

## **Проектирование малого космического аппарата**

Дмитриев В.С., Батраков А.В., Бритова Ю.А.\* , Карпенко С.О.\*\* , Ким В.Л.,  
Костюченко Т.Г., Мартемьянов В.М., Янгулов В.С., Коломейцев А.А, Смолянский В.А.

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

\* АО «НПЦ «Полюс», г. Томск, пр. Кирова, 56 «в»

\*\* ООО «СПУТНИКС», г. Москва, Бережковская набережная, д. 20, стр. 6

E-mail: ktg@tpu.ru

В последние десятилетия в космической области появился определенный интерес к малому спутникостроению. Этот интерес в своей основе имеет экономическую составляющую. Малые спутники имеют в десятки сотни раз меньшую стоимость, к тому же запуск их на рабочие орбиты осуществляется групповым методом, поэтому требуется менее мощный (значит и более дешевый) ракетоноситель. Особенно большая экономическая выгода имеет место в случае проведения научных экспериментов или экспериментальных исследований при проверке конкретных технических решений, т.к. в большом количестве случаев проверяемый объект имеет малые габариты и массу и эксперимент можно провести с использованием (на базе) малого космического аппарата массой не более 10 – 100 кг.

Другое важное преимущество – проектирование и изготовление таких малых космических аппаратов стало по силам университетам, которые получили возможность проводить самостоятельные научные исследования, а также использовать малые космические аппараты в учебных целях.

В Томском политехническом университете в настоящее время ведется разработка малого космического аппарата, приуроченная к юбилею университета – 120-летию его основания.

Разработка и запуск малого космического аппарата имеют две самостоятельные цели:

а) учебная – использование в учебном процессе при подготовке по ООП подготовки магистров 12.04.01 «Приборостроение», профиль «Системы ориентации, стабилизации и навигации», а также для приобретения практических навыков конструирования приборов на примере реальной разработки конструкций различных деталей и узлов с наглядным представлением о превращении виртуальной конструкции в реальную;

б) научно-техническая – экспериментальная проверка технических решений двух типов двигателей для использования их в качестве исполнительных органов в системах ориентации малых космических аппаратов:

– электромеханического исполнительного органа на базе электродвигателя-маховика (разработка ИНК, проверяется применение опор скольжения вместо опор качения, что существенно снижает амплитуду колебаний вибрационного спектра в рабочем диапазоне частот);

– ионно-плазменного двигателя (разработка ИФВТ, проверяется в условиях невесомости применимость в двигателях данного типа жидкометаллического рабочего тела). Данное техническое направление, как показывает обзор публикаций, является перспективным направлением научных исследований.

Основным разработчиком является кафедра точного приборостроения Института неразрушающего контроля, привлечены также сотрудники Института физики высоких технологий и Института кибернетики.

Большую помощь в этой работе оказывают наши традиционные партнеры из промышленности: Научно-производственный центр «Полюс», г. Томск, и ООО «СПУТНИКС», г. Москва. Последний имеет в своем активе разработанный малый космический аппарат, запущенный на орбиту в 2014 году.

Основной костяк коллектива исполнителей представлен авторским коллективом этой статьи.

Томский политехнический университет имеет практически нулевой опыт в разработке аппаратов космического назначения. Тем не менее, с начала работы (май 2014 г.) и по апрель 2015 г. проделано следующее:

- определено назначение запускаемого на орбиту аппарата, т.е. его целевая нагрузка;
- разработана функциональная структурная схема аппарата;
- разработаны и находятся на этапе технической реализации в разной стадии технические решения по всем функциональным блокам;
- проведена конструкторская компоновка всех функциональных узлов аппарата с использованием 3D моделирования;
- в стадии завершения находится комплект конструкторской документации для передачи его в производство НПЦ «Полюс» (по договоренности);
- проводится разработка стенда КИА для комплексных испытаний космического аппарата;
- проводятся лабораторные исследования технических решений по полезной нагрузке космического аппарата.

Общий вид малого космического аппарата представлен на рисунке 1.



Рисунок 1 – Малый космический аппарат (МКА) ТПУ

Структурная схема разрабатываемого аппарата приведена на рисунке 2, на рисунках 3 - 5 представлена компоновка блоков в корпусе аппарата в виде 3D моделей, на рисунке 6 – 3D модель аппарата в собранном виде без антенн.

Основные эксплуатационные характеристики приведены в таблице 1.

