

# КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ. ИССЛЕДОВАНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

УДК 621.455

## ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОЛЬЦЕВЫХ ИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Д. А. Бондаренко, К. В. Вавилин, И. И. Задириев,  
Е. А. Кралькина, С. Ю. Маринин, А. А. Ходов

*Представлен анализ результатов отечественных и зарубежных разработок в части создания электроракетных двигательных установок для использования их в составе транспортно-энергетических систем на основе межорбитального электроракетного буксира. Рассматривается увеличение эффективной площади ионно-оптической системы электроракетного двигателя с целью достижения требуемых тяговых характеристик, а также учитываются возникающие конструктивные трудности с разработкой крупногабаритных двигателей. Приведены перспективные пути решения основных проблем создания высокомошных двигательных установок, связанных с отсутствием технологической возможности создания крупногабаритных ионно-оптических систем (диаметром более 500 мм), разнотяговостью и трудностью обеспечения одновременной работы двигательных установок при использовании более 2 штук.*

*Ключевые слова:* кольцевой ионный двигатель, ионно-оптическая система, газоразрядная камера, космический аппарат, транспортно-энергетическая система, электроракетный буксир, межорбитальный перелет.

### Введение

Развитие космической отрасли требует создания эффективных электроракетных двигателей для космических аппаратов. При этом с расширением спектра запускаемых космических аппаратов и освоением новых орбит (в частности, сверхнизких) расширяется перечень специфических требований, предъявляемых к бортовым двигателям, а также увеличивается диапазон требуемых мощностей, удельных импульсов и габаритных размеров. Ряд перспективных задач, одной из которых является создание межорбитального буксира, требует разработки крупногабаритных электроракетных двигателей с высокими тяговыми характеристиками ( $>1$  Н) и высоким удельным импульсом ( $>4500$  с). Естественными кандидатами на подобную роль являются ионные двигатели (ИД). ИД являются зрелой технологией и обладают целым рядом сильных сторон, к которым относятся малая расходимость ионного потока, высокий тяговый коэффициент полезного действия (КПД), значительный ресурс службы и возможность получения больших значений удельного импульса. Однако масштабирование ИД в сторону больших мощностей имеет свою специфику, а именно требует увеличения габаритных размеров ионно-оптической системы (ИОС) и, следовательно, увеличения диаметра газоразрядной камеры (ГРК). Необходимость увеличения габаритных размеров обусловлена существованием предельной плотности проходящего через ИОС ионного тока, который определяется законом Чайлда – Ленгмюра (закон « $3/2$ ») [1]. Плотность ионного тока, приходящего из ГРК на эмиссионный электрод, определяется параметрами плазмы в ГРК. Однако при большей, чем предельная, плотности тока поток ионов через ИОС не будет сформирован должным образом. Он попадет на ускоряющий электрод и вызовет его эрозию. При уменьшении плотности тока пучок оказы-

вается «перефокусированным» и, вообще говоря, также может вызвать эрозию. Таким образом, условием стабильной работы ИОС двигателя является согласование плотности тока, поступающей из плазмы, и плотности тока, под которую оптимизирована ИОС. Таким образом, при условиях подобного согласования, а также заданных параметрах ИОС (напряжении между электродами и расстояниях между ними), увеличение выходящего из двигателя ионного тока возможно только при увеличении площади ИОС.

Создание ИОС больших площадей сопряжено с рядом серьезных проблем. Рассмотрим наиболее существенные из них. Первой проблемой является сложность выставления соосности отверстий и межэлектродного зазора с требуемой точностью – процесса юстировки. В классической схеме ИОС с цельным электродом присутствует неоднородность межэлектродного зазора по площади электрода, связанная с имеющимся отклонением от плоскостности, а регулировка зазора может выполняться только в местах крепления электродов, размещенных по периферии. Кроме того, в двигателях с диаметром пучка от 150 мм с плоскими электродами ИОС под действием тепловых нагрузок происходит неконтролируемое изменение межэлектродного зазора. В худшем случае это приводит к электрическому замыканию между сетками.

Второй проблемой является расходимость ионного пучка. Величина угловой расходимости истекающего из ИД пучка ионов, напрямую связанная с формой электродов ИОС, влияет на тяговый КПД и степень воздействия плазменной струи на элементы КА. Величина тяги определяется не суммой скоростей элементарных пучков ионов, а суммой их проекций на ось двигателя, поэтому максимальной эффективностью обладают плоские электроды с плоскостью, перпендикулярной вектору тяги. Для эффективного извлечения пучка ионов из ИОС

толщина эмиссионного электрода (ЭЭ) должна быть менее 1 мм. При изготовлении цельного плоского электрода большого диаметра такой толщины сложно добиться удовлетворительной плоскостности. Более того, такие электроды не будут обладать достаточной стойкостью к вибрационным механическим нагрузкам.

Третья проблема – неоднородность распределения плотности плазмы в ГРК по радиусу. Ресурс ионного двигателя определяется потоками на ИОС медленных вторичных ионов, которые образуются в результате столкновений перезарядки ускоренных ионов и нейтральных атомов рабочего тела, присутствующих в межэлектродном зазоре и вблизи поверхности внешнего электрода ИОС, обращенной в сторону плазмы пучка. Объемная скорость образования вторичных ионов прямо пропорциональна плотности потока первичных ускоренных ионов и плотности потока нейтральных атомов. Известно, что при использовании классической схемы ионного двигателя с центральным расположением катода в ГРК основная зона ионизации соответствует центральной области ИОС, а плотность потока ионов монотонно снижается от центра к периферии. Имея такое распределение плотности потока ионов, наибольшая эрозия электродов ИОС будет наблюдаться в центральной области и, чем выше коэффициент неоднородности потока, тем выше скорость образования вторичных ионов, а значит и скорость эрозии центральной части ускоряющего электрода.

