

УДК 621.455

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2019 г. Р. В. Ахметжанов^{1, *}, А. В. Богатый¹, Г. А. Дьяконов¹, В. П. Ким¹,
Д. В. Меркурьев¹, Н. В. Любинская¹, С. А. Семенихин¹, О. О. Сливак², Г. А. Попов¹

¹Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования “Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)” (НИИ ПМЭ МАИ), Москва, Россия

²Акционерное общество “Конструкторское бюро химавтоматики”, Воронеж, Россия
*e-mail: ahmetzhanov1991@mail.ru

Поступила в редакцию 03.04.2019 г.

После доработки 12.04.2019 г.

Принята к публикации 16.04.2019 г.

В настоящее время одним из активно развивающихся направлений в мировой космической отрасли является разработка и применение малых космических аппаратов (МКА). Для увеличения срока активного существования МКА их необходимо оснащать корректирующими двигательными установками на базе двигателей с высокими значениями удельного и суммарного импульса тяги. В качестве таких двигателей могут выступать электрические ракетные двигатели (ЭРД) малой мощности (от нескольких десятков до нескольких сотен ватт) различных типов. В статье представлен обзор работ НИИ ПМЭ МАИ по направлению ЭРД для МКА. Представлены основные результаты работ по трём типам ЭРД малой мощности: абляционным импульсным плазменным двигателям (АИПД), высокочастотным ионным двигателям (ВЧИД) и стационарным плазменным двигателям (СПД).

Ключевые слова: электрический ракетный двигатель, высокочастотный ионный двигатель, абляционный импульсный плазменный двигатель, стационарный плазменный двигатель, малый космический аппарат

DOI: 10.1134/S0002331019030038

ВВЕДЕНИЕ

В последние годы число запускаемых на околоземную орбиту МКА постоянно растет [1]. В мире принята классификация космических аппаратов (КА) по размерности, предложенная одним из инициаторов создания малых КА М. Свитингом (табл. 1) [2].

Создание и эксплуатация МКА привлекательны в первую очередь существенным сокращением временных и финансовых затрат, снижением риска в случае неудачного запуска, доступностью технологий, а также возможностью использования для выведения МКА на орбиту ракет-носителей легкого класса.

Анализ современных тенденций развития КА показывает [3], что функционирование ряда систем могут обеспечивать МКА массой до 50–100 кг, размещенные на низких, до 1000 км, орбитах. К ним относятся системы мобильной связи и радионавигации, а также системы мониторинга Земли, атмосферы и околоземного космического пространства. Кроме того, с помощью таких МКА можно обрабатывать новые элементы космической техники.

Таблица 1. Иерархия размерного ряда космических аппаратов

Размер	Масса	Стоимость изготовления, млн €	Срок активного существования
Большие	1000 кг	300	Более 10 лет
Малые	<1000 кг	100	3–5 лет
Мини	500 кг	30	~2 года
Микро	50 кг	10	1.5 года
Нано	1–10 кг	1	~1 год
Пико	100 г	0.1	менее 1 года
Фемто	<100 г	<0.1	Несколько месяцев

Оснащение МКА легкими и надежными двигательными установками на базе ЭРД (ЭРДУ) с высоким удельным импульсом тяги позволит увеличить долю полезной нагрузки в массе МКА, улучшить их массогабаритные характеристики, обеспечить управление орбитальными параметрами МКА в течение 5–15 лет и, тем самым, значительно повысить их конкурентоспособность.

В НИИ ПМЭ МАИ ведутся разработки следующих типов ЭРД:

- абляционные импульсные плазменные двигатели;
- высокочастотные ионные двигатели;
- стационарные плазменные двигатели.

Для уровня мощности бортовой энергетики МКА до 200 Вт одной из перспективных к применению является ЭРДУ на основе АИПД [4]. Они достаточно просты по конструкции, надежны и дешевы, эффективно работают при уровне мощности 20–200 Вт. Удельные характеристики данных двигателей в основном определяются энергией разряда и не зависят от потребляемой мощности [5, 6]. При более высоких значениях потребляемой мощности целесообразно использовать ионные двигатели, в частности, ВЧИД, либо – СПД. Работы по данным двум направлениям также ведутся в НИИ ПМЭ МАИ.

АБЛЯЦИОННЫЕ ИМПУЛЬСНЫЕ ПЛАЗМЕННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Разработка и исследования абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ МАИ ведется с конца 80-х гг. с учетом предыдущего накопленного опыта их изучения в МАИ в течение 20-ти лет. При этом основное внимание уделялось совершенствованию рабочих процессов в разрядной камере двигателя и повышению его удельных характеристик – тяговой эффективности и удельного импульса тяги. Активно ведутся работы по разработке ЭРДУ на базе АИПД, предназначенных для поддержания и коррекции орбиты (увода с орбиты) МКА различного назначения. В институте в инициативном порядке, а также в кооперации с другими организациями космической отрасли России, была создана линейка ЭРДУ на основе АИПД мощностью 8 до 180 Вт (рис. 1).

