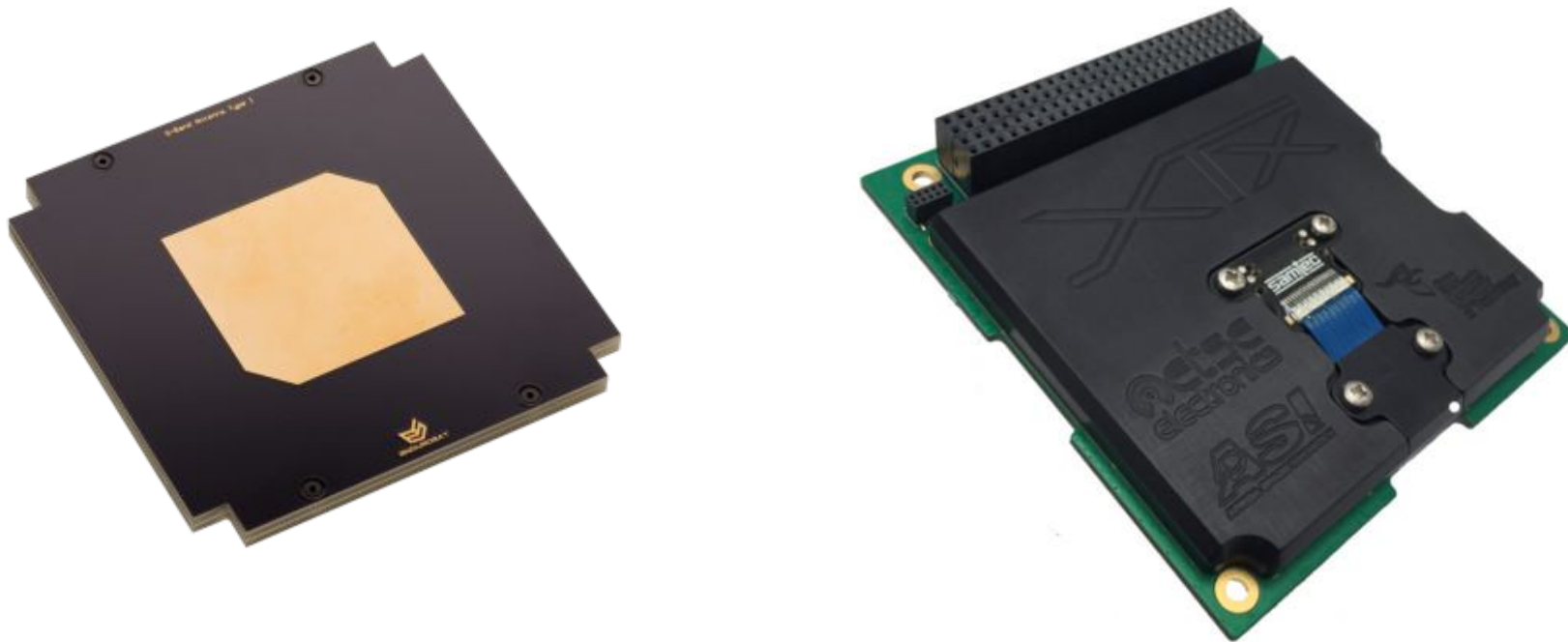
Антенна S-диапазона

Рабочая частота: 2-2,5 ГГц

Масса: 150 г

Скорость передачи данных: до 2
Мбит/с

Ширина луча: 60°



Антенна X-диапазона

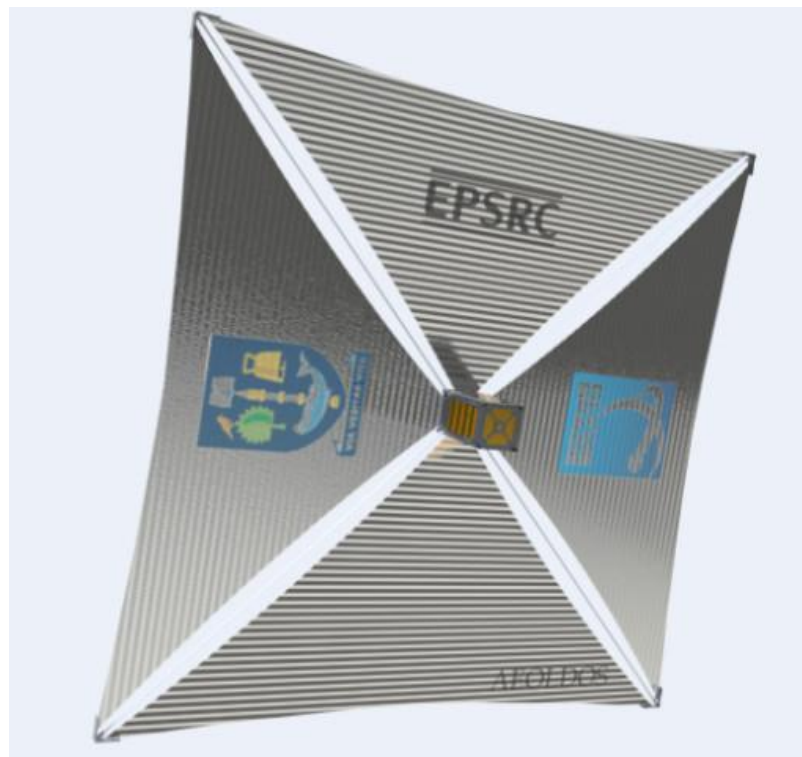
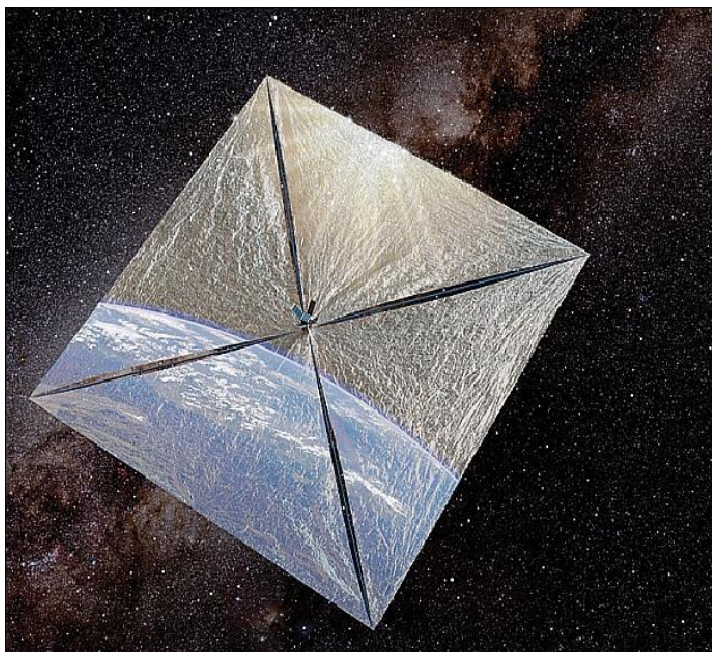
Рабочая частота: 8-8,5 ГГц

Масса: 200 г

Скорость передачи данных: до 50
Мбит/с

Ширина луча: 50°

Солнечный парус



Аэродинамический тормоз



Спасибо за внимание