Перечисленные проблемы фактически ограничивают диаметр летных моделей ИД величиной около 400 мм. Естественным решением при необходимости дальнейшего увеличения мощности и габаритных размеров ИД является переход к схеме кольцевого ионного двигателя (КИД). Подобные устройства имеют ГРК тороидальной формы с ИОС в форме кольца. Кольцевые электроды ИОС имеют крепления по внешнему и внутреннему радиусам, а габариты ИОС могут наращиваться при фиксированной разности между этими радиусами, что сразу устраняет перечисленные выше основные проблемы больших ИОС. При этом подобное преимущество КИД получается ценой меньшей эффективности, по сравнению с классической схемой ИД, что связано с появлением дополнительных потерь частиц из плазмы внутри ГРК на внутренней стенке.

#### Предпосылки создания ионного двигателя кольцевой конфигурации

Идея КИД не нова, поскольку, начиная с 1970-х годов, велись разработки крупногабаритных ИД (диаметром до 500 мм). На рис. 1 представлены

варианты реализации ИД, а также наблюдается переход из цилиндрической (рис. 1, а) формы в «псевдокольцевую» (рис. 1, б, в, г) [2].

Научно-технический прогресс и накопленный опыт в изучении ИД послужил толчком к переходу от «псевдокольцевого» ионного двигателя к кольцевым ионным двигателям [3, 4], прототипы которых представлены на рис. 2. Основным отличием этих типов ИД является конструкция ИОС, а именно форма электродов (1) и узлы крепления (2).

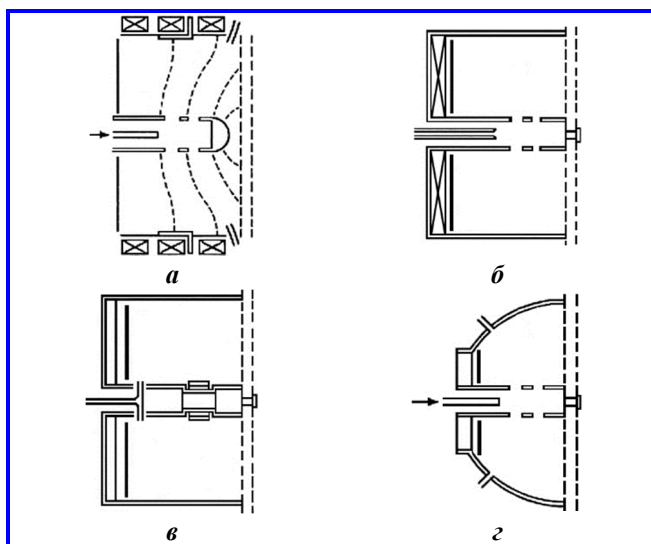


Рис. 1. Варианты конфигураций двигателя с закреплением ионно-оптической системы по центру: а – цилиндрической формы; б, в, г – переход формы в «псевдокольцевую»

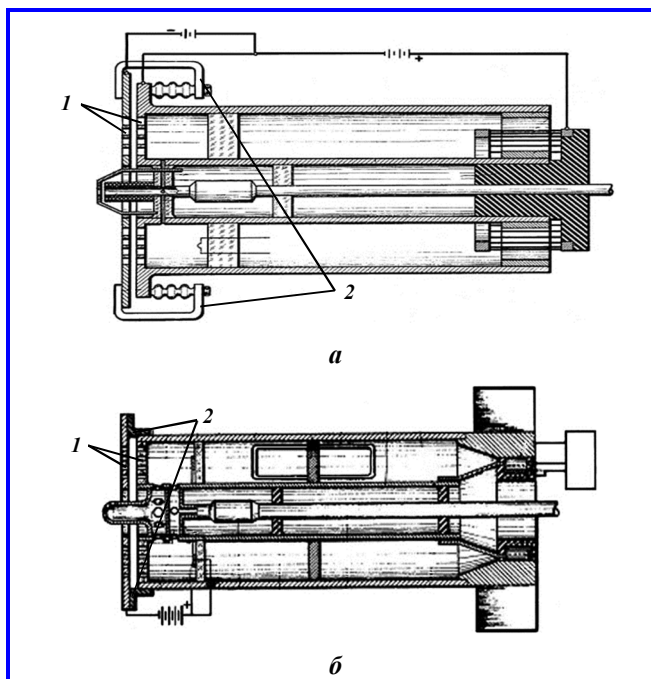


Рис. 2. Схемы прототипов кольцевого ионного двигателя Альфреда Бара: а – 1973 г.; б – 1975 г.; 1 – электрод; 2 – узлы крепления

С середины 1970-х до начала 1990-х гг. в СССР, а затем и в Российской Федерации (ПАО «РКК «Энергия» имени С.П. Королева), в широкой кооперации организаций интенсивно велись работы по разработке космической ядерной энергетической установки мощностью 500 – 600 кВт. На основе данной разработки предполагалось создание межорбитального электроракетного буксира «Геркулес» применительно к решению задач транспортировки на геостационарную орбиту тяжелых полезных грузов и обеспечения их маневрирования в космическом пространстве [5].