ЭРДУ на базе АИПД, разработанные в НИИ ПМЭ МАИ, имеют единую принципиальную схему разрядного канала – “рельсотрон” с боковой подачей твердого плазмообразующего вещества, в качестве которого применяется фторопласт-4 – изображенную на рис. 2.

Выбранная схема разрядного канала позволяет оптимальным образом решить задачу достижения высоких значений удельного импульса тяги и суммарного импульса тяги при минимальных размерах двигателя

Внешний вид электроракетной двигательной установки на базе АИПД приведен на рис. 3.

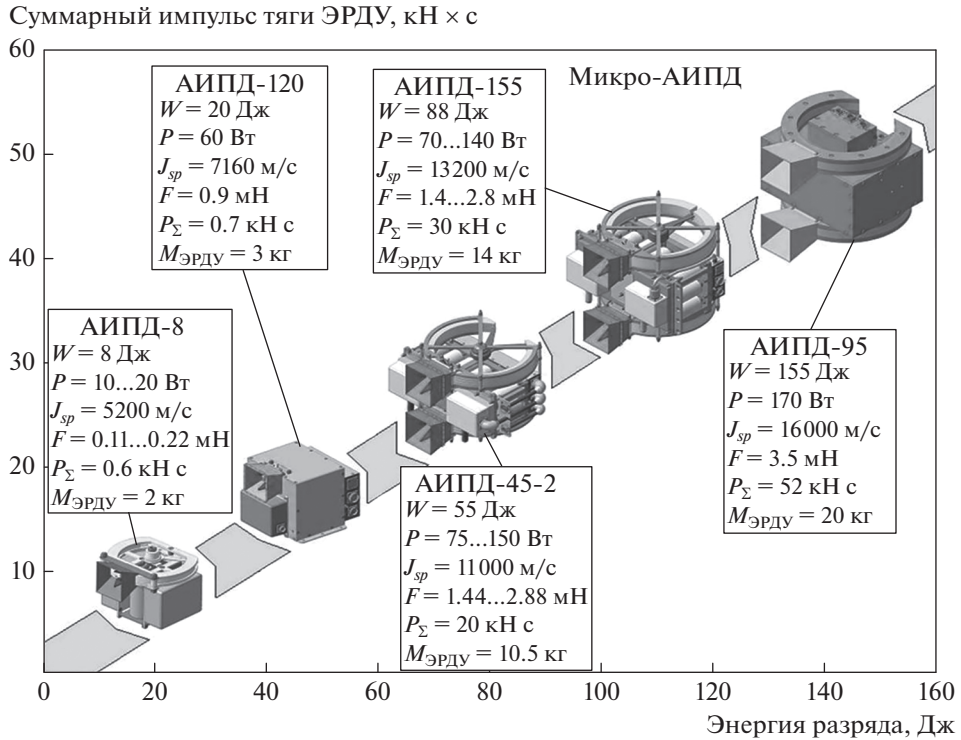


Рис. 1. Характеристики ЭРДУ на базе АИПД.

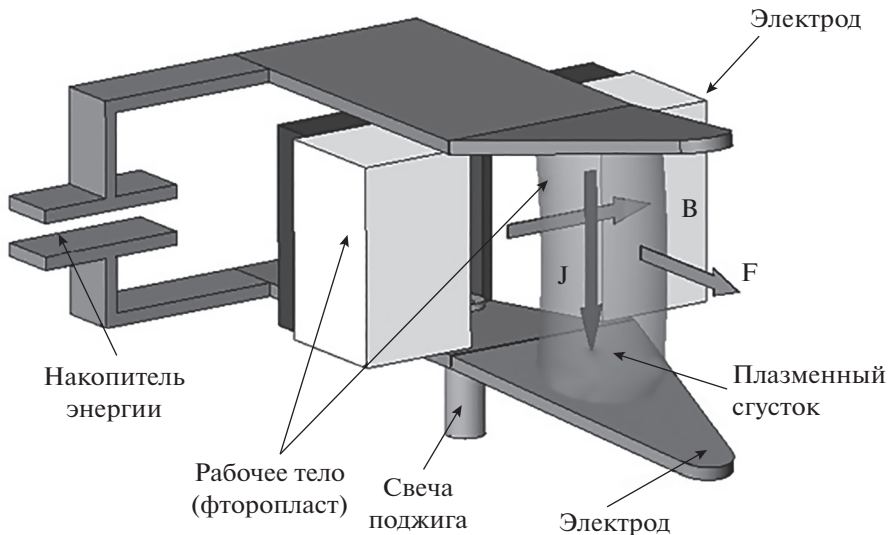


Рис. 2. Принципиальная схема АИПД с твердым диэлектриком (фторопласт) в качестве рабочего тела. J – ток разряда; B – поперечное собственное магнитное поле; F – электромагнитные силы.

