

УДК 621.455

КМ-10 – ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ХОЛЛОВСКОГО ТИПА: СОСТОЯНИЕ РАЗРАБОТКИ И ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ

© 2022 г. Н. И. Архангельский¹, Д. А. Кравченко¹, А. С. Ловцов¹, Е. А. Музыченко¹,
И. С. Оглоблина¹, *, А. А. Сеницын¹, А. С. Шашков¹

¹Исследовательский центр им. М.В. Келдыша, Москва, Россия

*ogloblina@kerc.msk.ru

Поступила в редакцию 15.05.2021 г.

После доработки 09.07.2021 г.

Принята к публикации 25.08.2021 г.

Холловский ЭРД 10-кВт класса мощности КМ-10, разработка которого ведется в АО ГНЦ “Центр Келдыша”, прошел этап наземной отработки, в том числе параметрические и укороченные ресурсные испытания, по результатам, которых показано, что КМ-10 не уступает зарубежным аналогам в широком диапазоне характеристик, а на мощности ~10.5 кВт обеспечивает тягу ~515 мН, удельный импульс 2550 с (КПД 62%) и прогнозируемый ресурс более 10000 ч. В испытаниях кластерной сборки мощностью ~42 кВт из 4-х КМ-10 показано, что взаимное влияние двигателей на суммарные характеристики при их одновременной работе незначительно. Приведены оценки эффективности использования ЭРД типа КМ-10, в составе космических средств различного целевого назначения в сравнении с альтернативными вариантами двигательных установок на базе жидкостных ракетных двигателей и электроракетных ДУ с ионными двигателями. Представлены перспективные направления применения ЭРД типа КМ-10, в том числе в составе кластера, для выполнения транспортных операций, включая доставку коммерческих КА тяжелого класса на геостационарную орбиту, полезных грузов на окололунную орбиту, межпланетных аппаратов к Марсу, и для коррекции орбиты низкоорбитальной околоземной станции малой размерности.

DOI: 10.31857/S0023420622030013

ВВЕДЕНИЕ

Электроракетные двигатели (ЭРД) находят все более широкое применение на КА различного целевого назначения. Используются ЭРД различного типа, главным образом, холловские (ХД) и ионные двигатели (ИД), использующие ксенон в качестве рабочего тела. Ионные двигатели средней мощности (до 4.5 кВт) XIPS-25 используются американской компанией Boeing для производства геостационарных КА связи на спутниковой платформе (СП) BSS-702 с целью довыведения КА с геопереходной (ГПО) или суперсинхронной (ССО) орбиты на геостационарную орбиту (ГСО) и для коррекции параметров ГСО. Ионные ЭРД NSTAR и $\mu 10$ использовались, соответственно, на американских (*DS-1*, *DAWN*) и японских (*Hayabusa-1*, *-2*) КА для исследования дальнего космоса, в настоящее время ионный ЭРД Т-6 используется в составе миссии *VepiColombo* по исследованию Меркурия.

Однако наиболее широкое применение на российских и зарубежных КА, в том числе американского и европейского производства, имеют ЭРД холловского типа. Около 40 лет холловские ЭРД СПД-70, СПД-100 мощностью 0.6...1.5 кВт

разработки АО “ОКБ “Факел” используются на геостационарных связных КА среднего и тяжелого класса массой 1.5...3.5 т, создаваемых на спутниковых платформах различных производителей, для приведения в рабочую позицию и поддержания точки стояния в течение длительного срока функционирования (15 лет и более). Холловский ЭРД КМ-60 мощностью 0.9 кВт разработки АО ГНЦ “Центра Келдыша” применяется в штатном режиме на геостационарном КА среднего класса.

Расширяется область использования холловских ЭРД на российских и европейских КА: ХД стали использоваться при выведении аппаратов на геостационарную орбиту. Уже реализованы запуски российских геостационарных КА с применением ЭРД СПД-100 (мощность 1.35 кВт) и зарубежных КА с СПД-140 (мощность 4.5 кВт) разработки АО “ОКБ “Факел”. Использование эффективных двигательных установок на этапе довыведения дает возможность повысить экономическую эффективность выполнения целевой задачи путем увеличения числа транспондеров, срока активного существования (САС) или снижения стоимости запуска при уменьшении массы КА. Однако выведение КА на ГСО с применением ЭРД значительно (на 3...6 мес.) увеличивает

время выхода КА на этап целевого использования, что негативно сказывается на доходности коммерческих КА в начале эксплуатации.

В настоящее время на практике используются ЭРД, мощность которых не превышает 5 кВт. Однако, в последнее десятилетие в связи с развитием технологий создания и улучшением энерго-массовых характеристик солнечных энергоустановок (СЭУ) наблюдается значительный рост мощности на борту космических аппаратов, главным образом, для электропитания целевой аппаратуры коммерческих геостационарных телекоммуникационных КА. Увеличение энергооборуженности КА дает возможность использовать располагаемую бортовую мощность для ЭРДУ более высокой мощности при использовании ее на этапе выведения, что позволит сократить время доставки и/или увеличить массу КА на ГСО. Кроме того, новые технические возможности увеличения электрической мощности на борту КА позволяют расширить область применения электроракетных ДУ (ЭРДУ), используя их для межорбитальной транспортировки и в задачах, выполнение которых с применением ЭРД является безальтернативным вариантом.

Разработки ЭРД повышенной мощности ведутся как в России, так и за рубежом. Одним из примеров электроракетного двигателя, на базе которого может быть создана ЭРДУ повышенной мощности (10...20 кВт), а также высокой мощности (40 кВт и более) с двигательным модулем (ДМ) кластерного типа, является разработанный в АО ГНЦ “Центр Келдыша” многорежимный холловский двигатель КМ-10 на ксеноне с номинальной мощностью 10.5 кВт. Тяга КМ-10 в номинальном режиме принята равной 515 мН, удельный импульс тяги – 2600 с. Ближайшими мировыми аналогами КМ-10 являются ЭРД HERMeS мощностью 12.5 кВт разработки Glen Research Center (USA) [1, 2] и Н9 мощностью 9 кВт, разрабатываемый в Jet Propulsion Laboratory (USA) [3].

В статье приведены характеристики ЭРД КМ-10 и его ближайших аналогов, полученные в экспериментальных исследованиях при вариации параметров системы электропитания, а также двигательного модуля на основе КМ-10 различной размерности и конфигурации.

Электроракетные двигатели 10-кВт класса могут быть успешно использованы в различных сценариях космической деятельности. Представленные в статье материалы иллюстрируют возможности для улучшения показателей эффективности выполнения целевой задачи при использовании холловских ЭРД типа КМ-10 на КА различного целевого назначения в сравнении с альтернативными вариантами ДУ на базе ЖРД или ЭРДУ на основе ионных двигателей. Рассмотрены пер-

спективные направления применения ЭРДУ с КМ-10 в качестве маршевых двигателей в транспортных операциях доставки коммерческих КА тяжелого класса на геостационарную орбиту и полезных грузов на окололунную орбиту, межпланетных КА, а также для коррекции орбиты низкоорбитальной околоземной станции малой размерности.