Таблица 1 - Основные эксплуатационные характеристики малого космического аппарата

Габариты, мм	100×100×300
Максимальная масса, кг	4
Максимальное энергопотребление, Вт	10
Полезная нагрузка	Электромеханический исполнительный орган на базе двигателя-маховика Ионно-плазменный двигатель
Ресурс (расчетный), год	2
Температурный режим, °С	0 ± 60
Система термостабилизации	пассивная
Система ориентации	активная

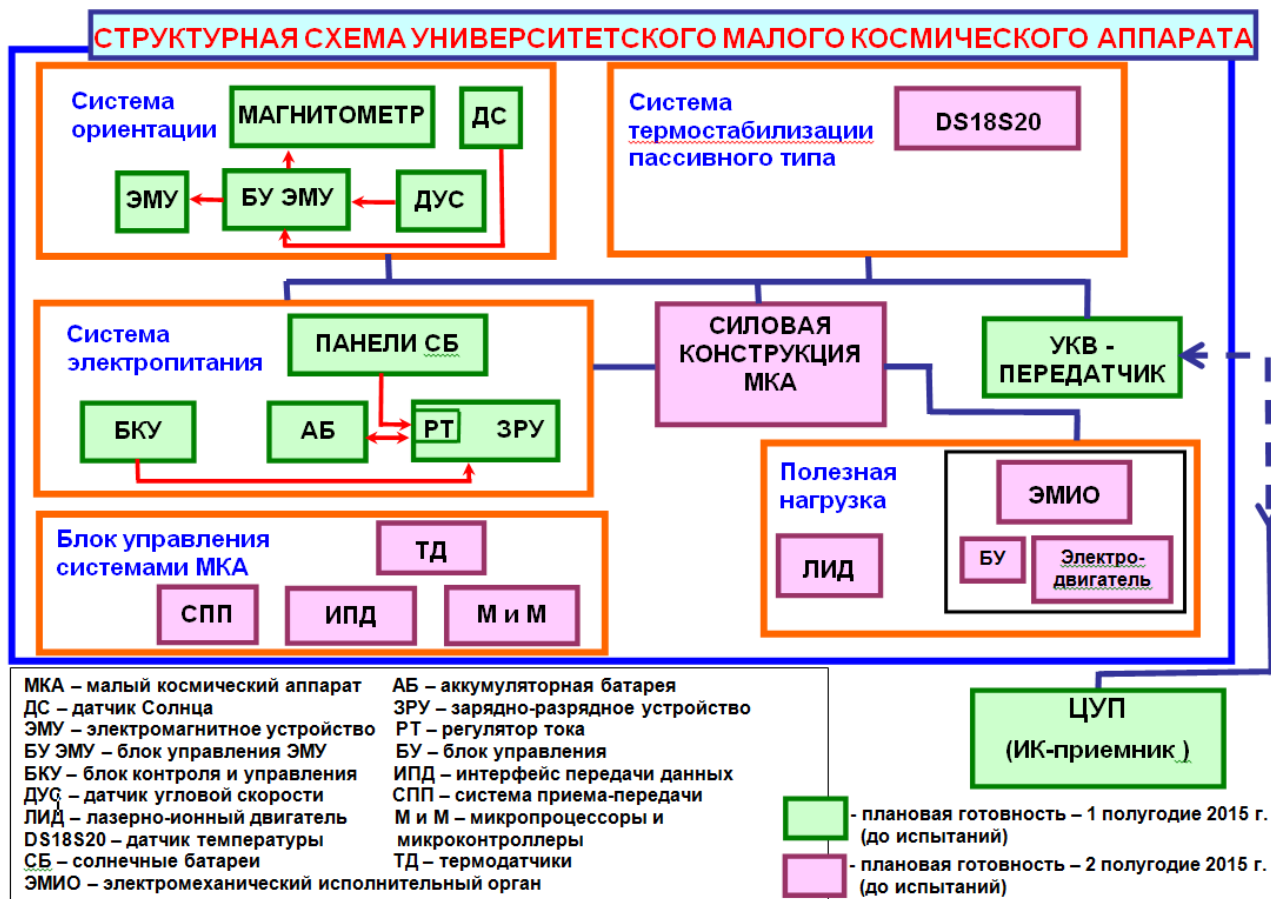


Рисунок 2 - Структурная схема МКА

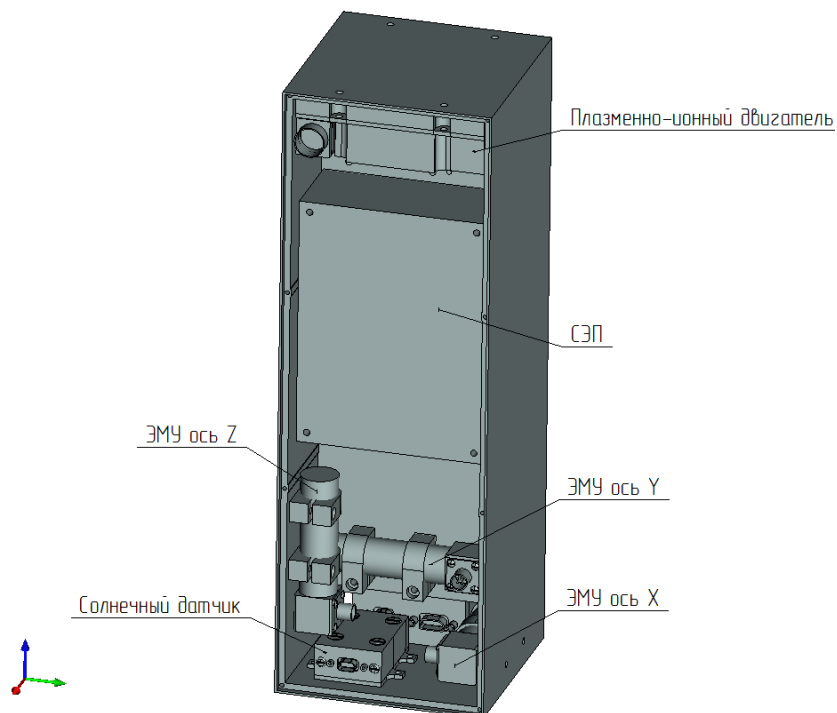


Рисунок 3 - 3D модель МКА, лицевая сторона

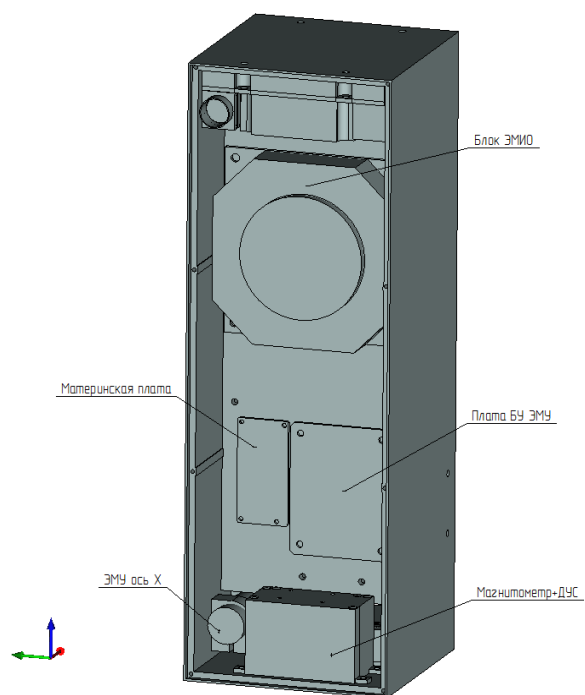


Рисунок 4 - 3D модель МКА, обратная сторона

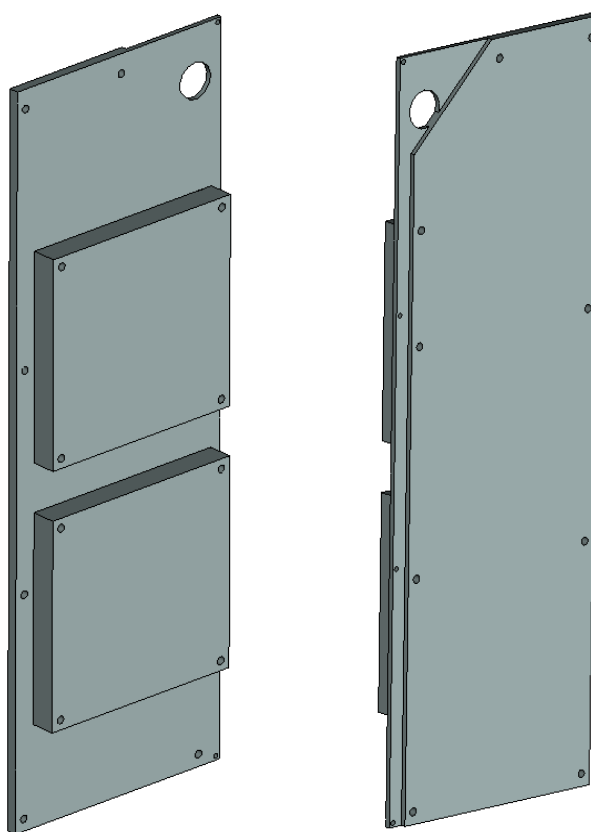


Рисунок 5 - 3D модели крышек корпуса

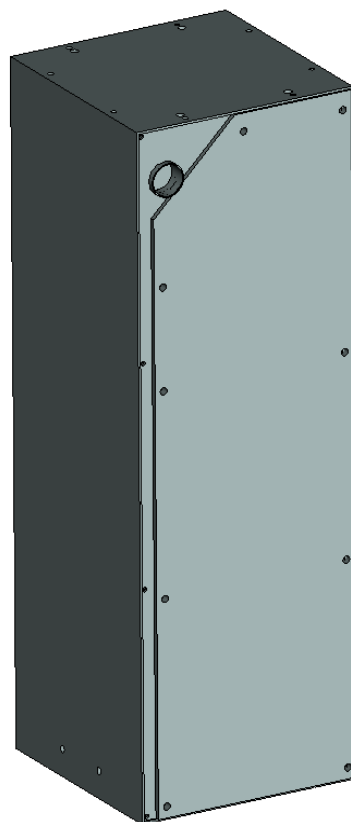


Рисунок 6 - 3D модель МКА в собранном виде (без антенн)

Все элементы конструкции установлены внутри корпуса, имеющего форму параллелепипеда с размерами 100×100×300 мм. Для повышения технологичности изготовления корпуса и сборки космического аппарата