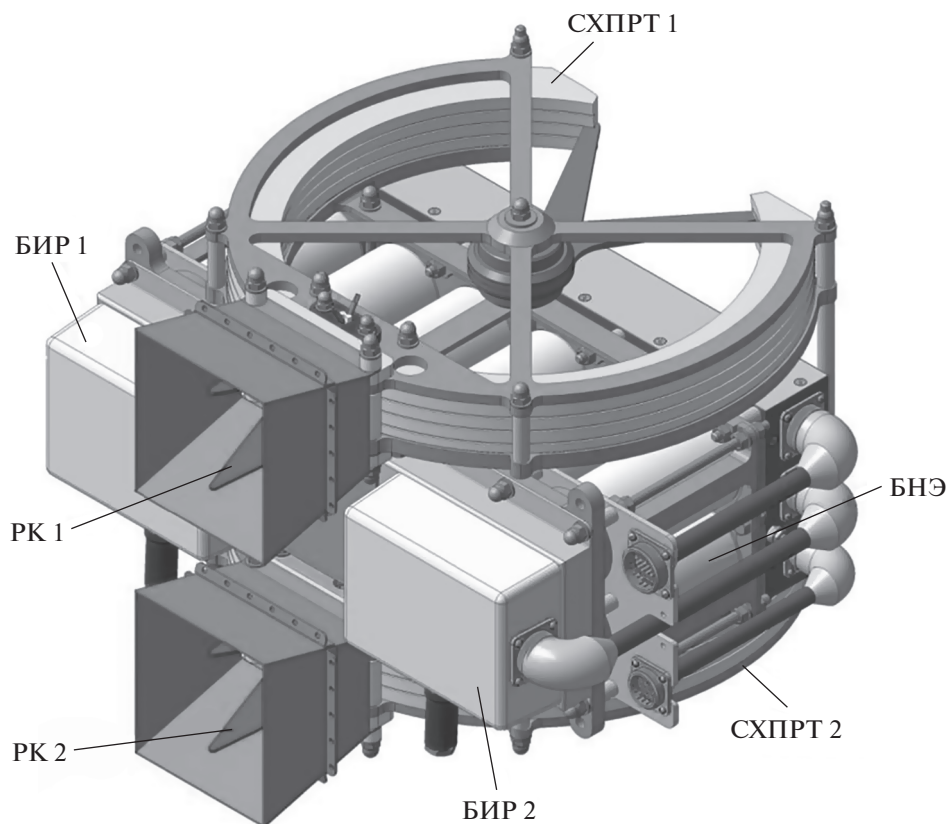


Рис. 3. Внешний вид ЭРДУ на базе АИПД (РК – разрядный канал, БИР – блок иницирования разряда, СХПРТ – система хранения и подачи рабочего тела, СПУ – система питания и управления).

Высокая надежность достигается за счет резервирования всех цепей питания и управления.

ЭРДУ АИПД-45-2 и АИПД-155 успешно прошли все этапы наземной экспериментальной отработки. ЭРДУ АИПД-45-2 в 2014 г. была выведена на орбиту в составе малого космического аппарата научного назначения МКА-ФКИ ПН2, разработанного в НПО им. С.А. Лавочкина.

Преимуществами АИПД перед двигателями других типов являются: простота конструкции, высокая надёжность, сравнительно низкая стоимость изготовления.

В настоящее время в НИИ ПМЭ МАИ продолжаются работы по совершенствованию АИПД путем применения новых схемных решений исполнения электродной системы двигателя.

ВЫСОКОЧАСТОТНЫЕ ИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

В качестве двигателей управления орбитальным движением малых космических аппаратов с бортовой мощностью свыше 200 Вт могут рассматриваться ионные двигатели (ИД). Обладая общим механизмом ускорения, ИД разделяются на типы, отличающиеся способом перевода рабочего тела в ионизированное состояние. В настоящее время разработаны ИД на основе газового разряда постоянного тока, высокочастот-

Таблица 2. Основные характеристики ВЧИД ММ

Секундный расход рабочего тела, мг/с	0.25
Потребляемая мощность двигателя, Вт	310
Тяга, мН	8.8
Удельный импульс, с	3700

Таблица 3. Основные характеристики ВЧИД-11

Параметр	Значение
Потребляемая мощность, Вт	420
Тяга, мН	12.2
Удельный импульс, с	3155
Ток пучка, мА	195
Потенциал ЭЭ, В	1500
Потенциал УЭ, В	200
Расход рабочего тела, мг/с	0.401

ного разряда и сверхвысокочастотного разряда. ИД постоянного тока, зародившиеся в США, освоены на промышленном уровне также в Европе и Японии. Работы по разработке и созданию ВЧИД в настоящее время ведутся в Европе и в США. Сверхвысокочастотные ИД разрабатываются и используются исключительно в Японии. В настоящее время ни одна из схем ИД по своим характеристикам не имеет решающих преимуществ перед другими. Все они успешно развиваются, накоплен положительный опыт их применения в космосе. Основными преимуществами ИД по сравнению с ЭРД других типов являются высокие значения удельного импульса тяги и ресурса.

