

УДК 629.78

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТОК ЦЕНТРА КЕЛДЫША В ОБЛАСТИ ЭРДУ

© 2020 г. А. С. Ловцов^{1, *}, М. Ю. Селиванов¹, Д. А. Томили¹,
А. А. Шагайда¹, А. С. Пашков¹

¹Государственный научный центр Российской Федерации – федеральное государственное унитарное предприятие “Исследовательский центр им. М.В. Келдыша”, Москва, Россия

*e-mail: lovtsov@kerc.msk.ru

Поступила в редакцию 14.02.2019 г.

После доработки 25.02.2020 г.

Принята к публикации 27.02.2020 г.

Электроракетные двигательные установки (ЭРДУ) находят все большее распространение на борту космических аппаратов (КА) различного назначения. К основным областям применения ЭРДУ относятся двигательные установки (ДУ) геостационарных КА, которые могут осуществлять как коррекцию орбиты, так и доведение КА на целевую орбиту, ДУ низкоорбитальных КА, маршевые ДУ автоматических КА исследования дальнего космоса. К перспективным сегментам рынка относятся ДУ микро- и нано- КА массой до 200 кг, а также ДУ тяжелых транспортных систем для решения транспортных задач в ближнем и дальнем космосе мощностью от десятков кВт до нескольких МВт. В статье приведен обзор работ, осуществляемых в Центре Келдыша в области ЭРДУ.

Ключевые слова: электроракетный двигатель, холловский двигатель, ионный двигатель

DOI: 10.31857/S0002331020020077

ВВЕДЕНИЕ

Геостационарные КА используют ЭРДУ, начиная с 70-х годов прошлого века. На рубеже веков доля аппаратов с ЭРДУ выросла, увеличившись с 15–20% до 35–40%, и в настоящее время сохраняется тенденция к увеличению доли таких аппаратов [1, 2]. При этом доминирующим положением на рынке обладают холловские и ионные двигатели, в то время как электродуговые и электронагревные двигатели теряют рынок из-за меньших достижимых значений удельного импульса тяги [2].

Согласно тому же источнику, доминирующее положение на рынке ЭРДУ для низкоорбитальных КА в настоящее время занимают электронагревные и холловские двигатели. Это преимущество становится подавляющим, если убрать из рассмотрения технологические аппараты, при разработке которых во главу угла ставится цель отработки той или иной двигательной технологии, а не решение задачи коррекции орбиты КА оптимальным способом. Доминирование данных типов двигателей вполне объяснимо, поскольку время жизни и масса низкоорбитальных аппаратов, как правило, сравнительно невелики, требующийся суммарный импульс тяги также относительно невелик, что приводит к меньшим требуемым удельным импульсам тяги ДУ.

По-другому дело обстоит с ЭРДУ для автоматических КА исследования дальнего космоса. В этом сегменте рынка требуются высокие значения суммарных импульсов тяги ДУ при относительно небольших значениях тяги в межпланетном пространстве,

Таблица 1. Основные характеристики холловских двигателей Центра Келдыша

Двигатель	КМ-45	КМ-60	КМ-75	КМ-88	КМ-5	КМ-7	КМ-10
Мощность, кВт	0.35	<0.93	<2.4	1.65	1.35/2.0	3.5–6	10.5
Тяга, мН	18	42	95	72	80/115	200–380	520
Удельный импульс тяги, м/с	14 200 (ПСИ)	18 200 (СР)	26 200 (СР)	20 600 (ПСИ)	>15 200	16 700–26 000	25 200 (ПСИ)
Масса, кг	2.0	3.1	5.25	6.0	5.2	8	11.8
Проектный ресурс, часов	>3500	>4000	>6000	>4000	>4000	>6000	>10000

Примечание: ПСИ – удельный импульс тяги на момент проведения прямо-сдаточных испытаний. СР – средний за время ресурса удельный импульс тяги.

что приводит к доминированию ионных двигателей, обеспечивающих наиболее длительный ресурс при высоком коэффициенте полезного действия и высоких удельных импульсах тяги. Такие миссии, как Hayabusa 1 [3], DAWN [4], BepiColombo [5] определяют лицо современной космонавтики. Все эти миссии были бы невозможны без использования ионных двигателей.

В перспективных сегментах ДУ микро- и нано- КА, а также ДУ тяжелых транспортных систем, наиболее эффективные технические решения пока не определены, и исследования в мире ведутся широким фронтом.

Центр Келдыша принимает активное участие в разработке ЭРДУ различных типов и их компонентов [6–9]. В последние годы основные работы по ЭРДУ в Центре Келдыша были сосредоточены в направлении разработки холловских и ионных двигателей, которые, как это было отмечено выше, занимают наибольшие доли рынка.