внутренний объем разделен перемычкой (рис. 3 и 4). Материал корпуса – магниевый сплав МЛ15. На наружной поверхности закреплены панели солнечных батарей, а на торцах крепятся антенны (основная и запасная).

Система ориентации аппарата магнитного типа. На рис. 2 приведена ее структурная схема. Принципиальной особенностью данной системы ориентации является отсутствие датчика угла. Это вызвано тем, что полезной нагрузкой являются два двигателя - электромеханический исполнительный орган и ионно-плазменный двигатель, который также можно использовать в качестве исполнительного органа системы ориентации. Эти двигатели, генерируя управляющие моменты, создают относительно соответствующих осей аппарата угловые скорости. Таким образом, в процессе экспериментов важно знать наличие углового движения корпуса космического аппарата, а это движение регистрируется датчиком скорости системы ориентации.

В целом, в конструкциях, созданных в последние десятилетия двигателей-маховиков, имеются общие свойства: приводной электродвигатель бесконтактный, плоская конструкция, инверсное исполнение – статор расположен внутри вращающегося ротора, содержащего постоянные магниты.

Подобными свойствами обладают двигатели, применяющиеся в приводах флоппи-дисков персональных компьютеров (рисунок 7). Основная проблема при использовании таких приводов заключается в оценке их надежности и работоспособности в тяжелых условиях космического пространства.

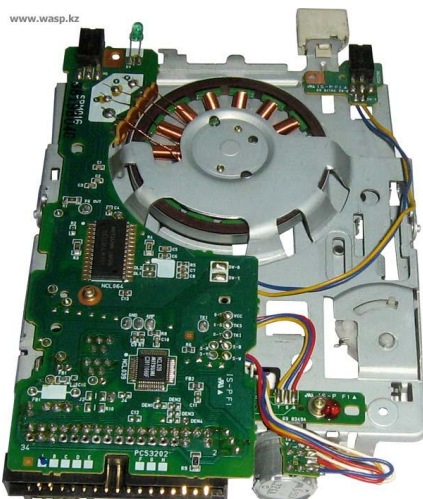


Рисунок 7 - Двигатель-маховик на базе привода флоппи-диска

Использование импульсных плазменных двигателей на сверхмалых космических аппаратах в качестве исполнительных органов позволяет существенно удлинить срок активного существования космического аппарата на низких орбитах.

Проект двигателя представлен на рисунке 8. Габариты двигателя позволяют использовать его в малом космическом аппарате стандарта CubeSat. Двигатель содержит два источника плазмы, установленных осесимметрично с углом  $180^\circ$  между источниками.

Габаритные размеры двигателя  $100 \times 90 \times 40$  (мм).

