

УДК 629.78.05; 629.78.085

**Г.А. ПОПОВ, Н.Н. АНТРОПОВ, Г.А. ДЬЯКОНОВ, Н.В. ЛЮБИНСКАЯ,
М.М. ОРЛОВ, П.М. ТРУБНИКОВ, В.К. ТЮТИН, В.Н. ЯКОВЛЕВ***Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ, Россия*

КОРРЕКТИРУЮЩАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ МИКРОСПУТНИКОВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Показано, что в связи с разработкой низкоорбитальных микроспутников нового поколения выдвигаются жесткие требования к системам поддержания их орбитального положения по точности и продолжительности САС. Указанные требования в полном объеме могут быть удовлетворены только ЭРД малой мощности. Наилучшим двигателем для микроспутников по многим параметрам является разработанный в НИИПМЭ МАИ высокоэффективный АИПД. Приведены основные характеристики АИПД-50, а также предварительные конструктивные проработки КДУ на базе АИПД-50 и варианта размещения КДУ на микроспутнике.

двигательная установка, микроспутник, ориентация, коррекция, орбита, анализ, импульсный плазменный двигатель

Введение

По принятой в настоящее время классификации к классу микроспутников (МС) относятся космические аппараты (КА) с массой от 20 до 100 кг. До недавнего времени к точности поддержания углового и орбитального положения таких преимущественно низкоорбитальных аппаратов, оснащавшихся простейшей функциональной аппаратурой, предъявлялись минимальные требования, не предусматривавшие использования систем трехосной ориентации, а также корректирующих двигательных установок (КДУ) для поддержания параметров их орбит. В некоторых случаях для поддержания орбит МС использовались простейшие ускорительные системы типа газовых сопел, не позволявшие ввиду малых (~70 м/с) скоростей истечения газа и довольно больших импульсов тяги обеспечивать высокие точности управления КА и значительные сроки их активного существования (САС).

Создание новых электронных и оптических технологий позволяет в корне изменить облик и возможности МС, которые теперь при массе ~50–100 кг зачастую могут иметь целевую аппаратуру с характеристиками, сравнимыми с характеристиками аппа-

ратуры больших КА. Целевая аппаратура нового поколения микроспутников предъявляет повышенные требования к системам управления движением, требуя установки трехосной системы ориентации, а также КДУ, обеспечивающей САС МС на уровне не ниже 3–5 лет.

Наиболее эффективно такие актуальные задачи как дистанционное зондирование Земли, навигация, картография, связь будут решать МС, объединенные в орбитальные системы, включающие от двух и более аппаратов с оптико-электронной, радиолокационной и другой аппаратурой, обеспечивающие высокое разрешение за счет сложения апертур аппаратуры отдельных КА. К точности поддержания орбитальных параметров систем КА предъявляются еще более высокие требования.

1. Разработка и исследования АИПД второго поколения

Как отмечалось выше, к оснащенным высокоточной аппаратурой низкоорбитальным МС нового поколения предъявляются существенно более высокие, чем прежде, требования по точности поддержания и стабильности их орбитальных параметров, а

также по срокам активного существования. Выполнить эти требования с использованием микро-ЖРД или газовых сопел не представляется возможным из-за их недостаточного удельного импульса. Достаточно затруднительно использование на МС стационарных электрических ракетных двигателей (ЭРД) малой мощности, разрабатываемых в последние годы специально для малых космических аппаратов, так как эффективность последних резко падает при потребляемой электрической мощности менее 100 Вт. При постоянно растущей плотности размещения полезной нагрузки даже на МС массой 100 кг трудно ожидать выделения на нужды КДУ мощности, большей 100 Вт. Тем более это относится к МС меньшей массы. Еще одним значительным недостатком стационарных ЭРД с точки зрения их использования на МС является невозможность обеспечить единичный импульс тяги требуемого уровня малости. Это зачастую не позволяет поддерживать орбитальные параметры МС с требуемой точностью при приемлемых значениях запасаемой массы рабочего тела.

Обеспечить выполнение всего комплекса требований, предъявляемых к КДУ МС, позволяют высокоэффективные абляционные импульсные плазменные двигатели (АИПД). Если говорить о МС массой 50 – 100 кг, то для таких аппаратов наиболее целесообразно использование АИПД с энергией разряда от 20 до 50 Дж. Потребляемая АИПД мощность определяется конкретной задачей и может меняться от 100 Вт до единиц и долей Вт в зависимости от необходимой частоты его включения. Соответственно изменяется тяга двигателя в то время, как единичный импульс тяги, удельный импульс и тяговая эффективность АИПД при любой потребляемой мощности остаются постоянными. Неизменность значений эффективности рабочего процесса при изменении мощности АИПД является одним из положительных качеств данного двигателя, присущих только ему.