ХОЛЛОВСКИЕ ДВИГАТЕЛИ

В Центре Келдыша разработан типоряд холловских двигателей мощностью от 200 Вт до 10.5 кВт и тягой от 10 до 580 мН. Основные номинальные параметры двигателей представлены в табл. 1.

Создание опытных образцов холловских двигателей Центра Келдыша началось в 90-е годы прошлого века с создания двигателей классической схемы, работающих при напряжениях разряда 300–350 В.

Двигатель КМ-7 (рис. 1) является многорежимным и рассчитан на три основных уровня мощности – 3.5/4.5/6.0 кВт, при этом мощность 4.5 кВт является номинальной [10]. Двигатель создавался в кооперации с американскими коллегами и прошел наземную экспериментальную отработку для летных испытаний в составе КА “Экспресс А3”. Летные испытания не состоялись из-за неготовности системы питания и управления двигателя (разрабатывалась американской компанией).

В июне 2002 г. были начаты летные испытания двигателя КМ-5 (рис. 2) в составе геостационарного связного КА “Экспресс А4” [10]. Двигатель использовался для удержания аппарата по наклонению. Общая наработка двигателя составила более 2000 ч. Двигатель разрабатывался как многорежимный на диапазон мощности 1.35–2.5 кВт. В составе КА “Экспресс А4” двигатель использовался на режиме с мощностью 1.35 кВт.

Двигатель КМ-45 (рис. 3) разработан по заказу Центра жидкостных ракетных систем (LPSC) Индийской организации по космическим исследованиям (ISRO) и предназначен для малых космических аппаратов (до 500 кг) [10, 11]. Двигатель прошел полный цикл наземной отработки в соответствии с требованиями заказчика, его летные испытания должны были состояться в составе КА GSAT-4 в 2010 г., однако из-за нештатной работы третьей ступени ракеты-носителя КА не был выведен на орбиту.



Рис. 1. Холловский двигатель КМ-7.



Рис. 2. Холловский двигатель КМ-5.

Тем не менее индийские коллеги продолжили работу над ЭРДУ, и в 2017 году состоялся запуск спутника *GSAT-9*. С мая 2017 года двигатели успешно эксплуатируются по назначению.

Повышение энерговооруженности современных КА привело к тому, что оптимальные удельные импульсы тяги выросли. Традиционные холловские двигатели имеют напряжение разряда 300 В и, соответственно, удельный импульс тяги 14–16 км/с. Повышение данной величины позволяет сократить количество рабочего тела на борту КА, что, с учетом замещения данного веса полезной нагрузкой, способно обеспечить существенный экономический эффект. Центр Келдыша, являясь головной научно-исследовательской организацией ракетно-космической промышленности, сосредоточился на решении проблем, возникающих при повышении напряжения разряда холловских двигателей. Основные научно-технические и технологические проблемы связаны с обеспечением ресурсных характеристик и стабильности работы двигателя в хо-

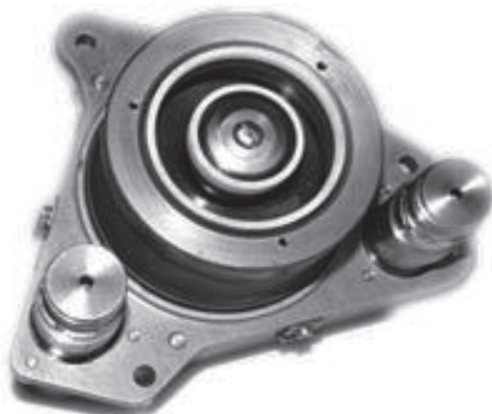


Рис. 3. Холловский двигатель КМ-45.

де выработки ресурса. Повышение разрядного напряжения при сохранении тяги приводит к падению плотности плазмы в зоне разряда, при этом эрозионные процессы ускоряются практически пропорционально напряжению разряда, а требования к ресурсным характеристикам растут из-за роста сроков активного существования КА.

Первым шагом в этом направлении стал двигатель КМ-60 с блоком управления расходом (БУР) в составе блока коррекции (БК), предназначенного для применения на борту спутниковой платформы “Экспресс-1000” (АО “ИСС”). Ключевой особенностью двигателя КМ-60 является повышенное по сравнению с другими существующими летными моделями холловских двигателей напряжение разряда, составляющее 500 В. Это позволило обеспечить начальный удельный импульс тяги свыше 20 км/с. Помимо высокого удельного импульса тяги блок коррекции удовлетворяет ряду требований, определяемых его функциональным назначением, среди которых:

- большое число включений двигателя (до 8250 циклов включений);
- высокий уровень внешних механических воздействий (случайная вибрация при среднеквадратическом отклонении равном до 25 g);
- высокий уровень единичных ударных нагрузок, достигающих 2500 g.