В начале 1980-х годов прошлого столетия в ОКБ «Факел» велись работы по созданию электроракетной двигательной установки (ЭРДУ), где параллельно с разработкой стационарного плазменного двигателя СПД-290 проводились работы по созданию крупногабаритного ионного двигателя с диаметром ионно-оптической системы 400 мм. Конструктивно-технологические трудности при создании ИОС данного размера требовали оригинальных решений. Одним из вариантов решения этой проблемы стала проработка КИД с ГРК кольцевой формы (торообразной), представленной на рис. 3, а. Рассматривался вариант с кольцевой ионно-оптической системой (см. рис. 3, б) и ее дальнейшее развитие в виде комбинированной формы, образованной двумя прямолинейными участками, соединенными симметричными криволинейными участками (см. рис. 3, в) [6]. Дальнейшего развития данное направление не приобрело.

Последние два десятилетия наблюдается тенденция роста интереса к КИД. Понимая проблемы, связанные с обеспечением однородности плазмы в ГРК большого размера, в ПАО «РКК «Энергия» имени С.П. Королева решили вернуться к варианту кольцевых ионных двигателей [7], повторив известный подход: выполнить корпус ионного двигателя торообразным, при этом катод-нейтрализатор устанавливается по центральной оси корпуса, а электроды ИОС и ГРК имеют кольцеобразную форму, причем их внутренние поверхности по периметру жестко закреплены на внутренней поверхности корпуса ионного двигателя (см. рис. 4, а).

Еще одним техническим решением, направленным на увеличение коэффициента использования рабочего тела и КПД ИД, а также повышение ресурса, является ионный двигатель, рассмотренный в патенте на изобретение [8]. На рис. 4, б, представлена схема предлагаемого изобретения.

Усилия NASA по масштабированию ИД в область больших мощностей воплотились в программе Prometheus. В рамках программы был разработан двигатель Nuclear Electric Xenon Ion System (NEXIS), огневые испытания которого пред-

ставлены на рис. 5, мощностью до 27 кВт, удельным импульсом до 8700 с и тягой до 0,517 Н с диаметром ионно-оптической системы 570 мм [9].

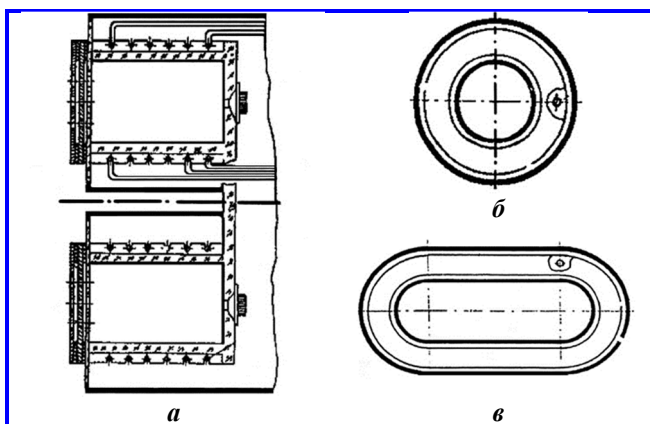


Рис. 3. Схема высокочастотного источника ионов: а – сечение; б – кольцевой вариант ионно-оптической системы; в – ионно-оптическая система комбинированной формы

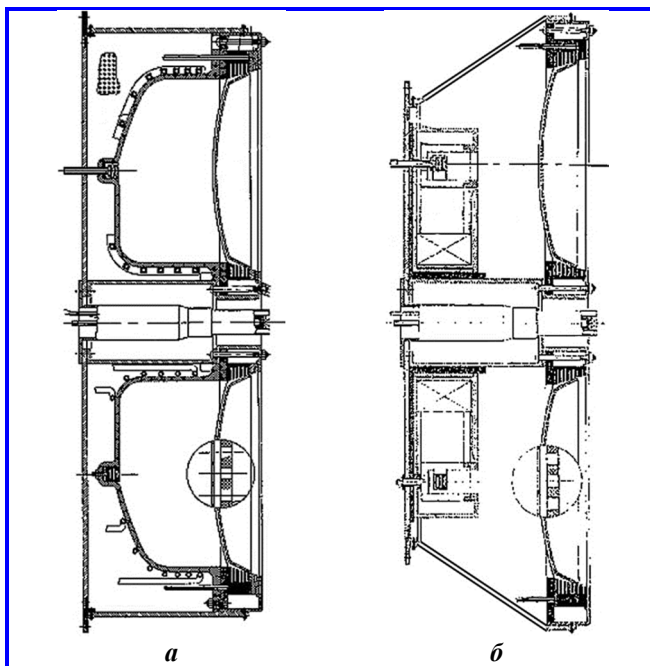


Рис. 4. Схемы ионных двигателей разработки ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева: а – с высокочастотным индуцированием разряда; б – с замкнутым дрейфом электронов



Рис. 5. Огневые испытания NEXIS



Лабораторная модель двигателя создавалась для подтверждения характеристик ГРК и правильности выбора конструкции ИОС. После огневых испытаний был проведен анализ узла ИОС. Было принято решение заменить плоские электроды на сферические. Данная замена приводила к увеличению угла расходимости ионного пучка и, как следствие, снижению тягового КПД. Однако сферическая форма позволяла сохранить целостность электродов под воздействием стартовых вибрационных нагрузок. Снижение эффективности работы двигателя при переходе от плоских электродов к сферическим компенсировалось увеличением толщины ускоряющего электрода (УЭ), что повысило газовую эффективность, и уменьшением толщины ЭЭ, что привело к увеличению эффективной прозрачности ИОС для ионов и, как следствие, снижению цены иона.

