

ОБЗОР ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

И. В. Колганов

Омский государственный технический университет, Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11

В статье представлен анализ современного состояния глобальных разработок плазменных двигательных систем с низким потреблением энергии, предназначенных для управляемых малых космических аппаратов. Целью исследования является обзор основных типов и конструкций электрических ракетных двигателей, определение проблем, возникающих в процессе разработки и влияющих на энергетические и конструктивные характеристики. Одним из самых востребованных и перспективных направлений в области двигателестроения для малых космических аппаратов являются ионные двигатели. Использование электрической энергии для создания тяги, а также высокочастотного электромагнитного излучения, позволяет минимизировать потери мощности. Это применение энергии в процессе создания тяги является ключевым преимуществом плазменных энергетических установок. Использование агрегатов пневмогидравлических систем является основным способом подачи рабочего тела и их замена на фитиль, пропитанный кремнийорганическим маслом, что позволит минимизировать массу двигательной установки и повысить надежность.

Ключевые слова: ионный двигатель, эффект Холла, малый космический аппарат, двигательная установка, анод, катод, плазма, электроракетные двигатели, электрическое поле, магнитное поле.

Для цитирования: Колганов И. В. Обзор электрических ракетных двигателей для двигательных установок малых космических аппаратов // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2025. Т. 9, № 2. С. 94–103. DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-2-94-103. EDN: URYXIV.



© Колганов И. В., 2025.
Контент доступен под лицензией Creative Commons Attribution 4.0 License.

REVIEW OF ELECTRIC ROCKET ENGINES FOR SMALL SPACECRAFT PROPULSION SYSTEMS

I. V. Kolganov

Omsk State Technical University, Russia, Omsk, Mira Ave., 11, 644050

The article analyzes the current state of global development of low-energy plasma propulsion systems for guided small spacecraft. The aim of the research is to review the main types and constructions of electric rocket engines, to identify the problems arising in the development process affecting the energy and design features. One of the most demanded and promising directions in the field of propulsion for small spacecraft is ion engines. The use of electrical energy to create propulsion, as well as high-frequency electromagnetic radiation, allows minimizing power losses. A key advantage of plasma propulsion units is this utilization of energy in the propulsion creation process. The use of units of pneumohydraulic systems is the main way of supplying the operating body and their replacement by a wick infiltrated with organosilicon oil allows minimizing the mass of the propulsion system and increasing reliability.

Keywords: ion engine, Hall effect, small spacecraft, propulsion system, anode, cathode, plasma, electric rocket motors, electric field, magnetic field.

For citation: Kolganov I. V. Review of electric rocket engines for small spacecraft propulsion systems. *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2025. Vol. 9, no. 2. P. 94–103. DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-2-94-103. EDN: URYXIV.

Введение

В СССР и США исследования в области источников энергии для космических аппаратов (КА) были начаты в конце 1950-х гг. XX в. Среди электрических двигателей наибольшие успехи в разработке и использовании в ракетно-космической технике были достигнуты за счет стационарных плазменных двигателей [1, 2].

Реактивный двигатель работает на основе принципа ускорения рабочего вещества и его выброса через сопло разрядной камеры. В электрических двигателях используются четыре основных механизма для ускорения: электромагнитный, электростатический, тепловой и замкнутый дрейф электронов. Это привело к разработке различных типов электрических двигателей, каждый из которых основывается на своих уникальных методах ускорения рабочего тела.

В современном мире разработка управляемых малых космических аппаратов является актуальной задачей, и актуальность только возрастает, так как современные малые КА используются для обширного круга задач, для которых требуется маневрирование и мобильность.

Кроме того, космические аппараты находят широкое применение как в научных, так и в прикладных областях. Они учувствуют в тестировании новых технологий в условиях космоса, сборе данных при дистанционном зондировании Земли и обеспечении связи. Также аппараты проводят исследования верхних слоев атмосферы, ионосферы и взаимодействий между Солнцем и Землей. При этом сфера применения космических аппаратов во многом определяется их размерами и типами [3, 4].

Двигатели с тепловым механизмом ускорения рабочего тела

Тепловой механизм ускорения в электрических ракетных двигателях, чаще всего представленный в виде ионных или плазменных двигателей, основан на преобразовании электрической энергии в кинетическую энергию рабочего тела (обычно газа или ионов), что приводит к созданию тяги. Энергия истекающего газа зависит от температуры газа на выходе из сопла. К такому типу относятся также электронагревные, индукционные и электроплазменные [5, 6].

В электронагревных двигателях (рис. 1) используется принцип повышения температуры рабочего тела, как правило, плотная среда, за счёт контакта рабочего тела с омическим нагревателем происходит конвективный теплообмен и дальнейшее ускорение в сопле камеры сгорания двигателя. Максимальная температура омического нагревателя ограничена, и, как следствие, ограничено значение удельного импульса тяги двигателя, который не превышает 300 с [6].