ПАРАМЕТРЫ РАБОТЫ И СОСТОЯНИЕ РАЗРАБОТКИ ЭРД КМ-10

Холловский двигатель представляет собой устройство с кольцевым разрядным каналом, в зазоре которого в пересечении внешних аксиального электрического и радиального магнитного полей протекает нейтральный газ. Газ ионизируется ускоренными электрическим полем электронами, которые поступают в разрядный канал с полого катода. Ионизованный газ ускоряется во внешнем электрическом поле и создает тягу. Магнитное поле в разрядном канале задерживает электроны, повышая тем самым эффективность ионизации рабочего тела.

На данный момент двигатель КМ-10 прошел все этапы наземной отработки, включая климатические, термоциклические, вибрационные испытания и испытания на удар силой 1000 г. Подробное описание нагрузок, прилагаемых во время наземной отработки, описано в работе [4].

Параметрические испытания КМ-10 проводились на криогенной вакуумной установке КВУ-90 [5]. В ходе испытаний давление в вакуумной камере не превышало 10^{-2} Па. Влияние давления атмосферы в вакуумной камере на параметры работы двигателя учитывалось по методике, предложенной в работе [6]. Согласно данной методике атмосфера вакуумной камеры служит дополнительным источником рабочего тела, расход которого пропорционален давлению в вакуумной камере.

Результаты параметрических испытаний показали, что КМ-10 демонстрирует эффективную работу в широком диапазоне рабочих параметров. Диапазон работы по току разряда лежит в пределах от 5 до 30 А, а по напряжению – от 300 до 900 В, что соответствует мощности разряда в пределах от 1.5 до 12.5 кВт. Ограничение мощности сверху обусловлено допустимой температурой магнитных катушек не более 450°C, а снизу – устойчивой работой двигателя с КПД не ниже 40%.

Рабочие параметры КМ-10 в зависимости от тока разряда на рис. 1 приведены в сравнении с параметрами работы его ближайших аналогов HERMeS и Н9. Согласно рисунку, диапазон дросселирования по току и напряжению разряда, а также полный КПД КМ-10 и аналогов сопоставимы, однако КМ-10 немного уступает им по тяге

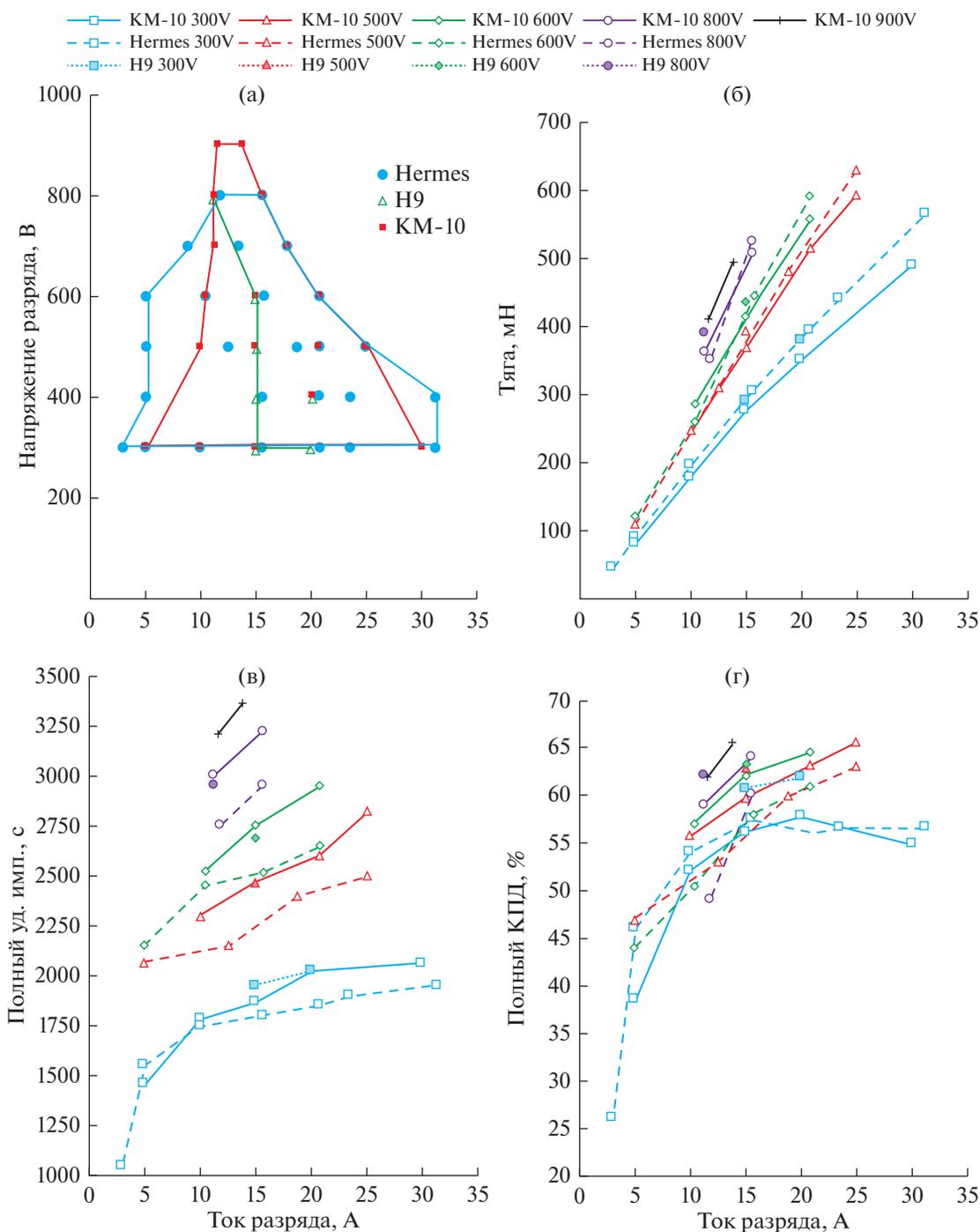


Рис. 1

(рис. 1б) и при этом опережает по удельному импульсу (рис. 1в) практически во всем диапазоне работы. Многорежимный ЭРД КМ-10 располагает тягой в пределах от 100 до 600 мН и обеспечивает удельный импульс тяги в диапазоне от 1500 до 3400 с, КПД при определенных параметрах достигает 65%.

Конфигурация КМ-10 отличается от аналогов магнитной системой, обеспечивающей высокий

ресурс работы (более 10000 ч) при высокой удельной мощности (приблизительно 0.9 кВт/кг). Ресурс работы двигателя определен по результатам укороченных ресурсных испытаний длительностью 500 ч.