В целом возникшие в ходе выполнения проекта сложности в создании ИОС указали на невозможность создания ИД высокой мощности (более 50 кВт) в рамках их устоявшейся схемы. Так, например, если использовать ИОС, отработанную на двигателе NEXIS, то повышение мощности двигателя до 100 кВт приведет к увеличению рабочего диаметра сетки более чем до 1,2 м. За рубежом ведутся исследования по применению сеток ИОС из углеволокна. Однако, для ИОС диаметром более 1 м технология пока не отработана.

Возвращение NASA к концепции КИД произошло в 2011 г. и представляет собой естественное развитие сеточной технологии ЭРДУ малой тяги за пределами их возможностей, воплощенных в ИД малой тяги NASA (NEXT) [9]. КИД целесообразно использовать в ИД, требующих уровней мощности, превышающих возможности NEXT (в 14 кВт), с потенциальным увеличением подводимой мощности до 100 кВт. Разработанный КИД является составной частью электроракетной двигательной установки NEXT.

Особое внимание следует обратить на серьезность подхода по разработке КИД (рис. 6) со стороны Китайской народной республики (КНР) [10], где особое внимание уделено исследованию процессов, протекающих в ГРК ИД (например, процесс ионизации для выбранной модели ИД – рис. 7) [11]. Также заслуживает внимания обилие организаций, которыми финансируются данные работы: Национальной ключевой программой исследований и разработок Китая, Национальным фондом естественных наук Китая, Национальной ключевой программой исследований и разработок для межправительственного международного научно-технического

инновационного сотрудничества, Фондами фундаментальных исследований для центральных университетов Китая, Ключевого проекта исследований и разработок провинции Ляонин и Проекта развития науки и технологий с центральным управлением.

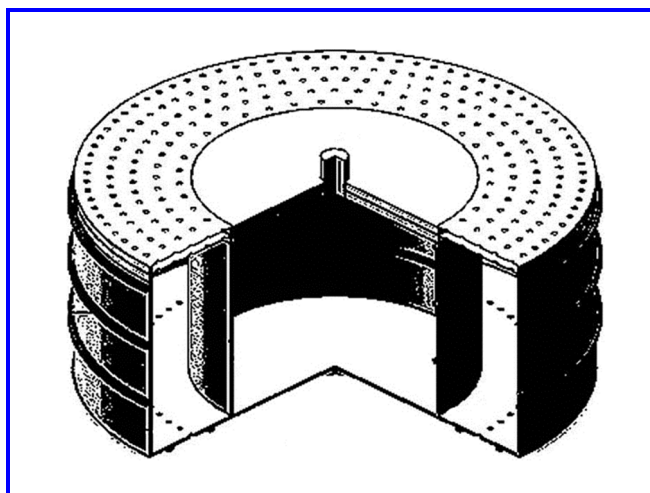


Рис. 6. Кольцевой ионный двигатель без разрядного катода

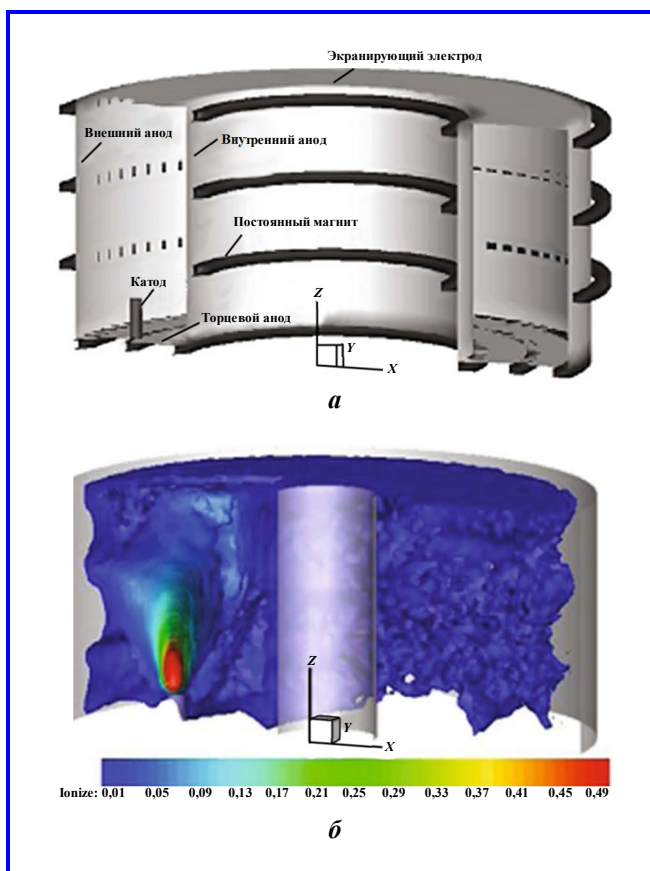


Рис. 7. Кольцевой ионный двигатель: а – конструкция; б – компьютерное моделирование процесса ионизации

Рассматриваемые зарубежными специалистами тороидальные конфигурации газоразрядных камер предполагают размещение катода на оси системы, что потенциально может привести к увеличению эффективности работы катода за счет увеличения вытягивающего электронного потока электрического поля (в силу более близкого расположения к области плотного ионного потока).