Электронагревные двигатели получили широкое распространение в российском спутникостроении. С 1981 г. в метеорологических спутниках успешно используются корректирующие двигательные установки с двигателем ЭНД-15. Такие установки находят применение на низкоорбитальных аппаратах типа «Метеор-Природа», «Ресурс-О», «Метеор-3», а также на геостационарном спутнике «Электро». Всего было выведено более десяти спутников, оснащенных данным двигателем. Основная схема двигательной установки включает в себя четыре двигателя: два основных и два резервных. Мощность — от 100 до 400 Вт, тяга — от 50 до 300 мН. Удельный импульс тяги — от 210 до 270 с, при работе этого двигателя в качестве рабочего тела используется аммиак [7, 8].

Согласно информации из исследования [9], данная установка включает два электронагревных двигателя, один из которых является резервным. Характеристики этой установки таковы: мощность — 100 Вт, тяга — 30 мН, а удельный импульс тяги — 230 с, также используется аммиак в качестве рабочего тела.

В Соединенных Штатах электронагревные двигатели также нашли широкое применение. С 1965 г. в составе не менее 75 космических аппаратов, разрабатываемых компанией Aerojet, используются электронагревные двигатели MR-501 и MR-502A. Оба этих двигателя используют гидразин в качестве рабочего тела, потребляемая мощность составляет 510 Вт, тяга — 330 мН. Эти двигатели предназначены для маневров на орбите, ориентации и поддержания стабильного положения геостационарных аппаратов. В основном, электронагревные двигатели компании Lockheed Martin находят свое применение на геостационарных аппаратах среднего класса, а также на малых спутниках связи, созданных компанией Orbital Science Company

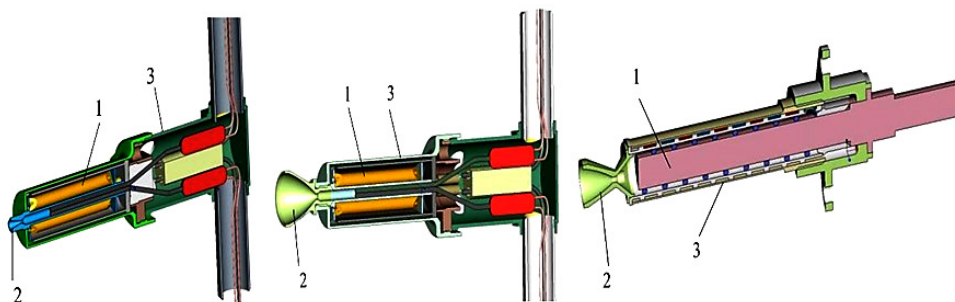


Рис. 1. 3D-модель электронагревного двигателя [6]: 1 — омический нагреватель; 2 — сопло камеры сгорания; 3 — корпус двигателя
Fig. 1. 3D-model of an electric heating engine [6]:
1 — ohmic heater; 2 — combustion chamber nozzle; 3 — engine housing

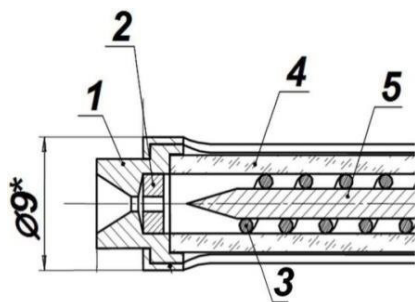


Рис. 2. Принципиальная схема электродугового двигателя [12]:
 1 — сопло; 2 — анод; 3 — завихритель газа; 4 — кварцевая трубка; 5 — катод
Fig. 2. Schematic diagram of the arcjet thruster [12]:
 1 — nozzle; 2 — anode; 3 — swirler of gas flow; 4 — tube made of quartz; 5 — cathode

на базе платформы StarBus (например, Sakrawarta-1). Кроме того, они используются для вывода спутников на рабочую орбиту в рамках системы связи Iridium с применением платформы LM-700 от Lockheed Martin [10, 11].

Хотя электронагревные двигатели зарекомендовали себя как надежные и долговечные, их использование имеет ограничение из-за низкой скорости истечения рабочего тела, что затрудняет выполнение транспортных операций.

В отличие от них, электродуговые двигатели (рис. 2) работают по принципу теплового ускорения рабочего вещества, но вместо нагревательного элемента используют электрическую дугу, возникающую между анодом стержней формы и катодом, также выполняющим функцию сопла двигателя. Эта дуга создает температуру горения около 20 000 К, что существенно влияет на температуру рабочего тела, давление в газоразрядной камере и, соответственно, на скорость истечения и удельный импульс. Эти параметры значительно превышают аналогичные характеристики электронагревных двигателей: удельный импульс — 550 с для гидразина, 1500 с — для водорода и 854 с — для аргона [13].

