

УДК 629.7.087:538.4:001.2

Н.М. ДРОНЬ, А.И. КОНДРАТЬЕВ, А.В. ХИТЬКО, П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ

Днепропетровский национальный университет, Украина

КОНЦЕПЦИЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА МИКРОСПУТНИКАХ

В статье представлена концепция использования электроракетных двигателей малой мощности для маневрирования микроспутников. Для ряда космических задач определена целесообразность использования ЭРДММ с учетом энергетических, тяговых и массовых характеристик. Определены типы ЭРД которые могут быть применены на МС. Расчетным путем определены требуемые параметры ДУ для задач коррекции и перевода на геостационарную орбиту. Сформулированы требования к ДУ для полетов к планетам Солнечной системы. Проведен анализ требуемой энерговооруженности МС для каждой задачи. Аппараты микро класса с массой от десяти до ста килограмм и их группировки в ближайшем будущем найдут широкое применение при решении задач обеспечения связи, теле- и радиовещания, навигации, метеорологии, изучения природных ресурсов и мониторинга земной поверхности.

электроракетный двигатель, микроспутник, геостационарная орбита

Введение

На данном этапе развития ракетно-космической техники характерен переход к решению космических задач с помощью космических аппаратов (КА) малого веса, таких как микро-, наноспутников (МС, НС).

Энергомассовые и функциональные возможности, надежность и срок активного существования микроспутников во многом предопределяются совершенством двигателей, которые предлагается применять в системах их маневрирования. Применение электроракетных двигателей малой мощности (ЭРДММ) может значительно улучшить динамику маневров и уменьшить затраты рабочего вещества. Тем не менее, целый ряд особенностей их построения (в частности, необходимость иметь дополнительный источник электропитания) показывает, что применение ЭРДММ для МС в некоторых случаях может быть проблематичным. Хотя для обычных КА ЭРДУ с целью как их маневрирования, так и выполнения маршевых задач, используются уже давно [1].

Сегодня проблема использования ЭРДММ на микроспутниках связана с ограниченностью элек-

трической мощности на борту и отсутствием концепции их применения для систем маневрирования микроспутников [2].

1. Формулирование проблемы

При создании концепции необходимо определить цели маневра МС с ЭРДММ, сформулировать принципы построения и схемные решения ЭРДММ, разработать методы достижения поставленных целей маневра МС.

Целью оснащения микроспутников ЭРДММ для обеспечения их маневрирования является получение нового положительного качества для выполнения ряда динамических операций в космосе. Новое качество может состоять в выполнении ряда маневров в космосе с малыми затратами топлива, меньшей массой и стоимостью двигательной установки.

Концепция использования ЭРДММ представляет собой теоретические основы возможности их применения на микроспутниках для ряда космических задач на базе определения целесообразности использования с учетом энергетических, тяговых и массовых характеристик. Для ее создания необходимо решить следующие задачи:

– разработать требования к тягово-энергетическим характеристикам ЭРДММ для обеспечения необходимой динамики маневра МС;

– исследовать рабочие процессы в ЭРДММ, с целью обеспечения требуемых тягово-энергетических характеристик и разработать варианты их схемных решений;

– разработать математическую модель маневрирования МС с использованием ЭРДММ.

Для решения поставленной проблемы и производных от нее задач необходимо проанализировать современный опыт.

Задачи, при решении которых возможно использование ЭРДУ, традиционно разбивают на следующие классы:

1. Коррекция орбит ИСЗ с целью устранения ошибок выведения и изменение ее в течение периода активного существования, обеспечение ориентации ИСЗ. В частности, к этому классу можно отнести задачи установки ИСЗ на заданную орбиту, их ориентации и стабилизации, а также коррекции орбиты.

2. Перевод космического летательного аппарата (КЛА) с опорной (околоземной) орбиты на более высокую. Типичной для этого класса является задача вывода КЛА на геостационарную орбиту (ГСО).

3. Обеспечение полета КЛА к другим планетам Солнечной системы.

Необходимо оценить возможность решения каждой задачи для МС с ЭРДММ.

Математические модели маневрирования КЛА с ЭРДУ разработаны рядом авторов [3]. Необходимо оценить возможность их применения для маневра МС с ЭРДММ.