В 2009 – 2012 гг. РКК «Энергия» им. С.П. Королева совместно с АО ГНЦ «Центр Келдыша» (организатор работ), АО «НИКИЭТ» и другими ведущими организациями ракетно-космической отрасли приняла участие в проекте «Создание транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса» [5]. Транспортно-энергетический модуль предназначался для доставки грузов на высокие околоземные орбиты (включая геостационарную орбиту – ГСО), к Луне, в точки либрации системы Земля – Луна, а также для решения ряда других задач в околоземном и околосолнечном космическом пространстве.

В проекте, наряду с ядерным, также был рассмотрен солнечный межорбитальный буксир мощностью 15 МВт с тонкопленочными солнечными батареями и электроракетной двигательной установкой. В процессе работы над проектом были определены параметры ЭРДУ, исходя из баллистических расчетов: удельный импульс 3000 с и суммарная тяга не менее 16 Н. По предварительным оценкам тяговый модуль (единичный электроракетный двигатель с блоком газораспределения или с возможностью работы на альтернативном рабочем теле (йод, ртуть)) должен обладать следующими характеристиками:

- потребляемая мощность  $\geq 25$  кВт;
- удельный импульс 3000 ... 4000 с;
- тяга  $\geq 1$  Н;
- ресурс  $\geq 36\,000$  ч.

На сегодняшний день в России разработаны несколько типов крупногабаритных электроракетных двигателей, характеристики которых представлены в таблице.

В настоящей работе не ставится задача сравнения различных типов двигателей, в частности стационарного плазменного двигателя и ИД. Задача работы – рассмотрение одного из возможных вариантов развития ИД.

Оценочно ИД с диаметром ИОС 65 см или даже 80 см потребует мощности на уровне 79 кВт или 105 кВт. Тяга двигателя будет составлять 1,52 и 2,27 Н, соответственно. Удельный импульс может быть повышен с 6880 до 7120 с ... 7320 с, а об-

щий КПД – с 78,6 до 81,3 % ... 83,5%. Столь большие мощности и диаметры ИОС делают КИД естественным кандидатом на роль двигателя для упомянутого ядерного буксира.

### Перспективы будущего развития кольцевых двигателей

Концепция КИД имеет потенциал, позволяющий в корне изменить реализацию ЭРДУ по сравнению с ГРК цилиндрической формы в части:

- увеличения предельно допустимого диаметра двигателя;
- увеличения подводимой мощности к двигателю;
- увеличения ресурса.

Развитие КИД идет различными путями, из которых особый интерес представляют:

- сегментация электродов ИОС (рис. 8, а и б) [12];
- улучшение конфигурации разрядной камеры (рис. 9) [13];
- установка одного двигателя в другой (схема с двумя ГРК) (рис. 10) [14].

Также возможны конфигурации двигателя с расположенными под углом к оси системы электродами ИОС, что позволит создать зону фокусировки ионного пучка на заданном расстоянии от ионного двигателя и, таким образом, уменьшить зону распыления элементов конструкции космического аппарата, находящихся в непосредственной близости к двигательной установке. Конфигурация ионного двигателя с центральным расположением катода и находящимися под углом к оси электродами ИОС представляет интерес для технологических применений, где требуется достижение высокой плотности ионного потока в ограниченной области пространства. К примерам подобных применений можно отнести удаление космического мусора с околоземной орбиты, поверхностную модификацию материалов и т.п. Схематическое изображение источника ионов с центральным расположением катода и угловым расположением ГРК показано на рис. 11.

Таблица

Основные характеристики двигателей

| Разработчик            | Наименование | Мощность, кВт | Тяга, Н     | Удельный импульс, с |
|------------------------|--------------|---------------|-------------|---------------------|
| АО «ОКБ «Факел»        | СПД-290      | 5 ... 30      | 1,5         | 3300                |
| АО «ЦНИИ-«ЦНИИ-маш»    | ТМ-50        | 10 ... 50     | 1,0 – 1,5   | 3000 ... 7000       |
| АО ГНЦ «Центр Келдыша» | ИД-500       | 35            | 0,725       | 7000                |
| ПАО «РКК «Энергия»     | ДАС          | 25            | 1,27 – 2,04 | 1500 ... 3000       |

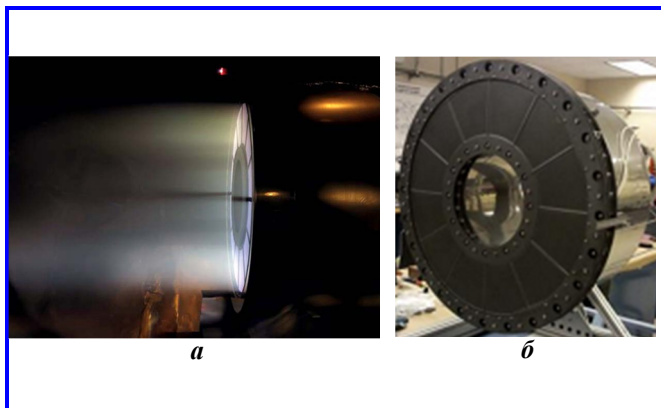


Рис. 8. Электроракетный двигатель с сегментированной ионно-оптической системой: *a* – во время испытаний, *б* – общий вид