Внешний вид двигателя и БУР представлены на рис. 4.

Квалификационная кампания БК описана в работе [12]. В ходе квалификации двигателя были проведены полномасштабные ресурсные испытания продолжительностью 4100 часов при 8357 включениях. Суммарный импульс тяги составил 602 кН · с, средний удельный импульс тяги — 18.6 км/с, тяга в конце испытаний — 41.8 мН. По окончании ресурсных испытаний двигатель остался работоспособен, а его параметры соответствовали техническим требованиям.

КМ-60 успешно эксплуатируется в составе двигательной подсистемы коррекции на орбите с 2014 г. [13], что является первым в мире применением холловского двигателя с разрядным напряжением 500 В.

Успешный опыт разработки двигателя КМ-45 способствовал продолжению сотрудничества Центра Келдыша с LPSC (Индия). На этот раз целью разработки стал холловский двигатель с повышенным удельным импульсом тяги для тяжелых геостационарных космических аппаратов. Двигатель, получивший название КМ-88 (рис. 5), при номинальной мощности 1650 Вт обладает тягой 72 мН и начальным удельным импульсом более 21 км/с [8]. Двигатель прошел полный цикл наземной отработки, вклю-

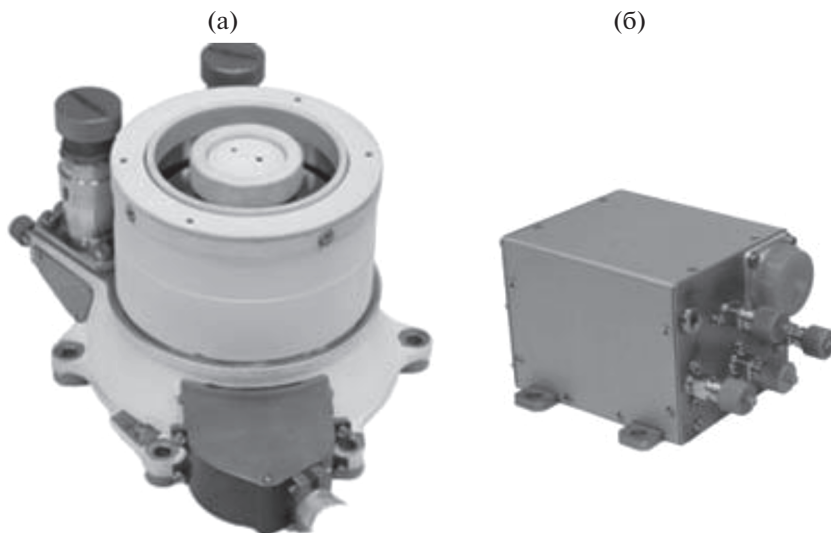


Рис. 4. Двигатель КМ-60 (а) и блок управления расходом (б).

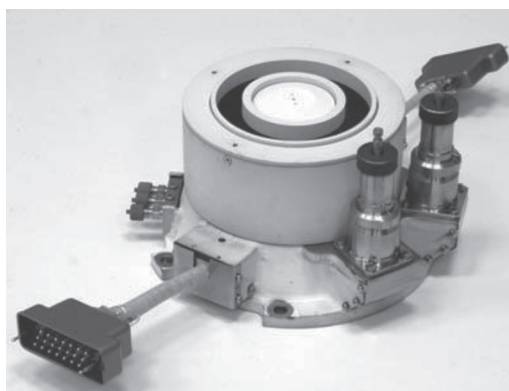


Рис. 5. Холловский двигатель КМ-88.

чая вибрационные испытания при высокой нагрузке ($21 \text{ g}_{\text{RMS}}$ по трем осям). Изготовлена первая летная партия двигателей, которая поставлена заказчику.

Дальнейшее повышение удельного импульса тяги холловских двигателей потребовало внесения значительных изменений в организацию разряда в канале двигателя с целью снижения интенсивности эрозии.

Разработка двигателя КМ-75 стала следующим шагом в направлении повышения удельного импульса тяги холловских двигателей. Номинальное разрядное напряжение КМ-75 равно 810 В [8]. В состав разработанного блока коррекции помимо двигателя входит также блок управления расходом. Блок коррекции разрабатывается по заказу АО «ИСС». Внешний вид квалификационных моделей двигателей и блоков управления расходом приведен на рис. 6. Наземная экспериментальная отработка блоков коррекции успешно завершена.