На настоящее время известны аналитические обзоры [4] относительно наиболее эффективных электрореактивных ДУ, но они касаются крупных и средних КА. Проблема разработки ЭРДММ состоит в том, что при снижении мощности разряда или

размеров разработанных ЭРД резко ухудшаются их тягово-энергетических характеристики.

Целью данной статьи является изложение основных положений концепции использования электроракетных двигателей малой мощности для задач маневрирования микроспутников.

2. Основной материал

Решение задачи о целесообразности использования ЭРДММ осуществлялось расчетно-аналитическим методом. В основу определения требуемых характеристик ДУ закладывались или характеристическая скорость маневра МС, (например, для межорбитальных переходов), или силы возмущений, действующих на него. Например, необходимо определить для космической задачи коррекции орбиты силы динамического торможения от сопротивления среды, которые необходимо сравнить с тягой двигателя.

1. Тенденции развития существующих ЭРД направленные на улучшение основных характеристик: повышение КПД и ресурса работы, снижения энергетической цены тяги, массы, уровня электромагнитных колебаний, стоимости. Из большого количества типов ЭРД для применения в составе МС наиболее перспективными на настоящее время являются следующие типы двигателей, которые представлены по мере увеличения тяги, удельного импульса и потребляемой мощности:

– абляционные импульсные плазменные двигатели (АИПД);

– стационарные плазменные двигатели (СПД);

– двигатели с анодным слоем (ДАС);

– плазменно-ионные двигатели (ПИД).

2. Задача ориентации и стабилизации МС однозначно связана с его конструкцией и расчет параметров ДУ для маневра привязан к конкретному спутнику.

Анализ литературы показал, что ИПД при использовании их в системах ориентации и стабилиза-

ции МС обладают следующим преимуществом – способностью прецизионного регулирования при минимально возможном единичном импульсе тяги (практически отсутствует импульс последствия). Благодаря этой особенности потери энергопотребления и расхода рабочего тела могут быть сведены к минимуму. ИПД считается оптимальным исполнительным органом для систем, в которых требуется высокая точность относительного положения КА (он не создает возмущающих моментов за счет колебаний топлива в баках) и является легкой и дешевой альтернативой системам с маховиками.

ИПД являются идеальными системами угловой стабилизации (СУС), имея ввиду временную диаграмму процессов, протекающих в ИПД как исполнительных органах. Время запаздывания импульса тяги (относительно электрического сигнала на включение) обычно не превышает 1 мс. Величина единичного импульса тяги $(0,5 - 5,0)10^{-3}$ Нс определяет при заданных параметрах КА минимальную угловую скорость в режиме стабилизации. Возможности уменьшения времени действия импульса тяги практически неограничены и достигают в современных ИПД величин $(1 - 10)^{-6}$ с.

ИПД на фторопласте обладают важными достоинствами, такими, как отсутствие клапанов в системе подачи рабочего тела, быстроедействие, малая величина единичного импульса, большой ресурс по числу включений, простота конструкции (правда, необходимы два источника или двухрежимные источники энергии). Все это делает его единственно приемлемым для системы ориентации МС.

3. Для коррекции орбиты МС была проработана задача компенсации аэродинамического сопротивления. Расчетным путем определены силы сопротивления на различных высотах и для его компенсации предполагалось использовать постоянно работающий двигатель с тягой равной этой силе. Например, для МС массой ~ 100 кг, тяга ЭРДММ для коррекции орбиты высотой 200 км составляет

7,4 мН при удельном импульсе $1,5 \cdot 10^4$ м/с, а полный импульс тяги $2,3 \cdot 10^5$ Н·с для функционирования на протяжении 10 лет. Однако только масса рабочего тела будет составлять больше 150 кг. Следовательно, применение ЭРДММ для коррекции на высоте 200 км возможно только для небольшого (1 – 2 года) времени функционирования МС.

Результаты проведенных расчетов показывают, что при изменении массы КА от 20 до 200 кг и высоте орбиты 300 км тяга изменяется от 0,14 до 0,64 мН, полный импульс тяги от 0,04 до $0,2 \cdot 10^5$ Нс. При увеличении высоты орбиты необходимая тяга резко падает. Например, для высоты орбиты 400 км она уже равняется $8 \cdot 10^{-2}$ мН, а для высоты 600 км – $3,2 \cdot 10^{-3}$ мН.