Двигатель прошел 500 ч ресурсных испытаний при напряжении разряда 500 В и токе разряда 20.8 А. Среднее значение тяги, полного удельного импульса и КПД в ходе ресурсных испытаний состав-

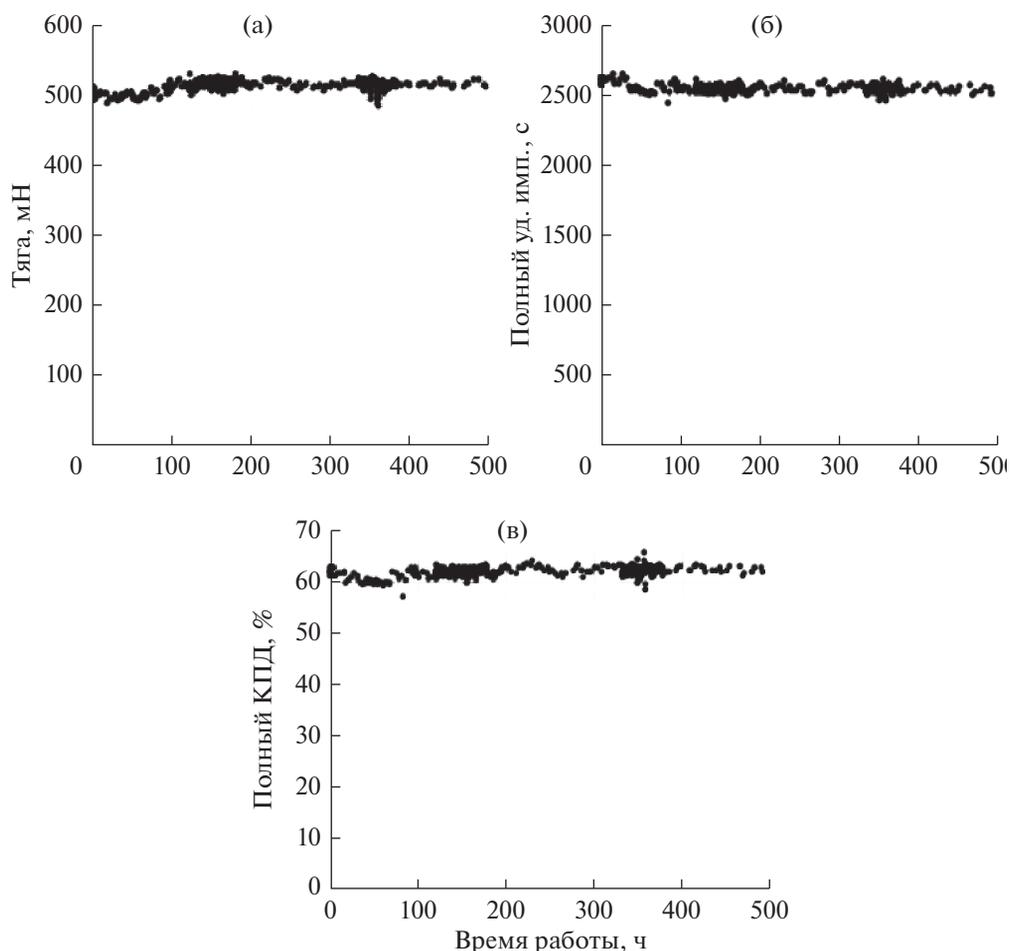


Рис. 2

вили 515 мН, 2550 с и 62.5%, соответственно. В первые 100 ч работы наблюдались изменения этих параметров в пределах 5%: наблюдался линейный рост тяги, линейное падение полного удельного импульса и рост КПД. Однако, после приработки двигателя, параметры стабилизировались и вышли на свои средние значения (рис. 2).

КЛАСТЕР НА БАЗЕ КМ-10

Чтобы показать возможность создания двигательной установки на основе нескольких совместно работающих двигателей КМ-10, были проведены исследования взаимного влияния работающих двигателей в кластере. Подобные испытания уже проводились ранее другими научными коллективами для двигателей малой мощности. В работах [7–11] показано, что кластер из трех двигателей мощностью 1.5 кВт каждый обладает такой же устойчивостью работы, как и отдельно работающий двигатель [7], что концентрация плазмы в струе кластера является суперпозицией концентраций плазмы отдельно работающих двигате-

лей, а для потенциала плазмы и температуры электронов наблюдается локальный максимум на некотором расстоянии от среза двигателя [8]. В работах [9, 10] показано, что расположение катода-компенсатора относительно холловских двигателей не влияет на рабочие характеристики кластера. Для кластера из 4-х двигателей мощностью 200 Вт каждый показано, что угловая расходимость струи кластера является суперпозицией расходимости струй отдельно работающих двигателей [11].

В экспериментальном исследовании, проведенном в АО ГНЦ “Центр Келдыша”, использовался кластер из четырех двигателей КМ-10 с максимальной суммарной мощностью работы 42 кВт (рис. 3). Системы электропитания и газоподачи в процессе эксперимента позволяли осуществлять работу двигателей в любой коммутации (от одного до четырех одновременно работающих ХД).

Испытания показали, что кластер работает устойчиво при любом количестве одновременно работающих двигателей. Количество работаю-

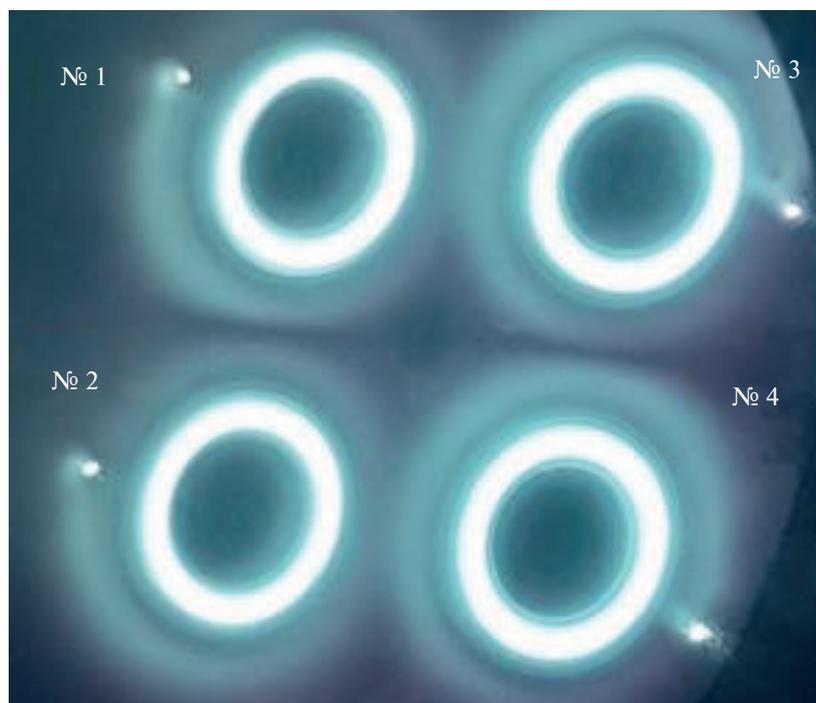


Рис. 3

ших ХД не влияет на диапазон устойчивой работы каждого из них. Параметры работы кластера в различных комбинациях по количеству и расположению включенных и выключенных двигателей, работающих в номинальном режиме, приведены в табл. 1.