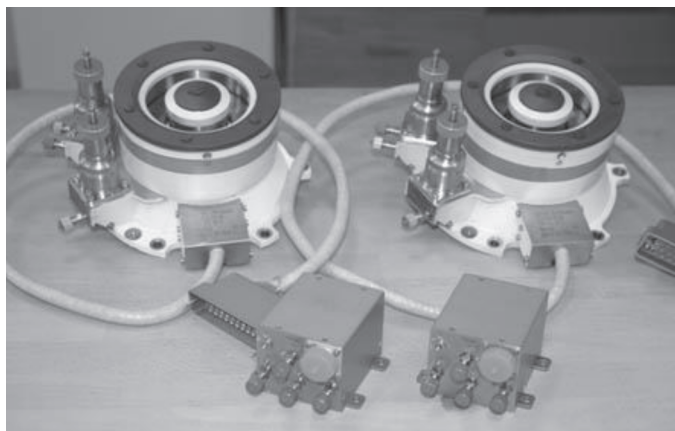


Рис. 6. Внешний вид квалификационных моделей двигателей КМ-75 и блоков управления расходом.

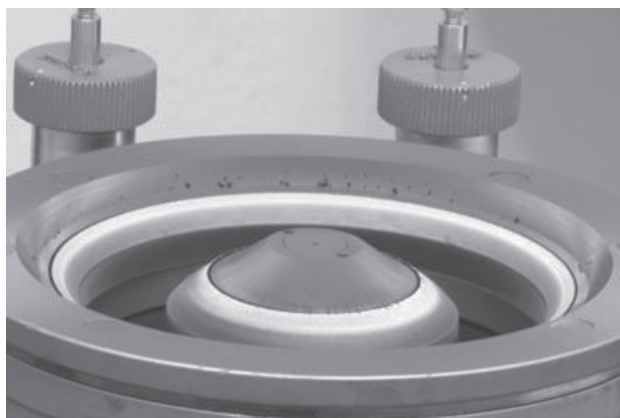


Рис. 7. Внешний вид двигателя КМ-75 после 1000 ч ресурсных испытаний.

Внешний вид квалификационной модели двигателя КМ-75 после 1000 и 2000 ч наработки приведен на рис. 7 и 8. Сравнение рисунков показывает практически полное отсутствие эрозии изоляторов разрядного канала.

С учетом накопленного ранее опыта разрабатывается двигатель КМ-10, предназначенный для решения транспортных задач на околоземной орбите и, в перспективе, в дальнем космосе. В настоящее время завершены испытания инженерной модели двигателя. Внешний вид двигателя приведен на рис. 9.

Основные параметры, достигнутые при огневых испытаниях двигателя, приведены в табл. 2. В настоящее время двигатель прошел механические и термоциклические испытания, а также укороченные ресурсные испытания продолжительностью 500 ч при напряжении разряда 500 В и мощности 10.5 кВт.



Рис. 8. Внешний вид двигателя КМ-75 после 2000 ч ресурсных испытаний.

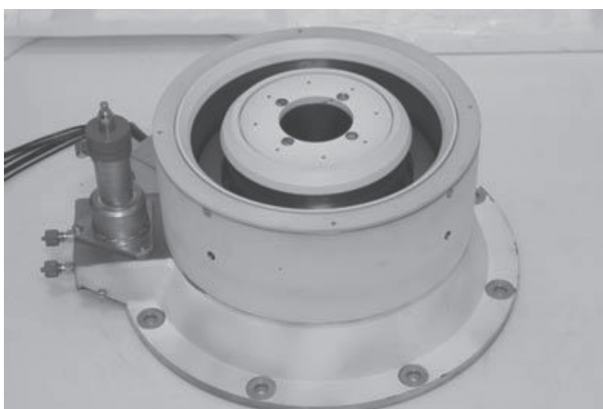


Рис. 9. Внешний вид инженерной модели двигателя КМ-10.

ИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Ионные двигатели отличаются от холловских более высоким удельным импульсом тяги, а также более высокими ресурсными характеристиками. Важно отметить, что у двигателей этого типа отсутствуют принципиальные физические ограничения на величину удельного импульса. К недостаткам ионных двигателей можно отнести большие габариты и массу. Также ионные двигатели более сложны технологически и имеют более сложную систему питания и управления.

Таблица 2. Основные параметры двигателя КМ-10

Наименование параметра	Номинальное значение	Диапазон регулирования
Тяга, мН	520	100–580
Разрядное напряжение, В	500	300–900
Разрядный ток, А	20.8	5–30
Удельный импульс тяги, м/с	25280	14 500–33 300
Мощность, кВт	10.5	1.5–12.5
КПД, %	62	40–65

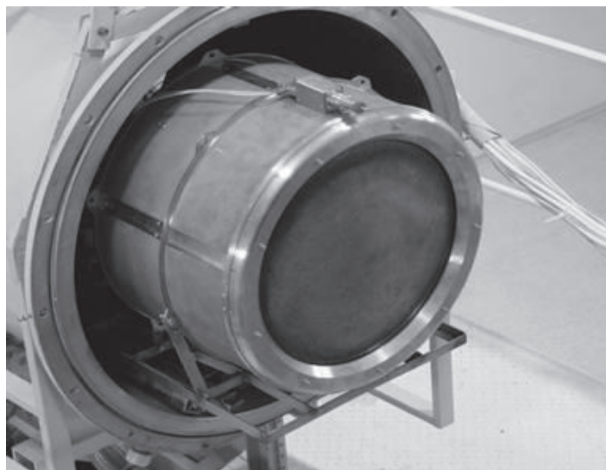


Рис. 10. Ионный двигатель ИД-500 в предкамере испытательного стенда.