Ионные двигатели с высокочастотным разрядом в основном исследовались и разрабатывались в Германии. Научно-технические основы высокочастотных ионных двигателей были заложены под руководством профессора Х. Лёба в Гиссенском университете [7], где были созданы демонстрационные образцы двигателей в диапазоне мощностей от нескольких ватт до 8 кВт [8].

В 2010 г. в МАИ в рамках реализации Постановления Правительства РФ № 220 от 9 апреля 2010 г. была создана Лаборатория высокочастотных ионных двигателей под руководством профессора Х. Лёба [9]. Открытие Лаборатории позволило восстановить технологии создания ВЧИД в России. Было начато освоение ВЧИД российской промышленностью при активном участии МАИ [10].

В 2013–2015 гг. совместными усилиями НИИ ПМЭ МАИ и АО КБХА был разработан, создан и испытан высокочастотный ионный двигатель малой мощности (ВЧИД ММ) с диаметром газоразрядной камеры (ГРК) около 80 мм. Основные характеристики данного ВЧИД представлены в табл. 2 [11].

ВЧИД ММ успешно прошел цикл наземных испытаний, включая прочностные и климатические испытания. Общий вид ВЧИД ММ представлен на рис. 4.

Начиная с 2017 г. в МАИ в рамках ФЦП “Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 гг.” ведутся работы по созданию высокочастотного ионного двигателя ВЧИД-11. Основные расчётные характеристики создаваемого двигателя представлены в табл. 3.

В НИИ ПМЭ МАИ был разработан, создан и испытан лабораторный образец ВЧИД-11. В состав лабораторного образца ВЧИД-11 входят:

- ионно-оптическая система (ИОС);

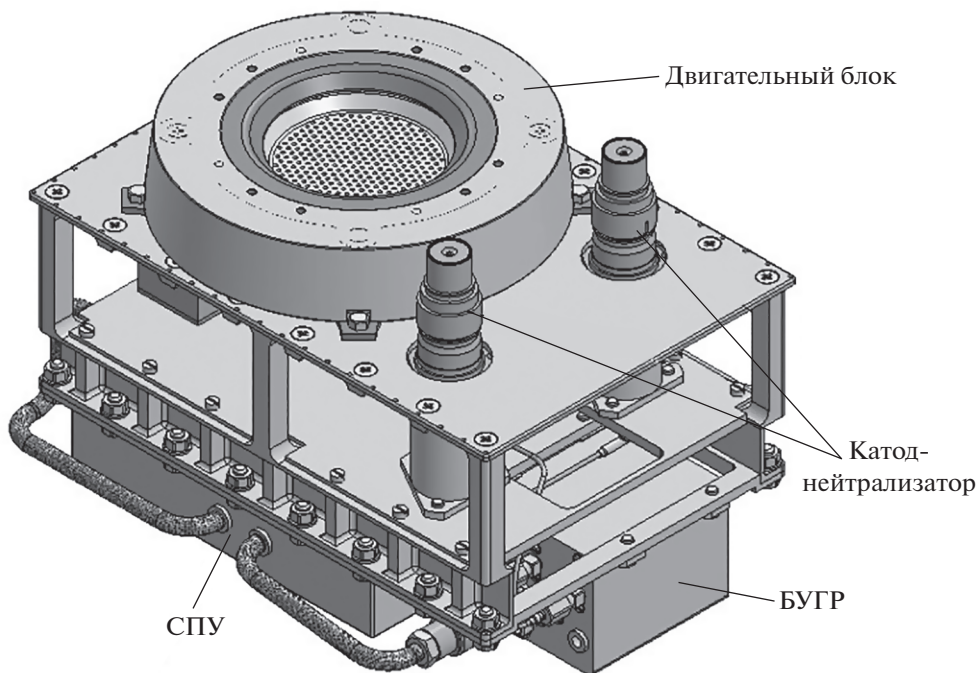


Рис. 4. Общий вид высокочастотного ионного двигателя РД0310.

- газоразрядная камера (ГРК);
- индуктор.

Масса лабораторного образца ВЧИД-11 составляет не более 1.6 кг.

Ионно-оптическая система макета состоит из перфорированных эмиссионного и ускоряющего электродов и кольцевого замедляющего электрода. Эмиссионный электрод изготовлен из молибдена, в качестве материалов ускоряющего и замедляющего электродов выбран титан [10]. В дальнейшем, при создании летной модели ВЧИД-11, целесообразно изготовить ускоряющий электрод из материала на основе углерода [12], который менее подвержен разрушению под воздействием потока выпадающих ионов перезарядки [13].