Следует отметить, что для орбит высотой 500 км и выше проблемы компенсации сил аэродинамического торможения практически не существует из-за низкой плотности воздуха.

Для высоты 300 км при массе спутника от 50 до 100 кг в качестве двигателя коррекции можно использовать СПД мощностью до 100 Вт, тягой до 5 мН при удельном импульсе $1,5 \cdot 10^4$ м/с.

Для орбит превышающих 300 км и МС массой меньше 50 кг на более низких орбитах в качестве двигателей коррекции аэродинамического торможения необходимо использовать АИПД. Параметры требуемых ДУ находятся в пределах: тяга – 0,01...3 мН, удельный импульс – $8...15 \cdot 10^3$ м/с, импульс тяги – $10^3...10^4$ Нс, мощность – 20...100 Вт.

4. Для космической задачи перевода МС с низкой опорной орбиты высотой ~ 200 км на геостационарную использование ЭРДММ непосредственно нецелесообразно по следующим причинам. Во-первых, ЭРДММ сможет поднять МС массой 100 кг с 600 км на 12 – 15 тысяч км. Во-вторых, при прохождении радиационных поясов Земли мощность солнечных батарей уменьшается минимум на $\sim 30\%$, а при длительном переходе эта цифра будет значительно больше, что практически не позволит обес-

печить работу бортовой аппаратуры после подобного маневра [5]. Единственно возможным применением подобного маневра может быть эксперимент по исследованию деградации элементов конструкции и узлов МС в радиационных поясах Земли.

Практический интерес представляет комбинированная схема вывода: МС с ЭРДММ, который находится на его борту, с низкой опорной орбиты (например, высотой ~200 км) переводится на промежуточную орбиту высотой несколько тысяч километров с помощью жидкостной ракетной двигательной установки, которая расположена на космической головной части. На промежуточной орбите разгонный блок отделяется, включается ЭРДММ и МС доводится уже на ГСО.

В соответствии с выполненными расчетами, например, для перевода с промежуточной круговой орбиты высотой 1500 км на ГСО, тяга ЭРД должна составлять от 7 до 37 мН для МС массой соответственно от 50 до 250 кг при удельном импульсе от $2 \cdot 10^4$ до $4 \cdot 10^4$ м/с, потребляемой мощности от 120 до 1000 Вт.

Максимальное значение отношения массы полезного груза к начальной массе достигает 0,6 при времени выведения 600 суток и удельном импульсе $4 \cdot 10^4$ м/с. При изменении удельного импульса от 2 до $4 \cdot 10^4$ м/с относительная масса полезной нагрузки изменяется от 0,5 до 0,6. При увеличении высоты промежуточной орбиты до 7000 км относительная масса полезной нагрузки возрастает до 0,75.

При удельном импульсе 10^4 м/с и ниже использование ЭРДММ проблематично из-за малых величин относительной массы полезной нагрузки.

Масса служебной аппаратуры МС при современном уровне развития электронной техники достигает ~100 кг. Таким образом, для МС уже с массой 250 кг масса полезной нагрузки при оптимальном соотношении $\frac{M_{KH}}{M_0}$ составит 100 кг. В данном случае масса полезной нагрузки равняется только массе

служебной аппаратуры и выполнение на ГСО любой целевой задачи невозможно.

Следует отметить, что выполнение полезной целевой задачи на ГСО возможно при начальной массе МС больше 250 кг и удельном импульсе ЭРДММ больше $3 \cdot 10^4$ м/с (ПИД). Время полета с промежуточной орбиты составит 550 суток, а минимальная энерговооруженность МС должна быть больше 3 Вт/кг.

Снижение уровня массы МС с возможностью расположения на нем целевой аппаратуры требует дополнительного увеличения времени вывода, уровня энерговооруженности МС и удельного импульса тяги ДУ.

В качестве ЭРДММ можно рекомендовать плазменно-ионные двигатели и двухступенчатые двигатели с анодным слоем.