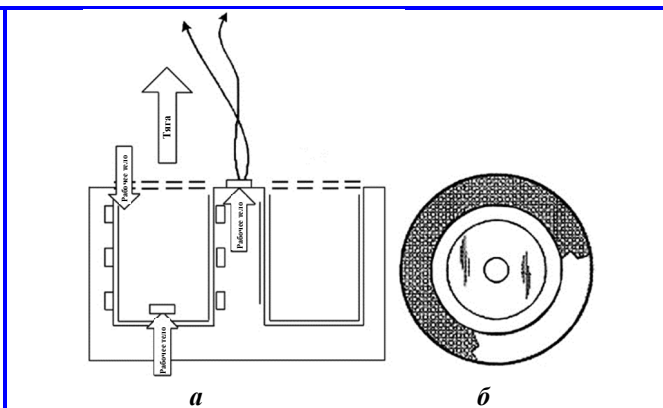


Рис. 9. Электроракетный двигатель: *a* – вид сбоку в поперечном сечении; *б* – вид сверху с частичным вырезом

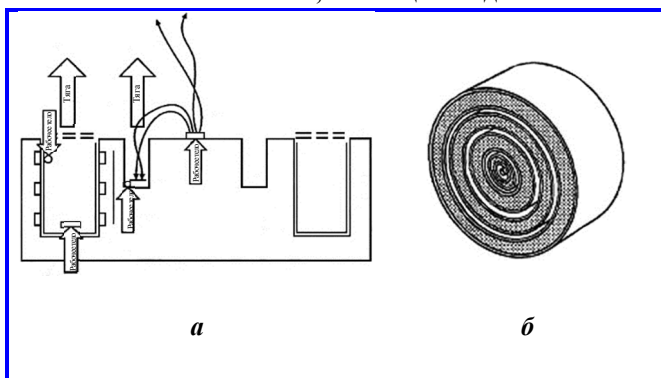


Рис. 10. Электроракетный двигатель: *a* – вид сбоку в поперечном сечении; *б* – вид сбоку в перспективе одного варианта осуществления двигателя с многокольцевой геометрией



Рис. 12. Тороидально-конический источник заряженных частиц: *a* – газоразрядная камера кольцевой формы; *б* – газоразрядная камера комбинированной формы

Такая газоразрядная камера с расположенными под углом электродами образует кольцо (рис. 12, *a*) и предполагает возможность преобразования конструкции в более сложную форму, например, в виде двух симметричных криволинейных участков, соединенных двумя прямолинейными участками (рис. 12, *б*).

### Заключение

Кольцевые ионные двигатели являются эффективным решением проблемы разработки и использования крупногабаритных высокомошных двигательных установок. Ряд достоинств позволяет считать КИД потенциальной заменой типичных кон-

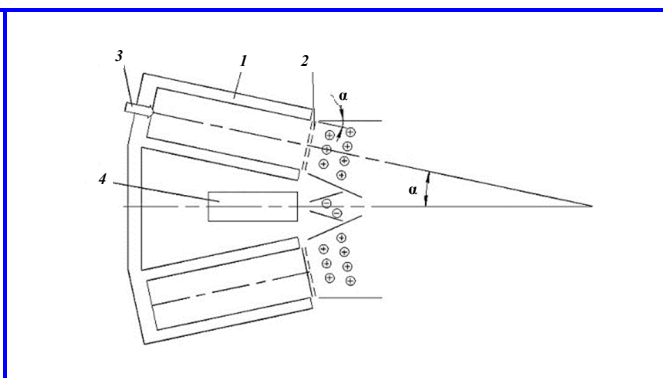


Рис. 11. Источник заряженных частиц с угловым расположением газоразрядной камеры: 1 – газоразрядная камера; 2 – ионно-оптическая система; 3 – газоввод; 4 – катод-нейтрализатор

фигураций ИД и одним из наиболее подходящих вариантов для решения целевых задач на космических аппаратах высокой мощности (свыше 50 кВт) в качестве исполнительного органа маршевой системы, а также для ориентации и стабилизации.

Схема КИД обладает существенным преимуществом перед традиционной схемой ИД при масштабировании в сторону больших мощностей, так как устраняет основные проблемы, связанные с созданием ИОС большого диаметра, ее юстировкой и изменением формы при термическом расширении.

Среди прочих особенностей КИД позволяет реализовать осевое расположение катода-нейтрализатора, установку одного двигателя в другой (схема с двумя встроенными ГРК), сегментирование сеток ИОС и фокусировку пучка, путем использования особой формы ГРК.

Различные подходы в усовершенствовании КИД требуют более детального исследования, особенно в части их возможного применения в качестве основных двигателей для орбитальных буксиров и тяговых модулей для полетов в пределах Солнечной системы.