ГРК лабораторного образца ВЧИД-11 изготовлена из смеси окиси алюминия и нитрита кремния.

Вместо катода-нейтрализатора при запуске ВЧИД-11 использовался стендовый катод накального типа.

Фотография лабораторного образца ВЧИД-11, установленного на стенде НИИ ПМЭ МАИ, представлена на рис. 5.

В НИИ ПМЭ МАИ были проведены экспериментальные исследования ВЧИД-11. Фотография работающего ВЧИД-11 представлена на рис. 6.

В ходе проведения эксперимента были получены зависимости ВЧ-мощности, вкладываемой в индуктор, от секундного расхода рабочего тела, представленные на рис. 7. Полученные зависимости можно использовать для определения оптимальных режимов работы [14].

В ходе испытаний была продемонстрирована работа ВЧИД при тягах от 1.6 мН до 17 мН. При этом потребляемая мощность ВЧИД-11 изменялась в пределах от 65 Вт до

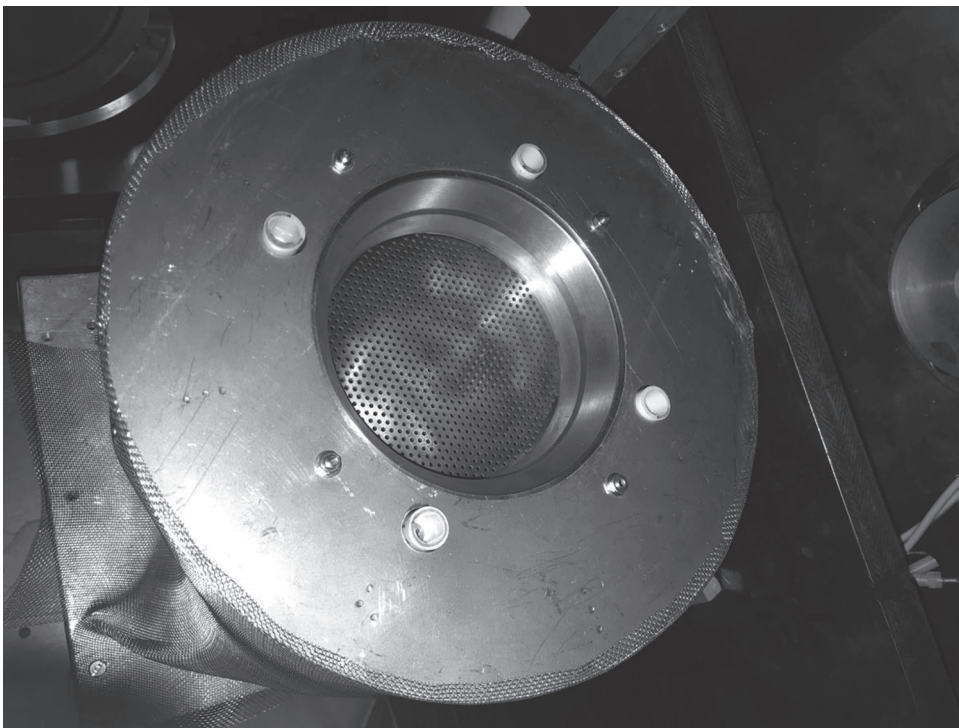


Рис. 5. Лабораторный образец ВЧИД-11, установленный в вакуумную камеру.

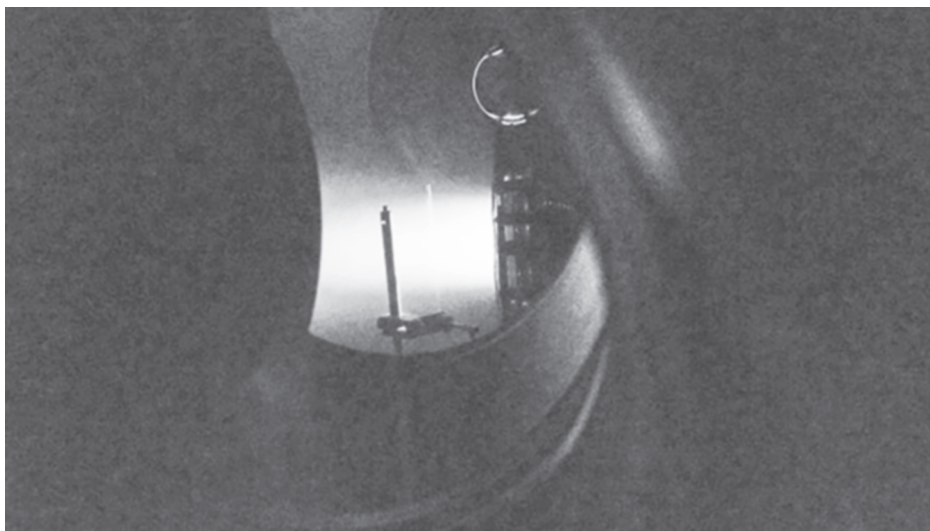


Рис. 6. Фотография работы лабораторного образца ВЧИД-11.