Разработанный в НИИПМЭ МАИ АИПД второго поколения сочетает технологическую простоту и надежность традиционного импульсного плазменного двигателя с высокоэффективным рабочим процессом, позволяющим получать после его модернизации в 2003 г. тяговую эффективность 25% при запасаемой энергии 50 Дж. При запасаемой энергии 30 Дж значение тяговой эффективности находится на уровне 20%. Приведенные значения тяговой эффективности являются рекордными для двигателя данного типа, что позволяет ему решать практически все реальные задачи управления орбитами МС.

Анализ вариантов двигательной установки на основе газовых сопел, микро-ЖРД, стационарных ЭРД и АИПД второго поколения показал, что КДУ на основе АИПД имеет существенные преимущества перед другими вариантами по удельным характеристикам, а также по массогабаритным и экономическим показателям [1].

В процессе проектирования в НИИПМЭ МАИ были рассмотрены несколько вариантов компоновки двигателей с номинальным энергосодержанием конденсаторной батареи 35, 50, 70, 100 Дж. При этом был разработан и испытан ряд лабораторных моделей АИПД, одна из которых (с энергией 50 Дж) представлена на рис. 1. Экспериментально исследовано влияние энергосодержания конденсаторной батареи, характеристик разрядной цепи, геометрии ускорительного канала, частоты разрядных импульсов на тяговые характеристики двигателя.

Некоторые характеристики АИПД представлены на рис. 2. Цифрами 1, 2, 3, 4 обозначены кривые зависимостей единичного импульса тяги и тяговой эффективности двигателя от энергии разряда, полученные с использованием накопителей с двумя, тремя, четырьмя и шестью конденсаторами соответственно. Обращают на себя внимание высокие значения единичного импульса тяги и тяговой эффективности во всем рассмотренном диапазоне значений потребляемой энергии от 20 до 100 Дж, превы-

шающие более чем вдвое соответствующие значения АИПД первого поколения.

По результатам испытаний лабораторных моделей был сделан вывод, что достигнутый за последние годы значительный прогресс в повышении

удельных характеристик и надежности АИПД позволяет получить достаточно высокие удельные характеристики двигателя при энергии разряда, не превышающей 50 Дж. При этом существенно снижаются масса и габаритные размеры двигателя.