В отечественном двигателе- и спутникостроении электродуговые двигатели находятся на стадии разработки и лётные испытания пока не проводились, кроме электродуговых двигателей с малой потребляемой мощностью.

Для решения задач в части управления целевой орбитой и ориентацией КА обратили внимание на электродуговые двигатели в начале 1990-х гг. XX в., а именно обеспечение высокой тяги при малых затратах мощности — порядка 100 Вт.

В работе [14] приводятся исследования маломощных постоянных токовых плазменных микродвигателей исследование направлено на оценку производительности микродвигателей для микро- и наноспутников. Приведен электродуговой двигатель, использующий аргон в качестве рабочего тела. Двигатель имеет мощность от 5 до 20 Вт, а удельный импульс тяги — от 800 до 1000 с. Тяга — от 0,5 до 2 мН.

В работе [15] проводится экспериментальное исследование маломощных двигателей с мощностью — от 50 до 200 Вт. При испытаниях получены следующие результаты: удельный импульс тяги — от 400 до 700 с, тяга — от 1 до 5 мН. В качестве рабочего тела использовался аммиак. Конструкция двигателя представляет собой керамическую камеру с медны-

ми электродами. Увеличение тока повышало тягу и удельный импульс, но снижало электрическую эффективность из-за повышения тепловых потерь.

В США исследуется производительность двигателей с мощностью от 100 до 300 Вт для оптимизации работы в составе микроспутников. При испытаниях использовался аргон и азот и получены следующие данные: удельный импульс — от 500 до 800 с, тяга — от 2 до 7 мН. При повышении тока увеличивалась тяга двигателя, но при этом максимальная эффективность зафиксирована при средней мощности около 200 Вт. В результате работ выявлено, что оптимизация геометрии сопла и параметров питания критичны для повышения эффективности. В ходе испытаний была подтверждена оптимальная работа двигателя [16].

Учеными в работе [17] представлен двигатель с газоразрядной камерой из высокотемпературной керамики с улучшенной системой охлаждения; электроды выполнены из вольфрама с оптимизированной формой для снижения эрозии. При испытаниях получены следующие результаты: подаваемая мощность — от 100 до 400 Вт, удельный импульс тяги — от 600 до 850 с, а тяга — от 3 до 9 мН. Максимальная эффективность двигателя зафиксирована при подаваемой мощности — 250 Вт.

В работе [18] представлен подробный анализ и экспериментальные результаты двигателя. Двигатель с водородным или ксеноновым рабочим телом, с электрическим разрядом в канале диаметром 10 мм и длиной 50 мм. При испытаниях получены следующие результаты: подаваемая мощность — от 200 до 350 Вт, удельный импульс тяги — от 600 до 800 с, а тяга — от 15 до 25 мН. Проведены длительные испытания на стабильности работы двигателя более 100 часов без значительного износа электродов. Использование оптимизированной формы анода и катода позволило снизить потери и повысить эффективность работы при низкой мощности. Измерения температуры плазмы показывают значения порядка 10000 К в зоне разряда, что соответствует эффективному нагреву рабочего тела.

В США рассматривалась разработка и испытания двигателей с очень низкой мощностью специально для CubeSat и других малых спутников, изготовленная газоразрядная камера из высокотемпературной керамики. Инновационная система подачи рабочего тела с точным дозированием позволила повысить цикл работы с постоянным уровнем тяги и температуры до 10 ч. В ходе экспериментальной отработки выявлены следующие параметры: подаваемая мощность — от 30 до 120 Вт, удельный импульс тяги — от 400 до 650 с, тяга — от 1 до 5 мН. Подтверждена эффективность для работ, связанных с небольшой орбитальной коррекцией [19].

В табл. 1 собраны и систематизированы отечественные и зарубежные исследования, посвященные электрическим двигателям, использующим тепловое ускорение рабочего газа и отличающимися низким уровнем потребляемой мощности.

Двигатели с электромагнитным ускорением рабочего тела

Принцип ускорения основывается на том, что во всём эквипотенциальном пространстве плазменного образования проходят токи и при взаимодействии с магнитным полем возникает сила Ампера (электромагнитная), за исключением области равной радиусу Дебая, где происходит ионизация ра-

Таблица 1. Электрические ракетные двигатели с тепловым ускорением рабочего тела [20]
Table 1. Electric rocket engines with thermal acceleration of the operating body [20]

Двигатель	Рабочий газ	Мощность, Вт	Тяга, мН	Удельный импульс, с	Страна-разработчик
ЭНД-15	Аммиак	100...400	50...300	210...270	Россия [7, 8]
—	Аммиак	100	30	230	Россия [9]
—	Аргон	57	20,3	854	Россия [14]
—	Аргонминорные смеси/ Азот	50...120	1...5	400...650	США [19]
—	Азот/Аргон	100...300	2...7	500...800	США [16]
—	Аргон	100...400	3...9	600...850	США [17]
—	Азот/Аргон	50...500	0,1...1	400...600	США [14]
BGT-X5	Гидразин	20	500	220...225	США [21]
—	Ксенон	200...350	15...25	600...800	США [18]
—	Аммиак	50...200	1...5	400...700	США [15]

бочего тела за счет разницы потенциалов. Одним из перспективных двигателей является стационарный плазменный двигатель [22, 23].