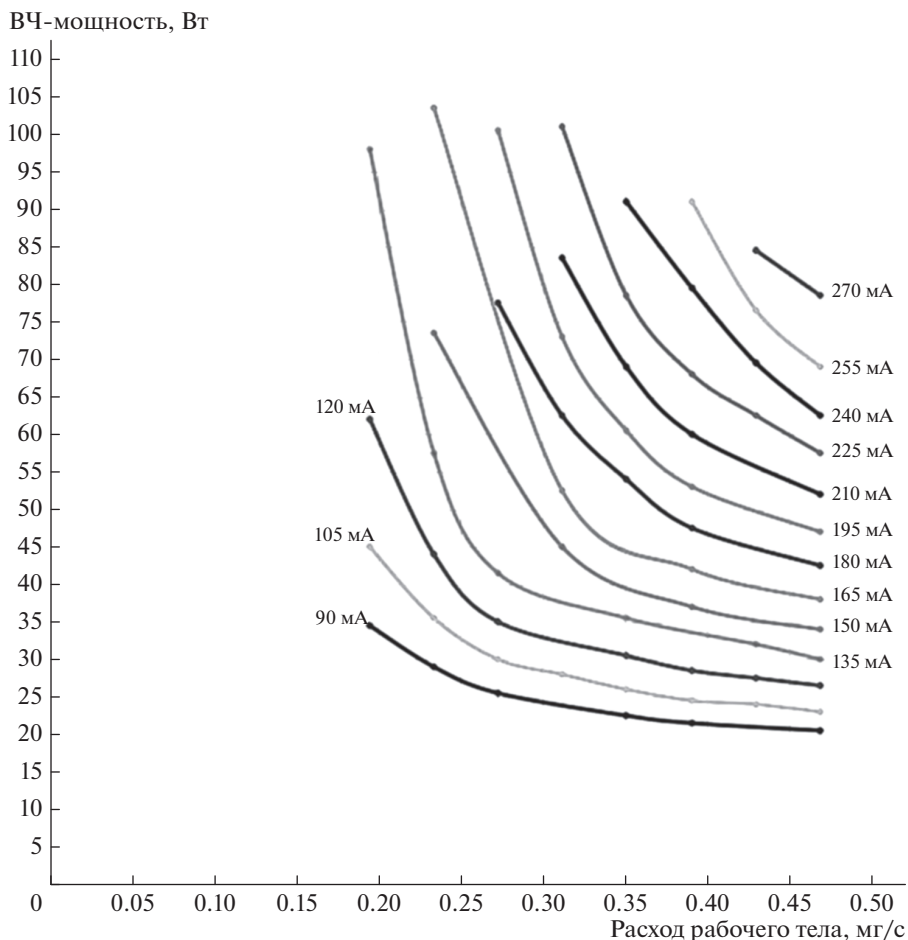


Рис. 7. Зависимость ВЧ-мощности от секундного расхода рабочего тела при фиксированных значениях тока ионного пучка, полученная для лабораторного образца ВЧИД-11.

500 Вт. При потребляемой мощности ВЧИД-11 420 Вт полученные характеристики оказались существенно выше расчетных. Данные характеристики представлены в табл. 4.

В табл. 5 представлено сравнение разрабатываемых при участии НИИ ПМЭ МАИ высокочастотных ионных двигателей с моделями ЭРД отечественной и зарубежной разработки [15].

СТАЦИОНАРНЫЕ ПЛАЗМЕННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Также на малых космических аппаратах могут использоваться стационарные плазменные двигатели с тягой в районе 5–10 мН. СПД на протяжении более чем 40 лет успешно работают в космосе. Основные преимущества СПД перед другими типами ЭРД:

- простота конструкции;
- отработанность конструктивных и технологических решений, используемых при их изготовлении;
- низкая цена тяги.

Таблица 4. Характеристики лабораторного образца ВЧИД-11, показанные на экспериментальных исследованиях при потребляемой мощности 420 Вт

Параметр	Значение
Потребляемая мощность, Вт	420
Тяга, мН	13.2
Удельный импульс, с	3730
Ток пучка, мА	195
Потенциал ЭЭ, В	1500
Потенциал УЭ, В	200
Расход рабочего тела, мг/с	0.362