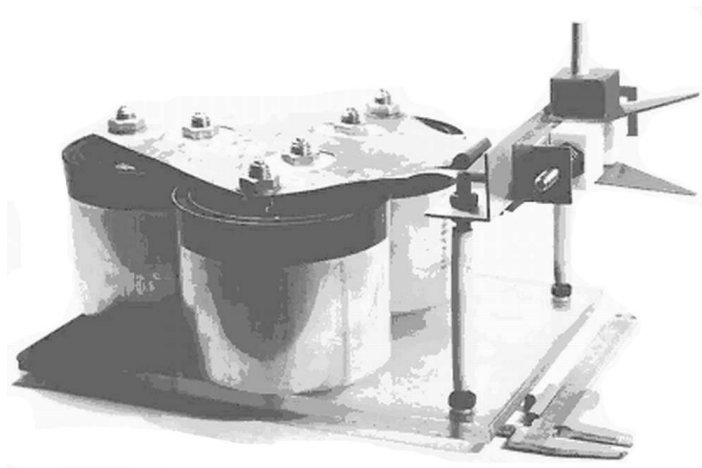


Рис. 1. Лабораторная модель АИПД-50

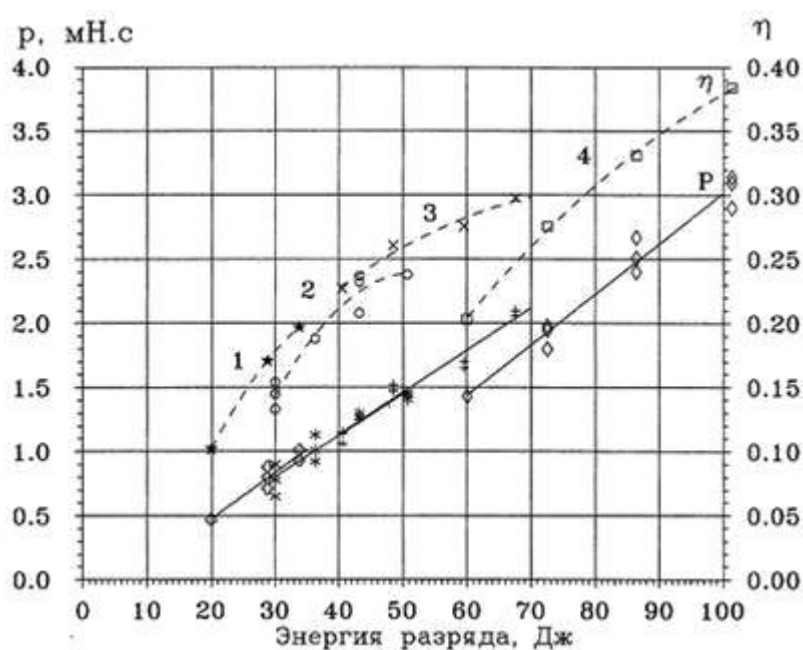


Рис. 2. Характеристики АИПД-50 с несколькими типами конденсаторной батареи

2. Корректирующая ДУ на базе АИПД

В настоящее время в НИИПМЭ МАИ разработан эскизный проект КДУ для микроспутника на основе АИПД с энергосодержанием конденсаторной батареи 50 Дж (АИПД-50). КДУ состоит из блока системы питания и управления (СПУ) и одного или не-

скольких двигателей АИПД-50. АИПД-50, в свою очередь, включает следующие блоки:

- блок накопителя энергии;
- блок ускорительного канала;
- блок подачи рабочего тела (фторопласт-4);
- блок инициирования разряда.