## Литература

1. Кулыгин В. М. Феноменология ионного ракетного двигателя / В. М. Кулыгин // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Термоядерный синтез. – 2020. – Т. 43. – Вып. 4. – С. 110–116.
2. Патент на изобретение US3613370А США, МПК: F03H 1/00, F04B 37/02, F05H 1/04. Ion thruster : № 880246 ; заявл. 26.11.1969 : опубл. 19.10.1971 / Wolfgang Klauer, Robert L. Poeschel; заявитель и патентообладатель NASA. – 3 р.
3. Патент на изобретение US3757518А США, МПК F03H 1/00. Ion engine : № 190981 : заявл. 20.10.1971 : опубл. 11.09.1973 / Alfred Bahr; заявитель и патентообладатель Messerschmitt-Bolkow Blohm Gesellschaft mit beschränkter Haftung. – [8] р.
4. Патент на изобретение US3866414А США, МПК: F03H 1/00, H05H1/18. Ion engine : № 352176 : заявл. 18.04.1973 : опубл. 18.02.1975 / Alfred Bahr ; заявитель и патентообладатель Messerschmitt-Bolkow-Blohm GmbH. – [5] р.
5. Хамиц И. И. Концепция космической транспортно-энергетической системы на основе солнечного межорбитального электроракетного буксира / И. И. Хамиц, И. М. Филиппов, Л. С. Бурылов [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2017. – № 1(16). – С. 32–40.
6. Патент на изобретение SU1831965А3 СССР, МПК H01J27/16. Высокочастотный источник ионов : № 4490784/25 : опубл. 10.10.1988 / С. Ю. Маринин; заявитель и патентообладатель Научно-производственный коллектив «Электрон» научно-производственного объединения «Квант». – 4 с.
7. Патент на изобретение RU2543103С2 Российская Федерация, МПК F03H 1/00. Ионный двигатель : № 2013128809/06 : заявл. 24.06.2013 : опубл. 27.02.2015 / П. А. Щербина, В. Г. Островский; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королева». – Бюл. № 6.
8. Патент на изобретение RU2565646С1 Российская Федерация, МПК F03H 1/00 (2006.01). Ионный двигатель : № 2014110349/06 : заявл. 18.03.2014 : опубл. 20.10.2015 / Островский В. Г.; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева». – Бюл. № 29.
9. Yupiter Icy Moons Orbiter – Jupiter Icy Moons Orbiter // Википедия : [сайт]. – 2021. – URL : [https://uz.wikial.top/wiki/Jupiter\\_Icy\\_Moons\\_Orbiter](https://uz.wikial.top/wiki/Jupiter_Icy_Moons_Orbiter) (дата обращения: 20.11.2021).
10. Патент на изобретение CN110594115А КНР, МПК F03H 1/00. Кольцевой ионный двигатель без разрядного катода : № 201910988194.3 : заявл. 17.10.2019 : опубл. 20.12.2019 / Х. Яцзе; Л. Чан; С. Гуанцин ; заявитель и патентообладатель UNIV DALIAN TECH. – [12] с.
11. Xia G. The Limitation Analysis of Two Dimensional Magnetic Field Configuration in Annular Ion Thruster / G. Xia, Z. Wang, C. Lu [et al.] // Hindawi International Journal of Aerospace Engineering. – 2022. –Vol. 2022. – 22 p. – DOI : 10.1155/2022/6215047.
12. Patterson M. J. Unlocking the potential of annular ion engines / M. J. Patterson // Room The Space Journal of Asgardia. – 2016. – № 3(9). – URL: <https://room.eu.com/article/unlocking-the-potential-of-annular-ion-engines> (дата обращения: 27.10.2022).
13. Патент на изобретение US8468794В1 США, МПК F03H 1/00. Electric propulsion apparatus : № 12/894565 : заявл. 30.09.2010 : опубл. 25.06.2013 / Michael J. Patterson ; заявитель и патентообладатель NASA. – [23] с.
14. Патент на изобретение US9297368В1 США, МПК B64G1/40, F0H1/00, H01J27/02. Multi-thruster propulsion apparatus : № 13/713907 : заявл. 13.12.2012 : опубл. 29.03.2016 / Michael J. Patterson; заявитель и патентообладатель NASA. – [30] с.

Поступила в редакцию 30.11.2022

**Дмитрий Алексеевич Бондаренко**, инженер 2-й категории, т. 8 (915) 239-81-11, e-mail: [i@dbondarenko.ru](mailto:i@dbondarenko.ru).  
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).

**Константин Викторович Вавилин**, ведущий инженер, кандидат физико-математических наук, т. 8 (916) 013-46-34, e-mail: [viline@inbox.ru](mailto:viline@inbox.ru).  
(МГУ им. М.В. Ломоносова).

**Илья Игоревич Задириев**, научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, т. 8 (916) 738-40-74, e-mail: [s\\_333\\_52@mail.ru](mailto:s_333_52@mail.ru).  
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ», МГУ им. М.В. Ломоносова).

**Елена Александровна Кралькина**, ведущий научный сотрудник, доктор физико-математических наук, т. 8 (926) 268-10-97, e-mail: [ekralkina@mail.ru](mailto:ekralkina@mail.ru).  
(МГУ им. М.В. Ломоносова).

**Сергей Юрьевич Маринин**, начальник сектора, т. 8 (495) 366-16-01, e-mail: [otdel34@mcc.vniiem.ru](mailto:otdel34@mcc.vniiem.ru).  
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).

**Александр Андреевич Ходов**, техник, т. 8 (915) 400-58-78, e-mail: [sashakhodov@mail.ru](mailto:sashakhodov@mail.ru).  
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).

## PROSPECT OF DEVELOPMENT OF ANNULAR ION ENGINES

D. A. Bondarenko, K. V. Vavilin, I. I. Zadiriev,  
E. A. Kralkina, S. Iu. Marinin, A. A. Khodov

*The analysis of the results of Russian and foreign developments in terms of creation of electric propulsion systems for their use as a part of transport and power-generation systems based on an interorbital electric propulsion tug is presented. An increase in the effective area of the ion-optical system of electric propulsion engine in order to achieve the required thrust characteristics is considered. The arising design difficulties related to the development of large-sized engines are also taken into account. Promising solutions to the main problems of creation of high-power propulsion systems, related to the absence of technological possibility for creation of large-sized ion-optical systems (with a diameter of more than 500 mm), different thrust and the difficulty to ensure the simultaneous operation of more than two propulsion systems, are presented.*

**Key words:** annular ion engine, ion-optical system, gas discharge chamber, spacecraft, transport and power-generation system, electric propulsion tug, interorbital transfer.