Таблица 5. Сравнение ВЧИД малой мощности с аналогами

Наименование двигателя	Тип двигателя	Потребляемая мощность, кВт	Тяга, мН	Удельный импульс тяги, с
СПД-50 (Россия)	СПД	0.35	20	1250
СПД-60 (Россия)	СПД	0.5	30	1300
КМ-45 (Россия)	СПД	0.2..0.45	10..28	1000..1800
ВНТ-600 (США)	СПД	0.6	36	1700
PII-10 (Германия)	ИД	до 0.75	15	3300
μ10 (Япония)	ИД	0.35	8.5	3000
ВЧИД ММ (Россия)	ИД	0.3..0.35	8..9	3500..3800
ВЧИД-11 (Россия)	ИД	0.42	13.2	3730

Таблица 6. Параметры СПД малой мощности

Двигатель	Рабочее тело	Тяга, мН	Расход рабочего тела, мг/с	Потребляемая мощность, Вт	Удельный импульс тяги, с	КПД, %
СПД-20	Ксенон	4.41	0.5	98.7	880	19
СПД-25	Ксенон	5.77	0.59	166.8	978	17
СПД-40	Ксенон	10.2	0.95	192.5	1073	28
СПД-40	Криптон	9.5	1.0	247.5	950	18

Для малых КА уровень потребления мощности ЭРДУ является критической величиной. В НИИ ПМЭ МАИ совместно с ОКБ “Факел” проводятся работы по созданию и исследованию СПД для работы при разрядных мощностях в диапазоне 100–250 Вт.

Для обеспечения приемлемого уровня эффективности двигателя при уменьшении характерного размера ускорительного канала необходимо увеличивать плотность массового расхода через канал, чтобы обеспечивался высокий коэффициент использования рабочего тела [16]. В НИИ ПМЭ МАИ были созданы и испытаны модели двигателей СПД-40, СПД-30, СПД-25 и СПД-20 [16–18], имеющие внешний диаметр ускорительного канала 40 мм, 30 мм, 25 мм и 20 мм, соответственно. Особое внимание при разработке данных двигателей уделялось оптимизации магнитной системы и снижению ее энергопотребления. Также проводились исследования работы по созданию СПД, использующих в качестве рабочего тела криптон, который более чем в 10 раз дешевле ксенона, являющегося наиболее часто применяемым для ЭРД рабочим телом.

В табл. 6 представлены результаты, полученные в ходе испытаний лабораторных моделей СПД малой мощности в НИИ ПМЭ МАИ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В НИИ ПМЭ МАИ накоплен значительный опыт в области создания и исследований электрических ракетных двигателей малой мощности различных типов, позволивший перейти к созданию лётных образцов ЭРДУ.

Созданные в НИИ ПМЭ МАИ совместно с предприятиями ракетно-космической промышленности ЭРД для малых космических аппаратов охватывают широкий спектр мощностей от единиц до сотен Вт и позволяют решать различные задачи управления орбитальным движением МКА.

В НИИ ПМЭ МАИ создана линейка ЭРДУ на основе АИПД с боковой подачей твердого рабочего тела (фторопласт) с энергией разряда от 8 Дж до 155 Дж. Данные ЭРДУ могут быть использованы для коррекции орбиты МКА классов нано, микро и мини (до 150 кг). АИПД обладают следующими преимуществами [5]:

- Возможность исполнения ЭРДУ на базе АИПД в виде моноблока;
- Существенно более простая, по сравнению с ЭРД, работающих на газообразных рабочих телах, система хранения и подачи рабочего тела;
- Возможность управления тягой ЭРДУ путем изменения частоты работы АИПД. При этом тяга, расход и потребляемая мощность ЭРДУ изменяются пропорционально частоте, а другие основные характеристики практически не изменяются.

Для управления орбитальным движением МКА массой от 150 кг могут применяться ЭРДУ на базе ВЧИД, созданных при участии НИИ ПМЭ МАИ, мощностью 300–500 Вт. Основными преимуществами ВЧИД по сравнению с другими типами ЭРД являются высокие удельный импульс тяги и ресурс [12].

Также в НИИ ПМЭ МАИ созданы и испытаны СПД мощностью до 250 Вт. ЭРДУ на базе СПД малой мощности могут также быть использованы для управления орбитальным движением МКА массой от 150 кг. Преимуществом СПД малой мощности по сравнению с другими типами ЭРД является более низкая цена тяги.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Reizniece-Ozola Dana*. La Regina Business and legal aspects for small satellite control and payload data download using available commercial space-based communication systems // ISU EMBA 12. Module E – Thesis. 28 August 2012.
2. *Овчинников Н.Ю.* Малые мира сего // Компьютерра № 15. 2007. С. 37–43.
3. *Звездин И.* Малые космические аппараты: перспективы рынка // Взлет № 1. 2005. С. 50–55.
4. *Дронь Н.М., Кондратьев А.И., Хитыко А.В., Хорольский П.Г.* Концепция использования электроракетных двигателей на микроспутниках // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 9(56).
5. *Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Орлов М.М., Попов Г.А., Тютин В.К., Яковлев В.Н.* Разработка абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ прикладной механики и электродинамики // “Космонавтика и ракетостроение”. М.: ЦНИИМАШ, 2008. № 3(52). С. 28–34.
6. *Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Хрусталева М.М., Яковлев В.Н.* Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ // Вестн. ФГУП “НПО им. С.А. Лавочкина”. 2011. № 5. С. 30–40.
7. *Loeb H.* Ein electrostatisches Raketentriebwerk mit Hochfrequenzionquelle // Astronautica Acta. 1962. V. 8. № 1. P. 49–53.
8. *Groh K.H., Loeb H.W.* State-of-the-Art of Radio-Frequency Ion Thrusters // J. Propulsion. V. 7. № 4. P. 573–577.
9. *Лёв Х.В., Попов Г.А., Обухов В.А.* Лаборатория высокочастотных двигателей Московского авиационного института – новая форма Российско-Германского сотрудничества // Электронный журн. “Труды МАИ”. 2012. № 60. С. 13.