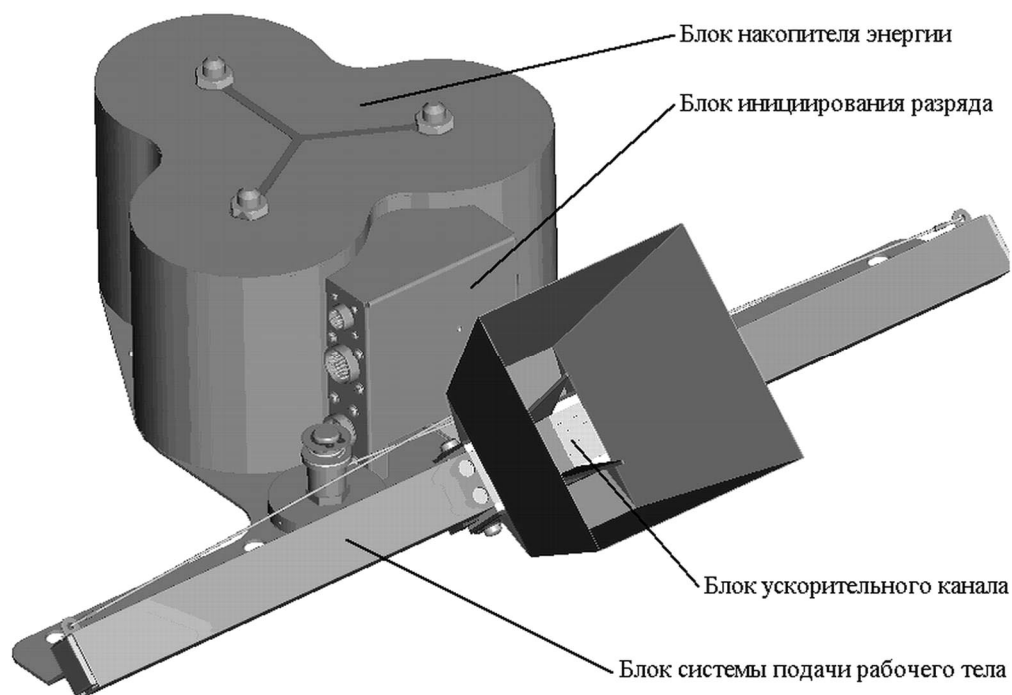


Рис. 3. Абляционный импульсный плазменный двигатель АИПД-50

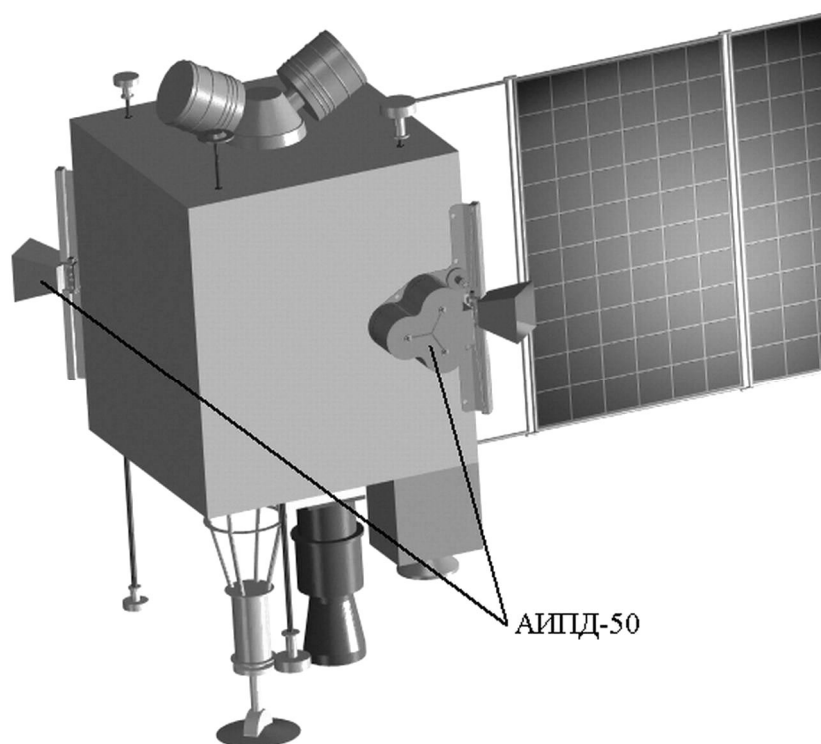


Рис. 4. Вариант расположения АИПД-50 на корпусе МС

Внешний вид одного из вариантов АИПД-50 представлен на рис. 3. Возможный вариант размещения КДУ с двумя АИПД-50 на МС массой

~ 100 кг показан на рис. 4. Особенностью варианта является то, что вследствие низкой расчетной орбиты (~ 400 км) МС и неподвижной солнечной батареи

предлагается использовать два полностью укомплектованных двигателя (каждый содержит перечисленные выше блоки), расположенные на противоположных ребрах корпуса МС. При этом единый блок СПУ размещается внутри корпуса аппарата. Предполагается, что гироскопическая трехосная система ориентации обеспечивает ограниченные углами $\pm 45^\circ$ развороты МС вокруг вертикальной оси, что дает возможность понижения и повышения орбиты аппарата, а также ограниченную коррекцию плоскости его орбиты. Более интересным является вариант, при котором МС может совершать развороты на 180° . Тогда КДУ на базе АИПД может содержать только один двигатель, в зависимости от положения аппарата ускоряющей или тормозящей его. При разворотах аппарата на 90° КДУ может использоваться для коррекции наклона его орбиты.

Преимуществом второй схемы является существенно меньшие массы и габариты КДУ. АИПД-50 имеет следующие характеристики:

– номинальная потребляемая мощность при частоте 2 Гц	100 Вт;
– тяга при частоте 2 Гц	3 мН;
– максимальная частота импульсов	2 Гц;
– тяговая эффективность	0,25;
– суммарный импульс	30 кН·с;
– удельный импульс	16,7 км/с;
– ресурс по числу включений	10^7 ;
– масса (с запасом рабочего тела 1,8 кг)	8 кг.

Основные характеристики АИПД-50 подтверждены экспериментально на испытаниях его лабораторного прототипа в НИИПМЭ МАИ. В настоящее время КДУ на основе АИПД-50 принята в качестве штатной для разрабатываемой НИИЭМ универсальной космической платформы "Вулкан" [1]. В настоящее время ведется работа по созданию демонстрационного образца АИПД-50 с целью проведения его стендовых и натурных испытаний.

Заключение

Новое поколение низкоорбитальных микроспутников, которые согласно многим прогнозам, например, [2, 3] вскоре займут значительный сегмент рынка космических аппаратов, нуждается в высокоэффективной, надежной и дешевой корректирующей двигательной установке, потребляющей электрическую мощность в диапазоне единиц-десятков Вт. В работе показано, что наилучшим образом для решения задач управления орбитальным положением таких спутников подходят абляционные ИПД разработки НИИПМЭ МАИ.

Литература

1. Аватинян Г.А., Шелков Н.П., Антропов Н.Н., Дьяконов Г.А., Яковлев В.Н. Выбор корректирующей ДУ для МКА "Вулкан" // III Междун. конференция-выставка «Малые спутники». Новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке. – Королёв. – 2002 – С. 59 – 66.
2. Бобылев В.В., Кузьминов В.К., Кучеров С.А., Соловьева А.П. Анализ основных особенностей рынка малых КА // III Междун. конференция-выставка «Малые спутники». Новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке. – Королёв. – 2002. – С. 9 – 14.
3. Ораевский В.Н., Боярчук В.С., Докукин В.С., Салихов Р.С., Владимиров А.В., Сенник Н.А. Системы малых спутников для мониторинга природных и техногенных катастроф // II Конференция «Авиакосмические системы на базе микротехнологий: создание и основные направления использования». – СПб. – 2003. – С. 33 – 38.

Поступила в редакцию 12.05.04

Рецензент: д-р техн. наук, проф. И.П. Назаренко, Государственный технический университет «Московский авиационный институт», Москва.