С увеличением высоты промежуточной орбиты до 3500 км при постоянстве других параметров относительная масса полезной нагрузки увеличивается и составляет 0,5, что позволит при $M_0 = 250$ кг разместить на МС целевую аппаратуру массой 13 кг, а при увеличении времени полета до 1650 суток масса целевой аппаратуры составит ~67 кг.

В ряде работ [6] показано, что использования эллиптических промежуточных орбит, которые формируются химическим разгонным блоком, для многих задач вывода КА на ГСО значительно эффективнее, чем использования круговых, причем рациональная высота апогея находится в диапазоне от 8000 до 20000 км.

Установлено, что при работе ЖРДУ лучше увеличивать длину большой полуоси эллиптической орбиты к значениям, которые существенно превышают радиус ГСО, с одновременным поворотом плоскости орбиты, после этого ЭРДММ осуществляет торможение КА и переводение его с более высокой на круговую рабочую орбиту (ГСО).

5. При рассмотрении задач полета малых летательных аппаратов (до 500 кг) к планетам Солнеч-

ной системы обычно анализируют полет к Луне, Марсу и его спутникам. Эти полеты возможны с использованием мощных ЭРДУ (до 1кВт) которые невозможно разместить и запитать на спутниках массой до 100 кг.

Ряд фирм в далеком и ближнем зарубежье уже начали разработку маршевых ЭРД для малых космических аппаратов.

В программе NASA (США) указывается на необходимость разработки легких и маломощных ионных двигателей для МС. Задача ставится по увеличению тягового КПД до 50% на уровне мощности 0,25 кВт.

Расчеты показывают, что межпланетные перелеты могут быть осуществлены с использованием двух плазменных ионных двигателей с тягой 25 мН на ксеноне при массе спутника 200 кг, полной мощности 657 Вт, удельном импульсе 35150 м/с, общим КПД 65,6%, ценой тяги 26,3 Вт/мН и времени полета 60 тыс. часов.

Вариант использования МС возможен лишь в качестве активного зонда при его доставке к исследуемой планете.

7. Сегодня проблема использования ЭРДММ на микроспутниках связанная с ограниченностью электрической мощности.

Очевидно, что для МС использование ядерных электроустановок нецелесообразно с разных точек зрения, кроме военной. Поэтому возможен выбор только солнечных ЭУ.

Требуемую энерговооруженность малого летательного аппарата для возможности использования ЭРД можно оценить следующим образом:

– для задач ориентации и коррекции орбиты она не превышает 3 Вт/кг;

– для задач перевода с низких орбит на ГСО она должна быть более 3 Вт/кг;

– для межпланетных перелетов она может достигать до 7 – 8 Вт/кг.

Заключение

Низкоорбитальные космические аппараты микро класса с массой от десяти до ста килограмм и их группировки в ближайшем будущем найдут широкое применение при решении задач обеспечения связи, теле- и радиовещания, навигации, метеорологии, изучения природных ресурсов и мониторинга земной поверхности. Для решения перечисленных задач такие аппараты должны оснащаться ДУ на базе СПД и АИПД

Литература

1. Морозов А.И. Физические основы космических электрореактивных двигателей. – М.: Атомиздат, 1978. – 328 с.
2. Университетские проекты микроспутников: тенденции, технологии, реализация // Материалы международного семинара-практикума. – Днепропетровск, 2002. – 90 с.
3. Разработка концепции построения и теоретических основ применения электроракетных двигателей для задач маневрирования микроспутников: Отчет о патентных исследованиях // ДНУ; ДБ № 6 – 137 – 06. – Днепропетровск, 2006. – 165 с.
4. Разработка УТЭП для околоземных межорбитальных перелетов: Научно-технический отчет / ГКБ «Южное»; Руководитель А.В. Тарасов. – № УТЭП 1.1-3 ТО. – Днепропетровск, 2004. – 150 с.
5. Cohen H. Электроракетные двигательные системы для межорбитальных транспортных космических аппаратов // AIAA Pap. – 1980. – № 1226. – P. 7.
6. Palaszewski A. Перспективные ДУ для космических платформ на полярной и компланарной с базовой орбитах /AIAA Pap. – 1986. – № 1564. – P. 9.

Поступила в редакцию 30.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.