

Формирование структуры энергодвигательного модуля для малых космических аппаратов на базе стационарного плазменного двигателя

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

Рассмотрены исторические аспекты разработок электроракетных двигателей и конкретизированы проблемы их применения для малых космических аппаратов. Предложена возможность создания единого энергодвигательного модуля как независимой единицы на малом космическом аппарате на базе стационарного плазменного двигателя. Представлены возможности современных малых стационарных плазменных двигателей для их использования на космических аппаратах с маломощными энергосистемами. Проанализированы процессы деградации элементов стационарного плазменного двигателя и возможности прогнозирования ресурса по диагностике плазмы в составе энергодвигательного модуля.

Ключевые слова: космический аппарат, микроспутник, энергодвигательный модуль, электроракетный двигатель (ЭРД), стационарный плазменный двигатель (СПД), эмиттер, диагностика плазмы, спектроскопия.

Введение

В настоящее время открываются значительные перспективы применения электроракетных двигателей и непосредственно стационарных плазменных двигателей для малых космических аппаратов.

Важнейшим свойством плазменных ускорителей, в которых в отличие от ионных отсутствует влияние объемного заряда, является отсутствие ограничений на величину плотности массы ускоряемого рабочего вещества. Это открывает широкие возможности их эффективного использования в космонавтике, аэродинамике, плазмохимии, технологии, термоядерной энергетике и др.

Впервые идея использования электрических сил для ускорения рабочего вещества в ракетных двигателях была высказана К. Э. Циолковским в 1911 году. Г. Оберг показал что, несмотря на малые значения тяги, получаемой в электрореактивных устройствах за счет большой длительности их работы, космические аппараты можно разгонять до значительных скоростей. Первый в мире плазменный ракетный двигатель, разработанный академиком В. П. Глушко, был выполнен в виде камеры с соплом, в котором рабочее вещество нагревалось до высоких температур и ускорялось импульсным разрядом конденсаторной батареи с энергией 3200 Дж.

Практические работы над электроракетными двигателями, начатые в 1970-е годы, были связаны с ограниченными возможностями бортовых энергоустановок КА, максимальная электрическая мощность которых составляла около 1 кВт. Такой уровень мощности и предъявляемые к ЭРД требования обусловили целесообразность разработки стационарных плазменных двигателей (СПД) на основе холловского ускорителя плазмы с замкнутым дрейфом электронов. Первые образцы СПД были выполнены в Институте атомной энергии им. И. В. Курчатова, а затем — в КБ "Факел". Эти двигатели имеют достаточно высокие характеристики при указанном уровне мощности и удельном импульсе тяги до 20 км/с, с рабочим телом ксеноном.

Интересной является перспектива применения таких двигателей для задач коррекции и ориентации орбиты малых космических аппаратов при условии

снижения энергопотребления, что может быть реализовано различными методами.

1. Существующие решения по применению стационарных плазменных двигателей на КА

В 1964 году на советской автоматической станции «Зонд» впервые был проведен летно-космический эксперимент с использованием плазменных ускорителей для ориентации и стабилизации космического аппарата.

Более четырех лет (с 1968 г.) на американском искусственном спутнике Земли LES-6 четыре импульсных плазменных ускорителя использовались для поддержания точки стояния ИСЗ на стационарной орбите. С 1972 г. На метеорологических спутниках системы «Метеор» успешно работают стационарные плазменные ускорители (рис. 1) [1]. С тех пор прошло сорок лет, но этот стационарный плазменный двигатель все еще не имеет конкурентов – другие схемы оказались менее эффективными и штатной принадлежностью космических аппаратов не стали.