Из таблицы следует, что для двух одновременно работающих двигателей отсутствует влияние совместной работы на параметры кластера, а для четырех работающих двигателей КПД суперпозиции отдельно работающих двигателей немного выше, чем КПД кластера из четырех одновременно ра-

ботающих двигателей. На данном этапе сложно утверждать, что данный эффект является результатом взаимного влияния струй двигателей друг на друга, поскольку при такой высокой мощности работы может сильно сказываться влияние стенок вакуумной камеры, в которой проводились испытания. Так или иначе, влияние оказалось незначительным (КПД кластера снизилось с 64.6 до 61%).

Описанные результаты позволяют сделать вывод о принципиальной возможности создать ДУ кластерного типа без потери уровня параметров и

Таблица 1. Параметры работы кластера в различных комбинациях включенных и выключенных двигателей

№ двигателя*	Мощность кластера, кВт	Тяга, мН	Полный удельный импульс, с	КПД, %
1	10.3	537	2700	69.1
3	10.3	505	2540	61.2
1 + 3	20.6	1042	2620	65.1
(1, 3)	20.6	1037	2580	63.8
2	10.3	501	2470	58.8
4	10.3	541	2715	69.9
2 + 4	20.6	1042	2590	64.2
(2, 4)	20.6	1057	2630	66.2
1 + 2 + 3 + 4	41.2	2084	2605	64.6
(1, 3) + (2, 4)	41.2	2066	2640	64.8
(1, 2, 3, 4)	41.7	2041	2540	61.0

* Скобки означают, что двигатели в кластере работали одновременно; знак суммы означает, что приведенные параметры определяются суммированием параметров отдельно работающих двигателей.

надежности работы единичного двигателя. Преимущество кластерного подхода заключается в расширении возможностей по дросселированию ЭРДУ при выполнении сложной задачи с регулированием параметров и по допустимому спектру задач, выполняемых одной ДУ. Ниже приведены оценки эффективности применения КМ-10 в составе ЭРДУ перспективных КА различного назначения.

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ КМ-10 В КОСМОСЕ

Электроракетные двигатели мощностью 5...10 кВт могут быть успешно использованы в различных сценариях космической деятельности. Ниже представлены материалы, которые иллюстрируют возможности улучшения показателей эффективности применения холловских ЭРД типа КМ-10 на космических аппаратах различного целевого назначения в сравнении с альтернативными вариантами использования ДУ на базе ЖРД или ЭРДУ с ионными двигателями. Рассмотрены четыре перспективных направления в применении ЭРДУ на основе КМ-10: в качестве маршевых двигателей в транспортных операциях для доставки КА тяжелого класса на геостационарную орбиту и полезных грузов на окололунную орбиту, межпланетных КА, а также для коррекции орбиты низкоорбитальной околоземной станции.

Учитывая допустимый при отработке ЭРД разброс параметров в пределах $\pm 5\%$, для оценки энергомассовой эффективности применения ЭРДУ в качестве параметров номинального режима КМ-10 приняты значения удельного импульса тяги 2600 с и тяги 515 мН при мощности 10.5 кВт (КПД $\sim 63\%$).

ДОВЫВЕДЕНИЕ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ КА ТЯЖЕЛОГО КЛАССА

Применение ЭРДУ при выведении КА на ГСО на сегодняшний день является технологией, реализованной всеми крупными мировыми разработчиками КА. Продолжительность транспортных операций в ряде случаев превышает полгода.

Использование маршевых ЭРДУ целесообразно осуществлять при выведении КА по комбинированной схеме, в которой средства выведения ракета-носитель (РН) и разгонный блок (РБ) на базе химических ДУ (ХРБ) осуществляют формирование промежуточной орбиты, а затем посредством ЭРДУ выполняется доставка КА на ГСО.

Значимость применения ЭРДУ при выведении КА на ГСО в данной статье показана на примере использования РН “Ангара-А5” (с космодрома Восточный) и кислород-водородного РБ тяжелого класса (КВТК) для запуска его на промежуточную

орбиту и ЭРДУ мощностью ~ 20 кВт на базе 2-х ЭРД КМ-10 с непрерывным режимом работы на этапе довыведения для вариантов удельного импульса тяги в диапазоне 1500...3000 с. Удельные энергомассовые характеристики подсистем ЭРДУ определены аналогично принятым в работе [12]: двигатели – 2 кг/кВт с учетом элементов крепления и системы для отвода тепла, система преобразования параметров электроэнергии и управления (СПУ) – 5 кг/кВт, баковый коэффициент (отношение массы бака к массе рабочего тела) – 0.15. В качестве базового принят вариант запуска КА РН “Ангара-А5” с доставкой на ГСО непосредственно с помощью РБ КВТК. В этом варианте масса аппарата на ГСО составляет около 5.2 т.

Результаты оценки так называемой, “полезной” массы (массы КА за вычетом массы ЭРДУ), доставляемой на ГСО ЭРДУ, в зависимости от продолжительности выведения и удельного импульса тяги приведены на рис. 4а и 4б, соответственно.

Как видно из графиков, при продолжительности перелета около полугода “полезная” масса КА на ГСО достигает величины около 7 т, что на 35% превосходит возможности использования только РБ КВТК. В случае увеличения продолжительности до 1 г. “полезная” масса КА увеличивается до 8.3 т, что на 60% больше массы, выводимой РБ КВТК в базовом варианте.

При продолжительности выведения в диапазоне 60...360 сут и принятых исходных данных оптимальный удельный импульс тяги ЭРДУ находится в пределах 2000...2500 с, что соответствует располагаемым характеристикам КМ-10 в режиме работы близком к номинальному.

Из рис. 4б следует, что с ростом продолжительности выведения влияние выбора удельного импульса тяги на эффективность применения ЭРДУ возрастает. Так, при продолжительности выведения 60 сут отклонение удельного импульса тяги от оптимального значения на 10% приводит к потере выводимой на ГСО “полезной” массы немногим более 3% (~ 180 кг), а при продолжительности выведения 360 сут увеличивает потери до 8.5% (~ 700 кг).

ДОСТАВКА ПОЛЕЗНЫХ ГРУЗОВ НА ОКОЛОЛУННУЮ ОРБИТУ

Создание электроракетных буксиров с солнечными ЭУ является одним из наиболее перспективных направлений развития средств межорбитальной транспортировки полезных грузов в околоземном пространстве, включая полеты на окололунные орбиты.