В Центре Келдыша развернуты работы по разработке ионных двигателей различной мощности. Проводятся научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы, направленные на решение основных проблем, связанных с созданием ионных двигателей, и отрабатываются технологии изготовления двигателей. Основные номинальные параметры двигателей представлены в табл. 3.

Двигатель ИД-500 предназначен для использования в качестве маршевого двигателя в составе транспортно-энергетического модуля [14].

На сегодняшний день ИД-500 обладает наибольшей среди мировых аналогов мощностью. При этом высокая плотность тока, реализованная в данном двигателе, позволила минимизировать рабочую площадь ионно-оптической системы (ИОС), а, соответственно, и габариты двигателя. Для обеспечения гибкости управления движением аппарата ИД-500 спроектирован с возможностью дросселирования тяги в диапазоне от 375 до 750 мН при сохранении удельного импульса свыше 70000 м/с.

Внешний вид ИД-500 при подготовке к проведению испытаний представлен на рис. 10. Диаметр предкамеры, в которой находится изделие, составляет 1 м.

Двигатель прошел полный цикл наземной отработки, в том числе ресурсные испытания продолжительностью 2000 ч с металлическими электродами ИОС. В настоящее время проводится отработка технологии изготовления электродов ИОС из углерод-углеродного композиционного материала, использование которых в составе ИД позволит обеспечить ресурс двигателя более 50000 ч.

Таблица 3. Основные характеристики ионных двигателей Центра Келдыша

Двигатель	ИД-500	ИД-200	ИД-200КР
Мощность, кВт	18–35	5	3
Тяга, мН	375–750	100	85
Удельный импульс тяги, м/с	70000	63700	44100
Масса, кг	34.8	10.3	9.5
Проектный ресурс, часов	>20000	>20000	>10000

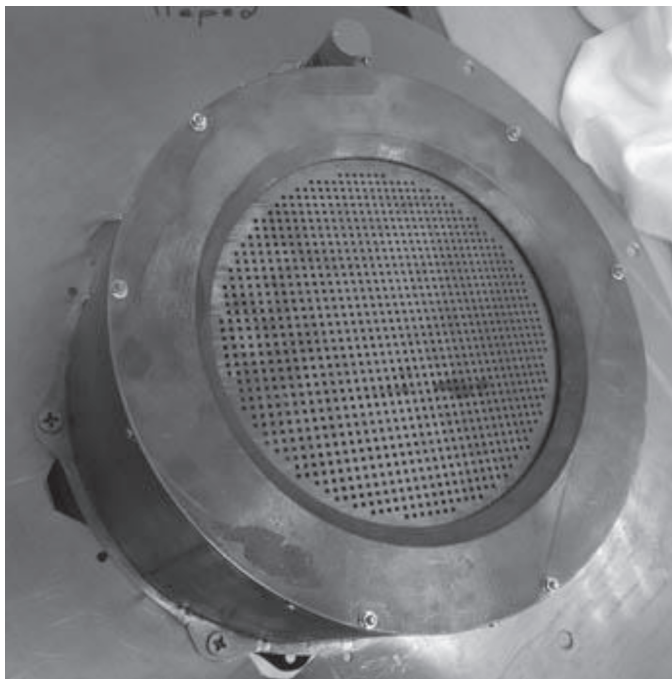


Рис. 11. Ионный двигатель ИД-200.

Двигатель ИД-200 предназначен для использования в составе транспортно-энергетического модуля на основе ЯЭДУ в качестве двигателя ориентации.

Особенностью двигателя является использование в его составе ионно-оптической системы с плоскими электродами, выполненными из углерод-углеродного композиционного материала, и квадратной формой отверстий. Композиционный материал электродов позволяет более чем в шесть раз повысить ресурс двигателя по сравнению с образцами, использующими металлические электроды, а квадратная форма отверстий позволяет сохранить целостность волокон углеродной ткани, из которой выполнены электроды, повысив таким образом их механическую прочность [15].

Внешний вид ИД-200 представлен на рис. 11.

Двигатель прошел полный цикл наземной отработки, в том числе ресурсные испытания длительностью 1000 ч.