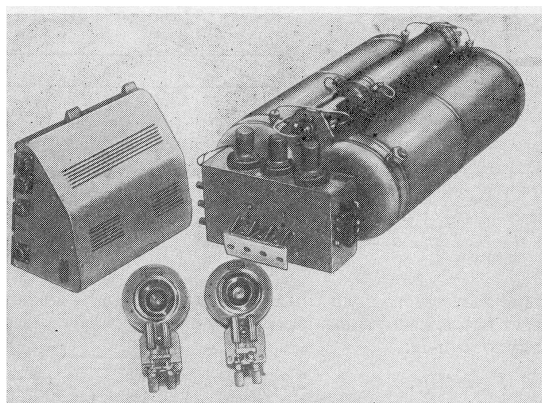


Рис. 1. Электрореактивная двигательная установка спутника «Метеор»

В начале 1980-х годов «Факел» начинает серийно производить двигатели СПД-70 – потомки «Эолов». Первый спутник с этим двигателем, «Гейзер №1» (рис. 2), был запущен в 1982 г., а в 1994 г. новой моделью СПД-100 оснастили спутник связи «Галс-1». Однако, не смотря на открытое сообщение об успешном испытании плазменного двигателя «Эол» в 1974 году в журнале «Космические исследования», зарубежные конструкторы считали СПД лишь интересной теоретической разработкой. Поэтому демонстрация представителям NASA и JPL в 1991 году работающих двигателей «Факела» и сообщение, что подобными двигателями оснащены серийные спутники, вызвала у них глубочайшую заинтересованность, поскольку американские исследователи в основном пошли по пути разработки ионных двигателей. К настоящему времени СПД оснащены спутники MBSat-1, Intelsat-X-02, Inmarsat-4F1. Посылая свой спутник SMART-1 к Луне, Европейское космическое агентство выбрало для него в качестве двигателей плазменные PPS-1350, совместную разработку французской компании SNECMA Moteurs, ОКБ «Факел» и МИРЭА.

С 1995 года СПД используется в системах коррекции серии связных геостационарных КА типа «Галс», «Экспресс», «Экспресс-А», «Экспресс АМ» (рис. 3), Sesat разработки НПО прикладной механики, а с 2003 года — в составе

зарубежных геостационарных спутников типа Inmarsat, Intelsat-X, IPSTAR-II, Telstar-8 для решения задач приведения в «рабочую точку», стабилизации положения в этой точке, изменения «рабочей точки» в случае необходимости и увода с «рабочей точки» по окончании эксплуатации [2].

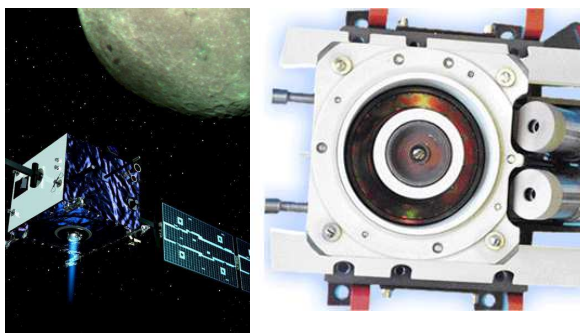


Рис. 2. Спутник «Гейзер» и его движитель СПД-70

Концерны Marconi и Alcatel инициировали производство нового поколения геостационарных платформ (Eurostar 3000 и Spacebus 3000), которые для коррекции и ориентации орбиты использовали холловские двигатели, а в конце 1997 года Alcatel подписали контракт о создании GEO платформы ASTRA 1K, на которой использовался СПД-100 и которая была запущена в 2000 году.



Рис. 3. Спутник EXPRESS AM с СПД-70

Другой тип холловского двигателя, подобного СПД, был изготовлен и протестирован в лаборатории Marconi в сотрудничестве с исследовательским центром Келдыша в России. Этот двигатель, с названием ROS-99, был протестирован на ресурс и показал результат активной работы более 1000 часов.

Представленные космические аппараты обладают значительным ресурсом энергосистемы для работы СПД в их составе, однако для малых космических аппаратов задача применения таких двигателей остается открытой по той же причине малой энерговооруженности.