10. *Ахметжанов Р.В., Богатый А.В., Дронов П.А., Дьяконов Г.А., Иванов А.И.* Высокочастотный ионный двигатель малой мощности // Вестн. Сибирского государственного аэрокосмического ун-та им. акад. М.Ф. Решетнева. 2015. Т. 16. Вып. № 2. С. 378–385.
11. *Антропов Н.Н., Ахметжанов Р.В., Богатый А.В., Гришин Р.А., Кожевников В.В., Плохих А.П., Попов Г.А., Хартов С.А.* Экспериментальные исследования высокочастотного ионного двигателя // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2016. № 2. С. 4–14
12. *Ахметжанов Р.В., Балашов В.В., Богачев Е.А., Елаков А.Б., Каширин Д.А., Светина В.В., Спивак О.О., Черкасова М.В.* Ускоряющий электрод ионного двигателя из углерод-углеродного композиционного материала // Известия Российской академии наук. Энергетика. № 3. 2018. С. 22–32.
13. *Loeb H., Akhmetzhanov R., Obukhov V., Cherkasova M.* Numerical simulation of a system of formation of an intense ion beam from gas discharge plasma of an ion thruster // 64th International Astronautical Congress (IAC), Beijing, China, 2017. IAC-13-C4.4.11
14. *Loeb H.W.* Principle of Radio-Frequency Ion Thrusters RIT // RIT-22 Demonstrator Test of Astrium ST at University of Giessen. 2010.
15. *Akhmetzhanov R., Bogatyi A., Derkachev A., Dyakonov G., Kim V., Lyubinskaya N., Merkuryev D., Obukhov V., Popov G., Semenikhin S.* Development of electric propulsion thrusters for small spacecraft in RIAME MAI // 69th International Astronautical Congress (IAC), Bremen, Germany, 1–5 October 2018.
16. *Kim V., Kozlov V., Skrylnikov A. et al.* Development and characterization of small SPT // paper AIAA 98-3335, 34-th Joint Propulsion Conference, Cleveland, OH, 1998.
17. *Ким В., Козлов В., Лазуренко А.В. и др.* Разработка и исследование лабораторных моделей СПД-20 и СПД-25 // Статья в трудах 2 международной ежегодной конференции и выставке: “Малые спутники – новые технологии, достижения, проблемы и перспективы международного сотрудничества в новом тысячелетии”, Королев, 2000.
18. *Saevets P.A., Kim V.P., Grdlichko D.P., Smirnov P.G.* Investigation of a Low-power Thruster on Krypton Propellant. // Procedia Engineering. 2017. V. 185. P. 85–90.

Next-Generation Electric Propulsion Thrusters for Small Spacecraft

**R. V. Akhmetzhanov^{a,*}, A. V. Bogatyi^a, G. A. Dyakonov^a, V. P. Kim^a, D. V. Merkuriev^a,
N. V. Lyubinskaya^a, S. A. Semenikhin^a, O. O. Spivak^b, and G. A. Popov^a**

^a*Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of the Moscow Aviation Institute (RIAME MAI), Moscow, Russia*

^b*Joint Stock Company “Konstruktorskoe Buro Khimavtomatiki”, Voronezh, Russia*

*e-mail: ahmetzhanov1991@mail.ru

Development and application of small spacecraft (SSC) is currently one of the most actively developing areas in the global space industry. To prolong active life of SSC, they must be equipped with corrective propulsion systems based on engines with high specific impulse and total pulse. The low-power (from several tens to several hundreds of watts) electric propulsion thrusters (EPT) of various types may be used as such engines. The paper presents an overview of works fulfilled at the RIAME MAI and related to EPT for SSC. The main results of works on three types of low-power EPT are presented: ablative pulsed plasma thrusters (APPT), radio-frequency ion thrusters (RIT) and stationary plasma thrusters (SPT).

Keywords: electric propulsion thruster, radio-frequency ion thruster, ablative pulsed plasma thruster, stationary plasma thruster, small spacecraft