На базе двигателя ИД-200 для обеспечения задач коррекции перспективных геостационарных спутниковых платформ разрабатывается двигатель ИД-200КР.

С целью унификации, газоразрядная камера в части геометрии и параметров магнитной системы была полностью заимствована из прототипа. Ионно-оптическая система имеет другие размеры электродов и апертур для обеспечения требуемых параметров по тяге и удельному импульсу, но в части материала и формы отверстий использует технические решения, примененные на ИД-200. Проектный ресурс ИД-200КР составляет не менее 10000 ч.

Внешний вид двигателя приведен на рис. 12.

На сегодняшний день двигатель успешно прошел предварительные испытания, ведется подготовка к ресурсным испытаниям.

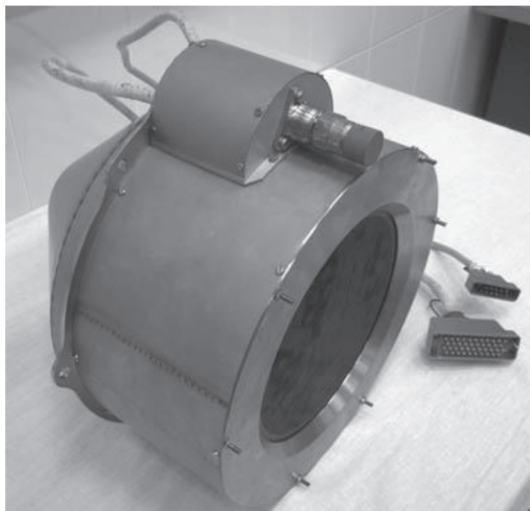


Рис. 12. Ионный двигатель ИД-200КР.

КАТОДЫ ДЛЯ ЭРД

Катод является одним из ключевых узлов ЭРД. Его характеристики оказывают существенное влияние на эффективность и ресурсные характеристики двигателя. Поэтому разработка катодов является важной задачей при создании нового двигателя.

В Центре Келдыша созданы катоды, способные эффективно работать в составе холловских и ионных двигателей различного уровня мощности. Для использования в составе холловских двигателей малой мощности была разработана базовая модель катода с эмиттером из гексаборида лантана, отличающаяся низким расходом рабочего тела, способная устойчиво работать при токах разряда 0.5–3.0 А, при катодном расходе 0.05–0.2 мг/с. Модификации данного катода использованы в составе двигателей КМ-45 и КМ-60.

Несмотря на ряд достоинств, катоды с эмиттером из гексаборида лантана имеют серьезный недостаток, обусловленный их высокой рабочей температурой (температура эмиттера составляет около 1600°C). В последнее время в Центре Келдыша был разработан полноценный параметрический ряд катодов, оснащенных вольфрам-бариевыми эмиттерами с рабочей температурой в диапазоне 1100–1200°C. Катоды способны функционировать в составе холловских и ионных двигателей с токами разряда от 0.1 до 100 А, при расходе ксенона от 0.03 до 5 мг/с.

В частности, для двигателей малой мощности разработан катод, обеспечивающий нейтрализацию ионного пучка с током 100–300 мА. Расход ксенона через катод составляет 0.03 мг/с, а мощность поддерживающего разряда между эмиттером и поджигаемым электродом не превышает 10 Вт [16].

Для мощных двигателей разработан катод с током эмиссии от 30 до 120 А, который может использоваться как в ГРК ионных двигателей, так и для нейтрализации ионного пучка мощных холловских двигателей. Катод выполнен по полиэмиттерной схеме, в которой в эмиссии задействовано одновременно несколько эмиттеров, собранных в единую конструкцию и снабженных одним стартовым нагревателем и электродом поджига [17]. В зависимости от режима работы расход ксенона через катод изменяется от 1.5 до 4.5 мг/с.