Первый перелет на окололунную орбиту с помощью ЭРДУ был осуществлен в 2003–2005 гг. европейским аппаратом *SMART-1*. Для перелета

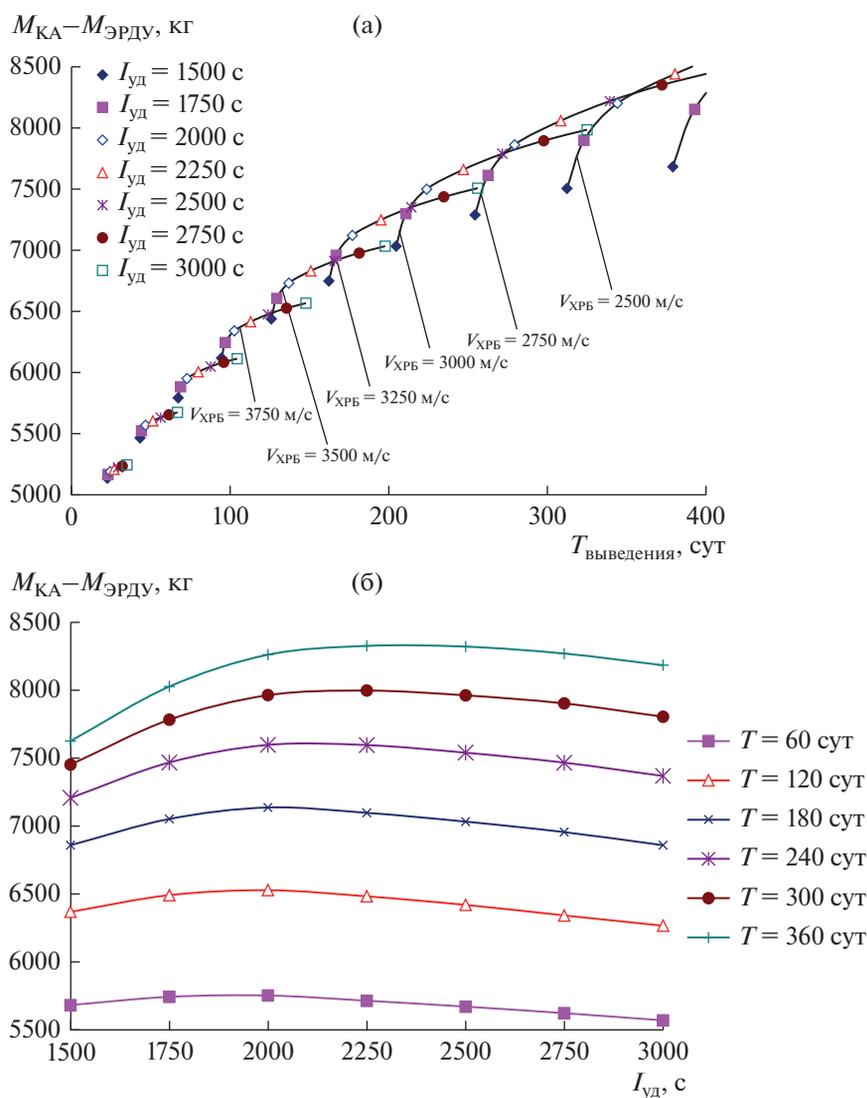


Рис. 4

использовался ЭРД PPS-1350 G, созданный на базе ЭРД СПД-100 разработки ОКБ “Факел” [13].

В 2017 г. NASA представлена концепция транспортно-энергетического модуля PPE (Power Propulsion Element) с солнечной ЭРДУ [14]. PPE оснащается двумя холловскими ЭРД мощностью 12.5 кВт и двумя двигательными модулями, каждый из которых включает 2 холловских ЭРД с номинальной мощностью 6 кВт. На настоящий момент известны намерения США осуществить запуск PPE как пилотного блока на начальном этапе строительства окололунной станции Gateway.

В данном разделе представлена концепция применения межорбитального буксира (МБ) с солнечной ЭРДУ мощностью ~50 кВт на базе холловского ЭРД КМ-10 для межорбитальной транспортировки полезных грузов на окололунную полярную орбиту. Двигатель КМ-10, способный ра-

ботать на различных режимах по напряжению и мощности электропитания, позволяет создать буксир унифицированным для применения с ракетами-носителями различной грузоподъемности и выполнения различных по энергонапряженности транспортных задач.

Унифицированный МБ на базе КМ-10 обеспечит значительно более экономичную, в сравнении с разгонными блоками и буксирами на базе ЖРД, доставку на окололунную орбиту полезных грузов массой до 10...12 т или перевод от МКС базового блока массой 21...23 т, что представляется достаточным для сборки, например, посещаемой лунной орбитальной станции (ЛОС), используя при этом лишь РН тяжелого (“Ангара-А5”) и среднего (“Союз-5”) классов грузоподъемности [15]. Достоинством применения МБ с ЭРДУ является возможность использования его солнеч-

ной батареи для электропитания доставленного полезного груза и других пользователей в составе ЛОС, а ЭРДУ – для проведения последующих коррекций орбиты или совершения станцией межорбитальных переходов.

Рассмотрено использование в составе МБ маршевой ЭРДУ на базе 10-ти КМ-10 и современной планарной солнечной батареи (СБ), аналогичной по конструкции, компоновке и характеристикам СБ российского научно-энергетического модуля (НЭМ) [16]. При пониженном режиме работы КМ-10 (с разрядным напряжением 300 В и при удельном импульсе тяги ~1900 с) унифицированный МБ в комплексе с РН “Ангара-А5” способен доставить за время ≤ 1.8 г. и пристыковать к ЛОС, расположенной на полярной орбите высотой 200 км, полезный груз массой 11.8 т. В альтернативном варианте выполнения задачи с применением кислородно-водородного буксира (МБ-КВ) и кислородно-керосинового буксира типа ДМ (МБ-ДМ), доставка аналогичного по массе и составу ПГ потребует не менее двух пусков РН “Ангара-А5” и стыковки буксиров МБ-КВ и МБ-ДМ на околоземной орбите, что определяет преимущество электроракетного буксира в простоте выполнения задачи и снижении в ~1.8 раза удельной стоимости доставки ПГ на окололунную орбиту.

В случае номинального режима работы КМ-10 с удельным импульсом тяги ~2600 с (при разрядном напряжении 500 В и мощности ~10.5 кВт), унифицированный буксир, выведенный к МКС с помощью РН среднего класса “Союз-5”, может обеспечить за то же время ≤ 1.8 г. перевод от МКС и стыковку с ЛОС российского модуля НЭМ и полезного груза с суммарной массой 23 т, используя при этом дополнительное электропитание маршевой ЭРДУ от солнечных батарей НЭМ. При традиционном способе решения этой транспортной задачи с использованием жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) потребуются создание и применение дорогих средств доставки – ракеты-носителя сверхтяжелого класса (РН СТК) и двухступенчатого межорбитального буксира, включающего кислородно-водородный разгонный блок (КВРБ) и буксир типа ДМ (МБ-ДМ) на базе кислородно-керосинового ЖРД. Соответственно, для данной задачи преимущество электроракетного буксира характеризуется снижением удельной стоимости доставки НЭМ к ЛОС примерно в 3 раза.