Массовые характеристики:

рабочее тело:  $2 \times 35 \text{ г} = 70 \text{ г}$ ;

резервуар+разрядный узел:  $2 \times 45 \text{ г} = 90 \text{ г}$ ;

электронные компоненты: 250 г;

плата и кожухи: 40 г;

ИТОГО: 450 г.

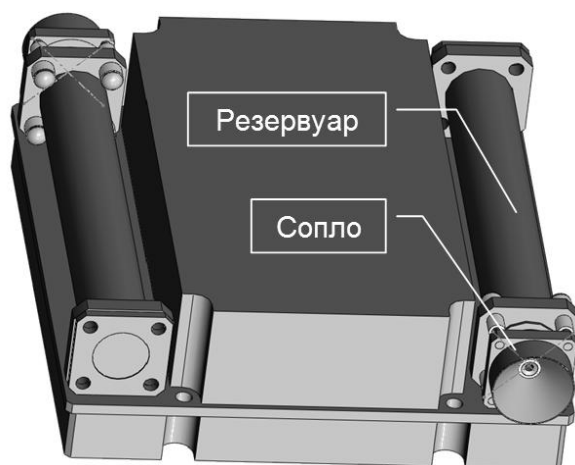


Рисунок 8 - Общая компоновка ионно-плазменного двигателя с жидкометаллическим рабочим телом

Другая особенность системы ориентации - применение в качестве датчика положения аппарата относительно Солнца датчиков температуры, которые являются элементами системы пассивной термостабилизации спутника.

При наличии перегрева какой-либо стороны корпуса включаются электромагнитные устройства, которые повернут корпус на 90 – 180°.

В системе ориентации имеется датчик Солнца, которые позволяет устанавливать при необходимости однозначное положение корпуса спутника относительно Солнца.

Наличие в составе системы ориентации трехосного магнитометра позволяет определять в любой точке траектории вектор магнитного поля Земли, и взаимодействие суммарного вектора магнитного поля трех электромагнитных устройств создает управляющий магнитный момент для разворота корпуса аппарата.

Блок управления системами космического аппарата, имея в своем составе микропроцессоры, микроконтроллеры, разработанные интерфейс передачи данных и систему приема-передачи команд, реализует алгоритмы управления всеми системами спутника.

Система электропитания, состоящая из панелей солнечных батарей, расположенных на наружной стороне корпуса, аккумуляторной батареи, регулятора тока, зарядно-разрядного устройства, обеспечивает электропитанием все элементы технических систем космического аппарата путем преобразования солнечного излучения фотоэлементами панелей солнечных батарей в электрический ток.

Связь с малым космическим аппаратом осуществляется через телеметрическую связь УКВ-передатчика, установленного на аппарате, с наземным ИК-приемником.

Для проведения наземных испытаний необходима контрольно испытательная аппаратура (КИА), позволяющая обеспечить спецвоздействия на КА с требуемыми параметрами и контроль за выходными характеристиками КА.

По договору с НППЦ «Полус», г. Томск, наземные экспериментальные испытания малого спутника будут проводиться на его экспериментальной базе, которая обеспечивает практически полный объем наземной экспериментальной отработки в части воздействия температуры, механических воздействий, пониженного давления, климатических факторов. Поддержание и измерение режимов термоциклирования выполняется в автоматическом режиме через ПЭВМ.

Для обеспечения функционирования КА в наземных условиях разработано специальное технологическое оборудование (СТО). СТО состоит из стойки для подвески КА на нити, что позволит снизить влияние гравитации на реакцию КА на управляющие импульсы системы ориентации (двигателей маховиков) и реактивного лазерного двигателя.

Габаритные размеры СТО позволяют размещать его в барокамере и проводить испытания КА при спецвоздействиях на него.

**Микроспутниковая платформа ТаблетСат:  
назначение и краткие технико-экономические показатели**

Карпенко С.О.

ООО «Спутникс», 123995, Россия, г. Москва, Бережковская набережная, д. 20, стр. 6

E-mail: karpenko@sputnix.ru

Микроспутниковая платформа ТаблетСат – совокупность бортовых служебных систем и элементов конструкции, достаточную для разработки микроспутников массой до 100 кг, обеспечивающих интеграцию и функционирование полезных нагрузок сторонних разработчиков. Платформа является разработкой компании СПУТНИКС. Она получила летную квалификацию в рамках создания спутника-технологического демонстратора «Таблетсат-Аврора» массой 26 кг, запущенного на ракете-носителе «Днепр» в июне 2014 г.

Основной полезной нагрузкой спутника являлась камера дистанционного зондирования Земли среднего разрешения.