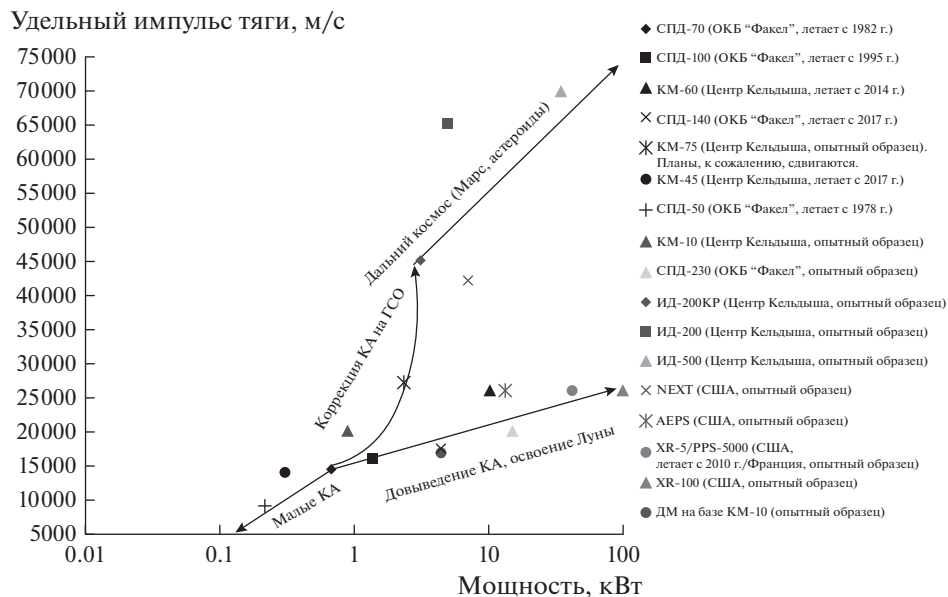


Рис. 13. Основные тенденции развития ЭРД.

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

Как было отмечено выше, к перспективным сегментам рынка ЭРДУ относятся ДУ микро- и нано- КА (массой до 200 кг), а также ДУ тяжелых транспортных систем. На рисунке 13 приведена диаграмма современного состояния ЭРД и основных направлений развития в осях мощность/удельный импульс тяги.

Наибольший прогресс в России наблюдался в последние годы в области ДУ довыведения и коррекции геостационарных КА. Квалифицированы для летного применения двигатели КМ-75 и СПД-140 [18], находятся на завершающей стадии ОКР ИД-200КР и СПД-230 [18].

Кроме того, создан опережающий научно-технический задел в части создания ДУ тяжелых транспортных систем как в части исследования дальнего космоса (двигатель ИД-500), так и для задач освоения Луны. В рамках решения последней задачи, после окончания испытаний двигателя КМ-10, были проведены стыковочные испытания четырех двигателей КМ-10 в составе единого двигательного модуля, в который также входили блоки управления расходом. Внешний вид двигательного модуля приведен на рис. 14. Полный удельный импульс тяги двигательного модуля при напряжении разряда 500 В и токе разряда 83 А составил 24.9 км/с, а тяга более 2 Н.

Ключевыми задачами в части создания двигательных установок тяжелых транспортных систем на ближайшую перспективу видится продолжение работ по созданию опережающего научно-технического задела, уточнение требований к компонентам ДУ для осуществления конкретных миссий с тесной увязкой данных требований с возможностями других систем КА (прежде всего система энергообеспечения и система обеспечения теплового режима) и определение наиболее адекватных технических решений.

В части двигательных установок КА массой 200 кг и менее, работы в Центре Келдыша до настоящего времени велись в крайне ограниченных масштабах в связи с отсутствием реального спроса со стороны предприятий изготовителей КА, а также, до не-

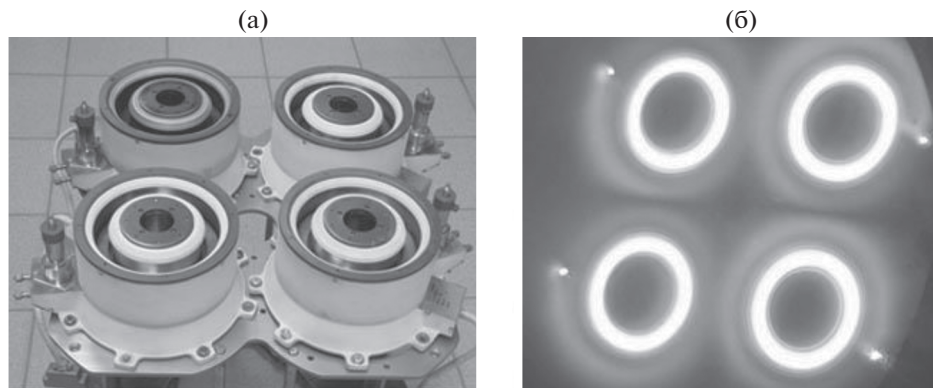


Рис. 14. Внешний вид двигательного модуля на основе двигателя КМ-10 после изготовления (а) и во время функционирования (б).