### References

1. Kulygin V. M. Ion Rocket Propulsion Phenomenology / V. M. Kulygin // Problems of atomic science and technology. Ser. Thermonuclear fusion. – 2020. – V. 43. – Issue 4. – P. 110–116.
2. Patent for invention US3613370A USA, IPC: F03H 1/00, F04B 37/02, F05H 1/04. Ion thruster : No. 880246 ; appl. 26.11.1969 : publ. 19.10.1971 / Wolfgang Knauer, Robert L. Poeschel; applicant and patent holder NASA. – 3 p.
3. Patent for invention US3757518A USA, IPC F03H 1/00. Ion engine : No. 190981 : appl. 20.10.1971 : publ. 11.09.1973 / Alfred Bahr; applicant and patent holder Messerschmitt-Bolkow Blohm Gesellschaft mit beschränkter Haftung. – [8] p.
4. Patent for invention US3866414A USA, IPC: F03H 1/00, H05H1/18. Ion engine : No. 352176 : appl. 18.04.1973: publ. 18.02.1975 / Alfred Bahr ; applicant and patent holder Messerschmitt-Bolkow-Blohm GmbH. – [5] p.
5. Khamits I. I. Concept of Space Transportation and Power-Generation System Based on Solar Interorbital Electric Propulsion Tug / I. I. Khamits, I. M. Filippov, L. S. Burylov [et al.] // Space equipment and technologies. – 2017. – No. 1(16). – P. 32–40.
6. Patent for invention SU1831965A3 USSR, IPC H01J27/16. High-frequency ion source : No. 4490784/25 : publ. 10.10.1988 / S. Iu. Marinin; applicant and patent holder Research and Production Team of Kvant Research and Production Association. – 4 p.
7. Patent for invention RU2543103C2 Russian Federation, IPC F03H 1/00. Ion engine : No.2013128809/06 : appl. 24.06.2013 : publ. 27.02.2015 / P. A. Shcherbina, V. G. Ostrovskii; applicant and patent holder S. P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia. – Bul. No. 6.
8. Patent for invention RU2565646C1 Russian Federation, IPC F03H 1/00 (2006.01). Ion engine : No. 2014110349/06 : appl. 18.03.2014 : publ. 20.10.2015 / Ostrovskii V. G.; applicant and patent holder S. P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia. – Bul. No. 29.
9. Yupiter Icy Moons Orbiter – Jupiter Icy Moons Orbiter // Wikipedia : [website]. – 2021. – URL : [https://uz.wikial.top/wiki/Jupiter\\_Icy\\_Moons\\_Orbiter](https://uz.wikial.top/wiki/Jupiter_Icy_Moons_Orbiter) (date of access: 20.11.2021).
10. Patent for invention CN110594115A PRC, IPC F03H 1/00. Annular ion engine without discharge cathode : No. 201910988194.3 : appl. 17.10.2019 : publ. 20.12.2019 / H. Yajie; L. Chang; X. Guangqing ; applicant and patent holder UNIV DALIAN TECH. – [12] p.
11. Xia G. The Limitation Analysis of Two Dimensional Magnetic Field Configuration in Annular Ion Thruster / G. Xia, Z. Wang, C. Lu [et al.] // Hindawi International Journal of Aerospace Engineering. – 2022. –Vol. 2022. –22 p. – DOI : 10.1155/2022/6215047.
12. Patterson M. J. Unlocking the Potential of Annular Ion Engines / M. J. Patterson // Room The Space Journal of Asgardia. – 2016. – No. 3(9). – URL: <https://room.eu.com/article/unlocking-the-potential-of-annular-ion-engines> (date of access: 27.10.2022).
13. Patent for invention US8468794B1 USA, IPC F03H 1/00. Electric propulsion apparatus : No. 12/894565 : appl. 30.09.2010 : publ. 25.06.2013 / Michael J. Patterson ; applicant and patent holder NASA. – [23] p.
14. Patent for invention US9297368B1 USA, IPC B64G1/40, F0H1/00, H01J27/02. Multi-thruster propulsion apparatus : No. 13/713907 : appl. 13.12.2012 : publ. 29.03.2016 / Michael J. Patterson; applicant and patent holder NASA. – [30] p.

*Dmitrii Alekseevich Bondarenko, 2nd category Engineer, tel.: +7 (915) 239-81-11, e-mail: i@dbondarenko.ru (JC «VNIEM Corporation»).*

*Konstantin Viktorovich Vavilin, Leading Engineer, Candidate of Physics and Mathematics (Ph. D.), tel.: +7 (916) 013-46-34, e-mail: viline@inbox.ru (M. V. Lomonosov Moscow State University).*

*Iliia Igorevich Zadiriev, Researcher, Candidate of Physics and Mathematics (Ph. D.), tel.: +7 (916) 738-40-74, e-mail: s\_333\_52@mail.ru (JC «VNIEM Corporation», M. V. Lomonosov Moscow State University).*



**Elena Aleksandrovna Kralkina**, *Leading Researcher, Doctor of Physics and Mathematics (D. Sc.),*  
tel.: +7 (926) 268-10-97, e-mail: ekralkina@mail.ru.  
(M. V. Lomonosov Moscow State University).

**Sergei Iurevich Marinin**, *Head of Sector,* tel.: +7 (495) 366-16-01, e-mail: otdel34@mcc.vniiem.ru.  
(JC «VNIEM Corporation»).

**Aleksandr Andreevich Khodov**, *Technician,* tel.: +7 (915) 400-58-78, e-mail: sashakhodov@mail.ru.  
(JC «VNIEM Corporation»).