2. Стационарные плазменные двигатели для малых космических аппаратов

Основной трудностью для применения СПД на малых космических аппаратах была проблема энергоснабжения, указанная выше. При этом высокая для энергосистемы малых КА мощность энергопотребления, которая для наиболее приемлемых типов СПД составляет 120...150 Вт, ограничена минимальными значениями, необходимыми для ионизации рабочего тела. Таким образом, для малого КА, выполняющего маневр с помощью СПД, необходимо повышать энерговооруженность до величин мощности СПД, что неприемлемо в рамках заданных массы и габаритов, а также нерационально по энергопотреблению бортовой аппаратуры, которая для класса малых спутников ниже на порядок. Следовательно, основная трудность – это «вписать» систему электропитания СПД в систему энергоснабжения космического аппарата, сохранив при этом малую массу и габариты двигательной установки [3].

Создание единого энергодвигательного модуля позволит объединить в одном блоке и двигательную, и энергетическую установки независимо от энергетических возможностей основной платформы космического аппарата. Такое решение будет мало зависеть от формы и конструкции космического аппарата. Следовательно энергодвигательный модуль будет являться конструктивной единицей со своей системой энергоснабжения, отделенной от системы энергоснабжения космического аппарата. Согласование энергодвигательного модуля с основным модулем КА осуществляется по механическому и информационному интерфейсам. Такой модуль, может быть унифицированным, что позволит применять его для целого класса малых космических аппаратов с определенным диапазоном массы без ограничения конструкции. При этом космический аппарат с подобным модулем приобретает новое качество – маневренность и прежде всего – в коррекции орбиты.

3. Аспект ресурса стационарных плазменных двигателей для малых космических аппаратов

Малые размеры СПД при высоких тепловых, электростатических и магнитных нагрузках для ионизации и ускорения плазмы требуют и особого подхода к оценке ресурса в составе энергодвигательного модуля малого космического аппарата.

Всесторонние исследования образцов электрореактивных двигателей, проведенные с целью подготовки летных экземпляров, на определенном этапе требуют проведения ресурсных испытаний. Они могут быть организованы как прогнозирование ресурса по предыдущим исследованиям, проведение ускоренных испытаний или же полной наработки на отказ. В любом случае это связано со значительными потерями из-за того, что необходимые значения ресурса составляют тысячи часов.

При работе движителя его рабочее тело (РТ) ксенон (Xe) ионизируется (рис. 4), ускоряется электрическим полем и выбрасывается с двигателя, создавая тягу (реактивную силу). Элементы конструкции, которые находятся в середине разрядного канала и на его выходе, подвергаются влиянию потоков ионов, электронов e^- , фотонов и атомов РТ. При этом элементы конструкции разогреваются, их поверхностные слои могут сублимировать, испаряться и распыляться. В результате чего молекулы и атомы материалов этих элементов

конструкции попадают в поток рабочего газа и уносятся из движителя, т.е. имеет место эрозия элементов конструкции. Это касается и одного из основных конструктивных составляющих двигателя — катода нейтрализатора. В нем также ионизируется рабочее тело — газ ксенон (Xe), и составляющие элементы также поддаются влиянию потоков тех же частиц что и в самом двигателе. Поверхностные слои также нагреваются и сублимируют. Помимо этого нагревается до высоких температур эмиттер катода, с которого испаряются химические элементы составляющие пропитку эмиттера и от которых зависит срок его эффективной работы. В этом случае это эмиттер, получаемый пропиткой вольфрамовой матрицы чистым скандатом бария состава $Ba_3Sc_4O_9$. Проведенные исследования показывают, что созданные эмиттеры могут работать при плотностях тока $150 A/cm^2$, при температуре 1600 К и напряженности поля до 20 кВ/см [4].

Таким образом, определение эрозии элементов катода является очень важным заданием при проведении лабораторных исследований, конечным результатом которых будет определение срока службы изделия.



Рис. 4. Работа СПД

Наиболее точную информацию о нестабильности характеристик СПД и эрозии его конструктивных элементов могут дать полномасштабные исследования на срок службы. Однако такие исследования оказываются очень дорогими. Это обстоятельство стимулирует к проведению специальных исследований, целью которых есть не прямой контроль эрозии элементов конструкции и прогнозирование эрозии для длительной работы ускорителя при разных режимах его работы.