давнего времени, отсутствия таких аппаратов в российских перспективных космических группировках. В настоящее время ведутся работы по определению проектного облика и основных требований к соответствующим ДУ и их компонентам.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В Центре Келдыша разработано семейство холловских и ионных двигателей мощностью от 200 Вт до 35 кВт. Имеется опыт создания летных моделей двигателей и опыт их использования в составе космических аппаратов. Среди разработок Центра Келдыша находятся высоковольтные холловские двигатели, которые не имеют аналогов в мире. В Центре Келдыша имеется полноценная экспериментальная база, позволяющая проводить полный комплекс наземной экспериментальной отработки компонентов ЭРДУ, которая активно используется, в том числе, при работах с молодыми частными спутниковыми компаниями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Lev D. *et al.* The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion in the Past 24 Years, 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-242.
2. Lev D. *et al.* The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion, Acta Astronautica, 2019, AA 7408.
3. Kuninaka H., Nishiyama K., Shimizu Y. *et al.* Hayabusa Asteroid Explorer Powered by Ion Engines on the way to Earth, Proceedings of the 31st International Electric Propulsion Conference, 2009, IEPC-2009-267.
4. Garner Charles, Rayman M., Brophy J., Mikes S. In-Flight Operation of the Dawn Ion Propulsion System Through the Preparations for Escape from Vesta. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (2012).
5. Lewis R.A., Perez Luna J., Coombs N., Guarducci F. Qualification of the T6 Thruster for BepiColombo, Proceedings of the Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science 34th International Electric Propulsion Conference (IEPC) and 6th Nano-satellite Symposium, Hyogo-Kobe, Japan, 2015, IEPC-2015-132/ISTS-2015-b-132.
6. Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagayda A.A. Hall and Ion Electric Propulsion for Spacecraft, Moscow, Mashinostroenie, 2008 (*in Russian*).
7. Vasin A.I., Koroteev A.S., Lovtsov A.S. *et al.* Review of works on Electric propulsion at Keldysh Research Center, Trudy MAI, issue 60, 2012.
8. Lovtsov A.S., Tomilin D.A., Muravlev V.A. Development of High-Voltage Hall Effect Thrusters at Keldysh Research Centre. Presented in the 68th International Astronautical Congress (IAC), 2017, IAC-17.C4.4.4.

9. *Lovtsov A.S., Muravlev V.A., Selivanov M.Y.* The Results of Electric Propulsion Development at Keldysh Research Center. Space propulsion 2018 Conference, SP2018-211.
10. *Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagayda A.A.* The experience of Hall Thruster Research and Development. Presented at 57th International Astronautical Congress, 2006, IAC-06-C4.4.08.
11. *Gorshkov O.A., Belikov M.B., Muravlev V.A. et al.* Development and qualification test of Electric Propulsion System based on the HET KM-45 for GSAT-4 Spacecraft. Presented at 58th International Astronautical Congress, 2007, IAC-07-C4.4.01.
12. *Kostin A.N., Lovtsov A.S., Vasin A.I., Vorontsov V.V.* Development and Qualification of Hall Thruster KM-60 and the Flow Control Unit, IEPC-2013-055, 33rd International Electric Propulsion Conference, Washington, USA, 2013.
13. *Vorontsov V.V., Kostin A.N., Lovtsov A.S., et al.* Development of KM-60 based orbit control propulsion subsystem for geostationary satellite, Procedia Engineering 185 (2017), pp. 319–325.
14. *Koroteev A.S., Lovtsov A.S., Muravlev V.A., Selivanov M.Y., Shagayda A.A.* Development of ion thruster IT-500. The European Physical J. D. 2017. Vol. 71. № 5.
<https://doi.org/10.1140/epjd/e2017-70644-6>
15. *Shagayda A., Madeev S.* Performance Limits of Ion Extraction Systems with Non-Circular Apertures, Review of Scientific Instruments. 2016. V. 87. P. 043301.
<https://doi.org/10.1063/1.4945565>
16. *Puchkov P.M.* The Low-Current Cathode for a Small Power Electric Propulsion, Presented at 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, 2017, EUCASS-2017-138.
17. *Lovtsov A.S., Puchkov P.M., Shutov V.N.* A High-Current Plasma Generator Based on a Hollow Cathode for High-Power Electric Propulsion, Instruments and Experimental Techniques, 2014. Vol. 57. № 3. P. 311–316.

The Main Results of Electric Propulsion Development at Keldysh Research Centre

A. S. Lovtsov^{a,*}, M. Yu. Selivanov^a, D. A. Tomilin^a, A. A. Shagayda^a, and A. S. Shashkov^a

^a*SSC Keldysh Research Centre, Moscow, Russia*

^{*}*e-mail: lovtsov@kerc.msk.ru*

There is a continuously increasing usage of electric propulsion (EP) on various purpose spacecrafts (SC). The main fields of EP application are propulsion systems (PS) for geostationary SC, which may be employed for orbit correction and accurate insertion to the target orbit as well; PS for low orbit SC; cruise PS of automatic SC for deep space exploration. Micro- and Nano- SC PS are highly promising market segment as well as PS with power from tens of kW to several MW for heavy transportation systems in near and deep space. This paper provides an overview of KeRC activities in field of EP.

Keywords: electric propulsion, hall thruster, ion thruster