Иллюстративные характеристики вариантов доставки ПГ с помощью унифицированного МБ на базе ЭРД КМ-10 и буксиров на базе традиционных ЖРД приведены в табл. 2 и 3, соответственно. Значения показателей эффективности (масса ПГ, стоимость и удельная стоимость доставки ПГ к ЛОС) в табл. 2 получены с учетом

дальнейшего использования энергоустановки буксира в составе ЛОС.

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПЕРЕЛЕТЫ

ЭРДУ успешно использовались в нескольких межпланетных полетах в качестве маршевых ДУ. Следует отметить, что во всех этих полетах автоматическая межпланетная станция (АМС) доставлялась на отлетную траекторию с гиперболическим избытком скорости химическими ДУ, а ЭРДУ использовалась на гелиоцентрическом участке траектории и ее основу составляли ионные двигатели.

Эффективность применения ЭРДУ для межпланетных полетов в данной статье показана на примере перелета на низкую круговую околомарсианскую орбиту высотой 400 км в период великого синодического противостояния Земли и Марса 2050–2051 гг. Этот синодический период является самым неблагоприятным по энергетическим затратам на межпланетный перелет среди других синодических периодов 15–17-летнего цикла великих противостояний. При использовании на всех участках траектории только химических ДУ переход на достаточную низкую круговую орбиту вокруг Марса требует существенных затрат рабочего тела по сравнению с вариантом выхода на эллиптическую околомарсианскую орбиту.

В качестве средств выведения АМС рассматриваются РН “Союз-2.1б” [17], РБ “Фрегат” [18] и ЭРДУ мощностью 15 кВт на околоземной орбите (на расстоянии 1 а.е. от Солнца) с вариацией удельного импульса тяги 2000 и 3000 с, что реализуется ЭРД холловского типа, включая КМ-10, а также 4000 с, что характерно для ионных двигателей. Массовые характеристики ЭРДУ рассчитаны в соответствии с удельными энергомассовыми характеристиками входящих в ее состав подсистем, принятыми в работе [12].

В базовом варианте разгона при запуске РН “Союз-2.1б” и химической ДУ АМС, аналогичной по составу ДУ РБ “Фрегат”, конечная масса АМС на околомарсианской орбите за вычетом химической ДУ (“полезная” масса) составляет около 260 кг. При этом “полезная” масса включает массу не только научных инструментов, но и всех служебных подсистем, кроме ДУ.

На рис. 5а и 5б показаны результаты оценки конечной массы АМС на околомарсианской орбите и “полезной” массы в зависимости от суммарной продолжительности перелета, включая околоземный, межпланетный и околомарсианский участки.

Представлены варианты: формирование траектории отлета АМС с использованием РБ “Фрегат” для создания гиперболического избытка скорости (схема разгона 1) и более сложный вариант

Таблица 2. Характеристики доставки ПГ к ЛОС буксиром на базе ЭРД КМ-10

Выполняемая транспортная задача	Доставка ПГ к ЛОС	Перевод НЭМ от МКС к ЛОС
Мощность электропитания ЭРДУ, кВт	54	54 + 54 (от НЭМ)
Разрядное напряжение ЭРД, В	300	500
Удельный импульс тяги ЭРД, с	~1900	~2600
Используемая РН	“Ангара-А5”	“Союз-5”
Число пусков РН	1	
Стыковка на околоземной орбите	Не требуется	
Орбита ЛОС	Круговая, полярная, $H = 200$ км	
Длительность перелета к ЛОС, год	1.75	1.78
Расход ксенона на перелет, т	8.21	10.30
Масса ПГ, доставляемого к ЛОС, т	11.8	23
Стоимость доставки ПГ к ЛОС, млрд руб.	7.20	6.02
Удельная стоимость доставки ПГ к ЛОС, тыс. руб./кг	610	262

Таблица 3. Характеристики доставки ПГ к ЛОС с помощью буксиров на базе ЖРД

Выполняемая транспортная задача	Доставка ПГ к ЛОС	Перевод НЭМ от МКС к ЛОС
Используемая РН	“Ангара-А5”	РН СТК
Число пусков РН	2	1
Грузоподъемность РН на НОО, т	2×25	~80
Стыковка на околоземной орбите	Требуется	Не требуется
Орбита ЛОС	Круговая, полярная, $H = 200$ км	
Средства межорбитальной транспортировки	МБ-КВ (I ст.) МБ-ДМ (II ст.)	КВРБ (I ст.) МБ-ДМ (II ст.)
Масса ПГ, доставляемого к ЛОС, т	11.2	21 (НЭМ)
Стоимость доставки ПГ к ЛОС, млрд руб.	12.61	17.64
Удельная стоимость доставки ПГ к ЛОС, тыс. руб./кг	1125	840

(схема разгона 2) с использованием РБ “Фрегат” для выхода с опорной орбиты на эллиптическую околоземную промежуточную орбиту с низким перицентром высотой 300 км, дальнейшим перелетом с помощью ЭРДУ на эллиптическую орбиту с более высоким апоцентром без изменения высоты перицентра и созданием гиперболического избытка скорости на отлетной траектории разгонным блоком “Фрегат”, после чего происходит сброс РБ.

Последний этап работы РБ требуется для обеспечения быстрого набора гиперболического избытка скорости, отсутствие которого приводит к резкому увеличению суммарной продолжительности перелета. Количество включений/выключений ЭРДУ и продолжительность пассивных/активных участков оптимизированы. В обоих вариантах перелет АМС на гелиоцентрическом и околомарсианском участках траектории полета выполняется маршевой ЭРДУ, включая сход с параболической траектории подлета и скрутку у Марса с непрерывно включенной ЭРДУ.

Как следует из графиков на рис. 5, при использовании на околоземном участке разгона только химического РБ (схема разгона 1) существует предел достижимой конечной массы АМС, величина которого зависит от величины удельного импульса тяги ЭРДУ. Предел обусловлен тем, что при наращивании продолжительности пассивных участков на гелиоцентрическом участке траектории межпланетного перелета снижение энергетических затрат на перелет происходит вплоть до приближения величин характеристической скорости к импульсному решению, после чего снижение характеристической скорости (и, соответственно, рост доставляемой массы) не происходит. Расширить границу достижимых конечных масс возможно при использовании ЭРДУ на этапе отлета от Земли (рис. 5, схема разгона 2), однако, с некоторым увеличением продолжительности перелета.