Количественное исследование основных параметров плазмы, а именно концентрации заряженных частиц, температуры каждого сорта частиц, степени ионизации, называемое в настоящее время диагностикой, лежит в основе любого плазменного эксперимента.

Диагностику плазмы используют для определения локальных и мгновенных значений основных ее параметров: концентраций электронов, атомов и молекул, входящих в состав плазмообразующей среды в основном и различных возбужденных состояниях, а также распределение различных компонент плазмы по энергиям (в предположении о максвелловских распределениях они характеризуются соответствующими температурами (электронной, ионной,

атомной), с целью проверки и построения физической и математической моделей плазмообразующей среды. Такие модели имеют как фундаментальное, т.к. плазма- это уникальная лаборатория элементарных процессов взаимодействия атомов, молекул и заряженных частиц, так и прикладное, поскольку понимание процессов, протекающих в технологическом объекте позволяет направленно совершенствовать его рабочие характеристики.

В то же время любой метод диагностики, который в сущности, есть метод косвенного измерения некоторой физической величины, всегда основан на определенных моделях изучаемого объекта и априорных предположениях о свойствах и параметрах объекта. Построение же математической модели позволит применять полученный метод исследования плазмы для всех типов двигателей типа ЭРД, что даст возможность заранее предсказывать параметры работы, ресурс и другие характеристики и поможет сократить время экспериментальных исследований к минимуму при подготовке полета.

4. Структура энергодвигательного модуля

Для описания структуры энергодвигательного модуля, вначале необходимо представить логику работы всей системы. Предполагаем, что заряд батареи химической от батареи фотоэлектрической производится за 4-5 витков, по истечению которых и достижению 100% заряда, космический аппарат переводится в требуемое угловое положение совмещения вектора тяги собственными маховиками системы ориентации. После чего запуск двигателя осуществляется от батареи химической, которая позволяет работать до уровня разряда соответствующего 0,5...0,75, что во временном интервале будет соответствовать значению 0,3...0,7 часа. Процедура запуска и контроля повторяется до требуемых условий коррекции орбиты.

Соответственно логике работы энергодвигательный модуль должен состоять из ряда функциональных систем (рис. 5), к которым относятся: система энергоснабжения, плазменный ускоритель с катодным узлом, система питания плазменного ускорителя, система хранения и подачи рабочего тела, система контроля диагностики управления. Каждая из этих систем — функциональные элементы обеспечения режимов работы. Так система энергоснабжения состоит из основных энергогенерирующих и энергонакопительных элементов: батареи фотоэлектрической и батареи химической, регулятора мощности генератора, контроллера и группы датчиков температуры и освещенности. Система электропитания плазменного ускорителя содержит вторичный источник питания, импульсный блок поджига, контроллер и др. Система хранения и подачи рабочего тела представляет собой совокупность исполнительных клапанов, бака, ресивера, редуктора, датчиков давления и температуры по пути движения рабочего тела к плазменному ускорителю. Управление и контроль всего модуля осуществляет система контроля диагностики управления, состоящая из контроллера, формирователя измерения и управления, системы диагностики плазмы плазменного ускорителя.

Такая схема позволит организовать энергодвигательный модуль как независимую единицу, а также обеспечить диагностический цикл измерений с целью проверки и диагностики режимов работы в условиях космоса [5, 6].

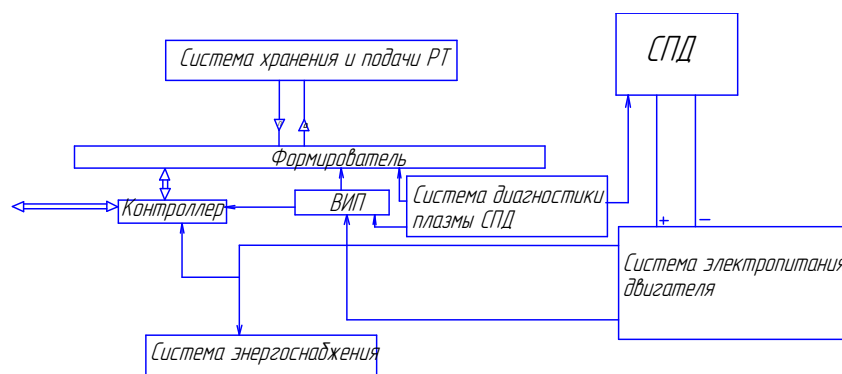


Рис. 5. Структура энергодвигательного модуля.