Результаты оптимизационных расчетов межпланетных траекторий (рис. 5) показывают, что варианты использования ЭРДУ дополнительно на геоцентрическом участке полета (схема разго-

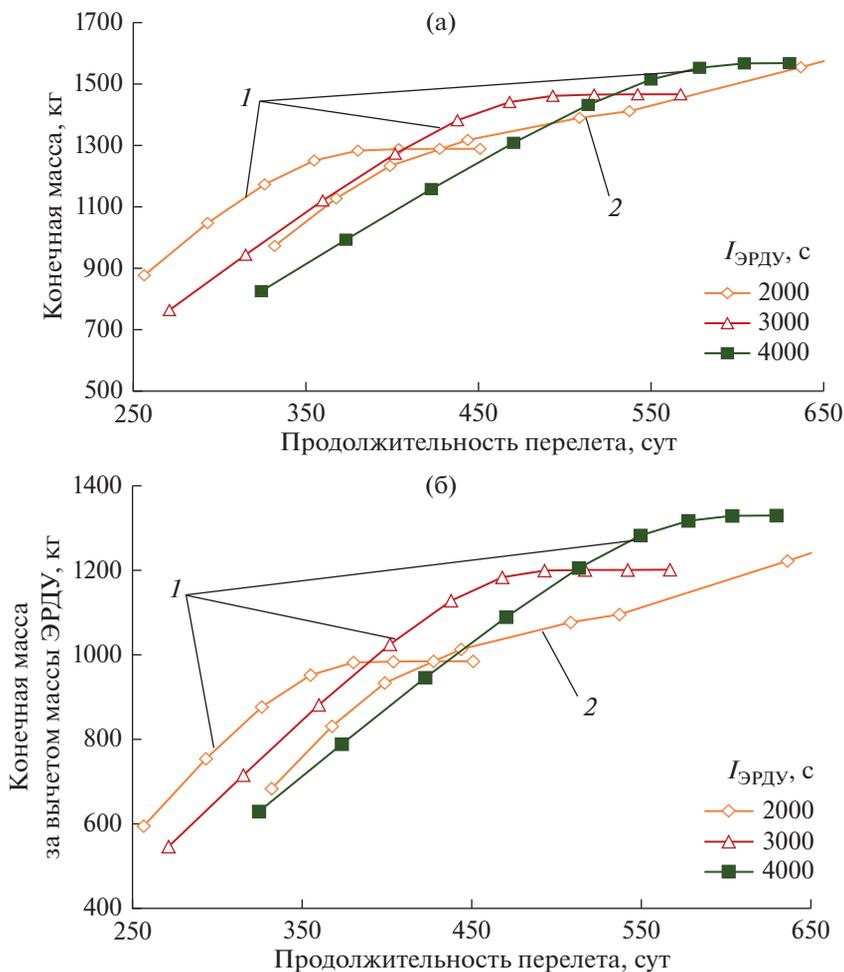


Рис. 5

на 2) с удельным импульсом тяги 2000 с обеспечивают конечные массы АМС при близких затратах времени на перелет, сопоставимые с вариантами работы ЭРДУ только на гелиоцентрическом и околомарсианском участках (схема разгона 1) с удельным импульсом тяги 3000 или 4000 с.

Таким образом, использование холловских ЭРД типа КМ-10 с удельным импульсом тяги 2000...2300 с мощностью 5...6 кВт в количестве 3-х двигателей или 2-х двигателей с удельным импульсом 3000 с мощностью 8 кВт в составе ЭРДУ с суммарной мощностью 15...18 кВт с учетом соответствующей схемы полета позволит обеспечить конечную массу АМС практически одинаковую с вариантом применения ионных двигателей без значительного увеличения затрат времени на перелет.

КОМПЕНСАЦИЯ АЭРОДИНАМИКИ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

Известен ряд публикаций, в которых рассматриваются задачи применения ЭРДУ для компен-

сации аэродинамического возмущения орбиты низкоорбитальных КА, в том числе имеется практический опыт применения ЭРДУ на малоразмерных КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) в Японии (*SLATS*) и в Израиле (*VENμS*), в Европе на КА научного назначения (*GOCE*), в США на технологическом КА малой размерности *TacSat-2*, что определяет целесообразность проведения исследований эффективности применения ЭРД с высоким удельным импульсом тяги на экологически безопасном рабочем теле для поддержания высоты рабочей орбиты орбитальной станции (ОС).

Рассматривается вариант создания российской орбитальной станции массой 80...100 т на базе модулей *МКС* после завершения ее функционирования.

В статье представлены оценки необходимых затрат массы рабочего тела для поддержания высоты рабочей орбиты гипотетической ОС массой 120 т в окрестности 350 км с коридором ±3 км в течение САС 20 лет с помощью ЭРДУ на базе холловского ЭРД КМ-10, который использует все-

нон в качестве рабочего тела и обеспечивает тягу 515 мН и удельный импульс тяги 2600 с в длительном режиме работы на мощности 10.5 кВт (КПД ~ 63%). При этом располагаемая мощность системы энергоснабжения ОС около ~20 кВт предполагает наличие солнечной батареи мощностью ~40 кВт, площадь панелей которой составит ~200 м² при удельной мощности фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) около 200 Вт/м², что в среднем характерно для арсенид-галлиевых ФЭП.

Оценка затрат рабочего тела для поддержания высоты орбиты ОС получена путем математического моделирования ее движения в оскулирующих координатах только под действием аэродинамических сил и тяги ЭРД (без учета влияния на параметры орбиты нецентральной гравитационного поля Земли, светового давления, притяжения Луны и Солнца). Используемая модель движения учитывает зависимость аэродинамических сил, действующих на ОС, от изменения плотности атмосферы при разной освещенности (день, ночь), солнечной активности в течение САС и ориентации панелей СБ к вектору скорости, что определяет уровень эффективного баллистического параметра ОС.

По оценкам суммарный импульс тяги ЭРДУ, необходимый для поддержания высоты орбиты ОС в течение 5 лет полета (время характерное для изменения солнечной активности от минимума до максимума), составил примерно ~16500 кНс, что определяет уровень воздействия на ОС возмущающих аэродинамических сил. При использовании ЭРД КМ-10 с удельным импульсом 2600 с затраты рабочего тела для отработки возмущений атмосферы с учетом ~10% резерва составят около ~700 кг. При этом время работы КМ-10 составит около 10000 ч, что соответствует примерно 25% от времени эксплуатации ОС.

Учитывая незабор и утечки рабочего тела на уровне 5%, а также баковый коэффициент на уровне 0.15, замену двух ЭРД массой 10 кг каждый и СПУ с удельной массой 5 кг/кВт, поставка ксенона и двигательных блоков ЭРДУ общей массой ~900 кг потребует 4-х пусков РН с космическими кораблями транспортно-технического обслуживания (КК ТТО) в течение САС 20 лет.