Выводы

Создание совершенно нового поколения СПД дает возможность снизить их энергопотребление на борту космического аппарата, т.е. исключить одну из основных трудностей применения СПД на малых космических аппаратах.

Системы модуля позволят отслеживать все изменения в системе, производить сбор данных и давать оценку работы с ее последующей коррекцией при постановке новых задач, а диагностика плазмы плазменного ускорителя спрогнозирует его ресурс и, соответственно, обеспечит выполнение задач маневра космического аппарата с наибольшей эффективностью.

Список литературы

1. Грудовский Г. Л.. Механика космического полета. Проблемы оптимизации./ Г. Л. Грудовский, Ю. Н. Иванов, В. В. Токарев // Москва: Наука — 1975 — с. 25-27.
2. Semenkin A.V. Overview of electric propulsion activity in Russia [Текст]/ A. V. Semenkin // 30th International Electric propulsion conference – Florence (Italy). – 2007. – IEPС- 2007- 275.
3. Ronald L. Corey, Electric propulsion at space system [Текст]/ Ronald L. Corey, David J. Pidgeon // 31st International Electric propulsion conference, University of Michigan. – Michigan (USA). – 2009. – IEPС-2009-270.
4. Надирадзе А.Б.. Исследования особенностей процесса ионной эрозии в стационарном плазменном двигателе [Текст]/ А. Б. Надирадзе, С. А. Хартов, В. В. Шапошников. – М.: Вестник МАИ – Т15, №3 — 2008 – С. 25- 33.
5. Дышлюк Е. Н. Исследование ресурсных характеристик ускорителей плазмы с замкнутым дрейфом электронов бесконтактным методом [Текст]/ Е. Н. Дышлюк // Автореферат диссертации кандидата физ-мат. Наук: 2008.
6. Батурин В. А. Масс-спектроскопическое исследование процессов ионного распыления при высоких энергиях первичных ионов [Текст] / В. А. Батурин, С. А. Еремин // Нано- и электрон. физика. – 2009. – № 31. – С. 80-103.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. Г. С. Хрипунов, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков.

Поступила в редакцию 14.12.2012

Формування структури енергорушійного модулю для малих космічних апаратів на базі стаціонарного плазмового двигуна

Розглянуто історичні аспекти розробок електроракетних двигунів і проаналізовані проблеми їх застосування для малих космічних апаратів. Пропонується можливість створення єдиного енергорушійного модуля, як незалежної одиниці на малому космічному апараті, на базі стаціонарного плазмового двигуна. Представлені можливості сучасних малих стаціонарних плазмових двигунів для їх застосування на космічних апаратах з малопотужними енергосистемами. Розглянуто процеси деградації елементів стаціонарного плазмового двигуна і можливості прогнозування ресурсу з діагностики плазми в складі енергорушійного модулю.

Ключові слова: космічний апарат, мікросупутник, енергорушійний модуль, електроракетний двигун (ЕРД), стаціонарний плазмовий двигун (СПД), емітер, діагностика плазми, спектроскопія.

Formation of power impellent module structure for small spacecrafts on the basis of a stationary plasma thruster

The historical aspects of the electric propulsion development and analyzed problems of their application for small spacecraft. Offered the opportunity to create a single power propulsion module, as an independent unit in a small spacecraft, and on the basis of a stationary plasma thruster. Possibilities of modern small stationary plasma thrusters for use in space vehicles with low-power systems. The processes of degradation elements stationary plasma thruster and predictability of the resource on the diagnosis of the plasma in the power propulsion module.

Keywords: spacecraft, microsatellite, power impellent module, electrorocket engine (ERE), stationary plasma thruster (SPT), emitter, plasma diagnostics, spectroscopy.