Соответственно, при использовании ЖРД малой тяги с удельным импульсом ~300 с для поддержания высоты орбиты ОС доставка двухкомпонентного топлива АТ-НДМГ потребует 8 запусков КК ТТО в течение 5-и лет и 32 в течение всего САС, что в 8 раз превышает необходимые затраты, обусловленные запуском КК ТТО с целью поставки ксенона для ЭРДУ на основе КМ-10. Однако при этом необходимо заметить, что в зависимости от изменения уровня солнечной активности в течение САС для электропитания ЭРДУ мощ-

ностью около 12 кВт потребуется от 5 до 25% электроэнергии, вырабатываемой системой электропитания ОС.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

ЭРД холлового типа КМ-10 разработки АО ГНЦ “Центра Келдыша” прошел этап наземной отработки и, как показано в статье, не уступает по характеристикам ближайшим аналогам HERMeS и Н9. В проведенных ускоренных 500-часовых ресурсных испытаниях КМ-10 в номинальном режиме при мощности 10.4 кВт обеспечил осредненные значения выходных параметров: по тяге 515 мН, по удельному импульсу тяги 2550 с (КПД 62%) при этом прогнозируемый ресурс составил более 10000 ч. В испытаниях кластерной сборки двигательного модуля из 4-х двигателей мощностью ~42 кВт показано, что характеристики по удельному импульсу и тяге практически равны суперпозиции соответствующих параметров отдельных ЭРД.

Показано эффективное применение ЭРДУ на основе КМ-10 в составе космических средств различного целевого назначения при выполнении ряда задач в околоземном и межпланетном пространстве.

В задаче доставки на геостационарную орбиту телекоммуникационных КА тяжелого класса при запуске РН “Ангара-А5” с космодрома Восточный применение ЭРДУ мощностью ~20 кВт на основе 2-х КМ-10 для довыведения увеличит выводимую на ГСО массу за вычетом массы ЭРДУ до 7...8.3 т в зависимости от продолжительности выведения 0.5...1 г., что примерно на 35...60% больше, чем при использовании кислородно-водородного разгонного блока тяжелого класса КВТК (5.2 т).

Унифицированный межорбитальный буксир с СБ мощностью ~50 кВт и ЭРДУ на основе 10-ти КМ-10, используемый в комплексе с тяжелой РН “Ангара-А5”, обеспечивает доставку к лунной орбитальной станции (ЛОС), расположенной на полярной орбите высотой $H = 200$ км, полезных грузов массой до ~12 т (за время ~1.8 г.) при снижении удельной стоимости их доставки в ~1.7 раза по сравнению с традиционными буксирами на базе ЖРД. Аналогичный по длительности перевод от МКС к ЛОС научно-энергетического модуля (НЭМ) массой до ~23 т, осуществляемый унифицированным буксиром с дополнительным электропитанием его маршевой ЭРДУ от солнечных батарей НЭМ, может быть реализован в комплексе с РН среднего класса “Союз-5” при снижении стоимости выполнения данной задачи в ~3 раза по сравнению с традиционными средствами — разгонными блоками и буксирами сверхтяжелого класса на базе ЖРД.

Выполнение межпланетных перелетов к разным планетам и астероидам автоматических КА с применением ЭРДУ на основе 2-х КМ-10 суммарной мощностью ~15 кВт на орбите Земли позволяет обеспечить близкие величины доставляемой “полезной” массы и времени перелета по сравнению с вариантом использования ионных двигателей, что показано на примере полета на околомарсианскую орбиту высотой 400 км при запуске РН “Союз” с РБ “Фрегат”.

Поддержание орбиты функционирования околоземной орбитальной станции массой ~120 т энерговооруженностью ~20 кВт (мощность СБ ~ 40 кВт) на высоте ~350 км с использованием ЭРДУ на основе ЭРД типа КМ-10 позволит сократить массу поставляемого для дозаправки в течение САС рабочего тела примерно в ~8...9 раз по сравнению с вариантом использования ЖРДУ для отработки аэродинамических возмущений орбиты ОС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Hofer R., Kamhawi H., Herman D. et al.* Development Approach and Status of the 12.5 kW HERMeS Hall Thruster for the Solar Electric Propulsion Technology Demonstration Mission // Paper IEPC-2015-186. 30th International Symposium on Space Technology and Science 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium, 2015. Kobe, Hyogo, Japan.
2. *Williams G.J., Jr., Gilland J.H., Peterson P.Y. et al.* Wear Testing of the HERMeS Thruster // Paper AIAA 2016-2025. 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016. Salt Lake City, USA.
3. *Hofer R.R., Cusson S.E., Lobbia R.B., Gallimore A.D.* The H9 Magnetically Shielded Hall Thruster // Paper IEPC-2017-232. 35th International Electric Propulsion Conference, 2017. Atlanta, Georgia, USA.
4. *Shashkov A.S., Lovtsov A.S.* Laboratory tests of 10.5 kW Hall thruster and 42 kW cluster // The CyberSpace Edition, 71st International Astronautical Congress (IAC), 12–14 October 2020.
5. *Ostrivsky V.G., Smolentsev A.A., Sokolov B.A.* The experience of the creation of electric propulsion thrusters with high power in “S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia” // Electronic J. proceedings of MAI. 2002. № 60.
6. *Szabo J.J., Azziz Y.* Characterization of a High Specific Impulse Xenon Hall Effect Thruster // Paper IEPC-2005-324. 29th International Electric Propulsion Conference, 2005. Princeton University.
7. *Rusakov A.V. et al.* Multiple thruster propulsion system integration study // Paper IEPC-97-130. 25th International Electric Propulsion Conference, 1997. Cleveland, USA.
8. *Beal B., Gallimore A. et al.* Preliminary plume characterization of a low-power Hall Thruster Cluster // Paper AIAA 2002-4251. 38th Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002. Indianapolis, IN.
9. *Zakharenkov L.E., Semenkin A.V. et al.* Study of Multi Thruster Assembly Operation // Paper IEPC-2003-0311. 28th International Electric Propulsion Conference, 2003. Toulouse, France.
10. *Tverdokhlebov S.O., Semenkin A.V. et al.* Consideration of cluster design approach for high power Hall propulsion // Paper AIAA-2003-0494.
11. *Hargus W.A., Reed G.* The Air Force Clustered Hall Thruster Program // Paper AIAA-2002-3678.
12. *Синицын А.А.* Исследование эффективности использования маршевой электроракетной двигательной установки для выведения космического аппарата на геостационарную орбиту // Космонавтика и ракетостроение. 2009. Т. 57. № 4. С. 95–108.
13. *Duchemin O., Zurbach S. et al.* Qualification of the PPS-1350 Hall plasma thruster at 2.5 kW // Paper AIAA 2013-4113. 2013.
14. *Herman D.* Overview of the Development of the Advanced Electric Propulsion System (AEPS) // 68th International Astronautical Congress, 2017, Adelaide, Australia.
15. *Микрин Е.* Отечественная космонавтика: впереди Луна? // Русский космос. 2019. № 2. С. 2–7.
16. *Бидеев А.Г., Семин А.Ю., Ахмедов М.Р. и др.* Проектирование системы энергоснабжения научно-энергетического модуля для российского сегмента Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2015. Т. 9. № 2. С. 64–74.
17. *Анишаков Г.П., Капитонов В.А., Кирилин А.Н., Фомин Г.Е.* Ракета-носитель “Русь” – новые возможности знаменитой “семерки” // Полет. 2006. № 3. С. 3–8.
18. *Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. и др.* Модернизация разгонного блока “Фрегат” // Вестник ФГУП НПО им. Лавочкина. 2009. № 2. С. 13–18.