История создания отечественных стационарных плазменных двигателей начинается с 1971 г. в основном для корректировки рабочей орбиты КА. Головным разработчиком двигателей является ОКБ «Факел», где были разработаны двигатели СПД-50 мощностью 350 Вт, СПД-60 мощностью 500 Вт (рис. 3), успешно прошедшие летные испытания в период 1971 – 1977 гг. [24].

Для двигательных установок малых КА разрабатываются двигатели, работающие по принципу эффекта Холла, с потребляемой мощностью до 500 Вт.

В США разработан ионный двигатель NASA NSTAR (NASA Solar Electric Propulsion Technology) в 1990-х гг. для межпланетных миссий. Он использует электрическое поле для ускорения ионов ксенона до высокой скорости, что обеспечивает очень высокий удельный импульс (порядка 3100 с), значительно превосходящий показатели Холловских двигателей [25].

В настоящее время продолжают исследования и разработки двигателей с электромагнитным ускорением рабочего тела, основанные на уже известных схемах. Ученые работают над улучшением геометрии двигателей для оптимизации конфигурации магнитного поля и магнитной системы [26].

В США разработан двигатель MPS-130 компанией Aerojet Rocketdyne для малых и микроспутников, представленный на рис. 4. Двигатель используется в ряде коммерческих и научных миссий. Имея габариты и низкую массу, двигатель находит оптимальное использование в платформах с ограниченным объемом и массой. В качестве рабочего тела используется ксенон. При испытаниях выявлены следующие характеристики: подаваемая мощность — 130 Вт, удельный импульс тяги — от 1500 до 2000 с, тяга — 5 мН. Полученная тяга позволяет выполнять маневры по коррекции орбиты и управлению положением аппарата [27].

За границей был создан двигатель ВНТ-200 (рис. 5) с уникальной конструкцией. Геометрия двигателя представляет собой кольцевой канал диаметром 40 – 50 мм. Такое конструктивное решение позволяет уменьшить свободный пробег нейтральных атомов, что создает четкую границу между кольцевой и цилиндрической зонами, где происходит ионизация рабочего тела. Испытания данного двигателя показали при использовании ксенона в качестве

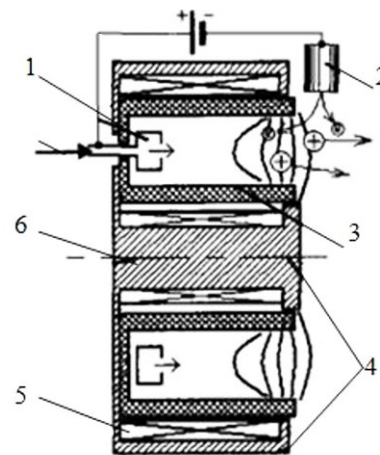


Рис. 3. Принципиальная схема стационарного плазменного двигателя [24]:

- 1 — анод-газораспределитель;
 - 2 — катод-компенсатор;
 - 3 — разрядная камера;
 - 4 — магнитная система;
 - 5 — магнитопровод;
 - 6 — сердечник
- Fig. 3. Schematic diagrams of a stationary plasma engine [24]:**
- 1 — anode; 2 — cathode; 3 — discharge camera; 4 — magnetic system;
 - 5 — magnetic conductor; 6 — core

рабочего тела следующие результаты: подаваемая мощность — 200 Вт, удельный импульс — от 1400 до 1600 с, тяга — 27 мН [28].

В работе [29] представлен углублённый анализ цилиндрического холловского двигателя с диаметром анода около 2–3 см. Особое внимание уделено характеристикам плазмы и снижению потерь за счет оптимизации магнитного поля. При испытаниях получены следующие характеристики: подаваемая мощность — от 100 до 1000 Вт, удельный импульс — от 1200 до 1800 с, тяга — до 15 мН. Отмечена высокая стабильность работы при низких мощностях [30].

В работе [31] проведено подробное PIC-моделирование взаимодействия электронов со стенками в Холловском двигателе, что является ключевым фактором эффективности и стабильности работы. Рассмотрено влияние вторичной электронной эмиссии (SEE) от стенок на распреде-

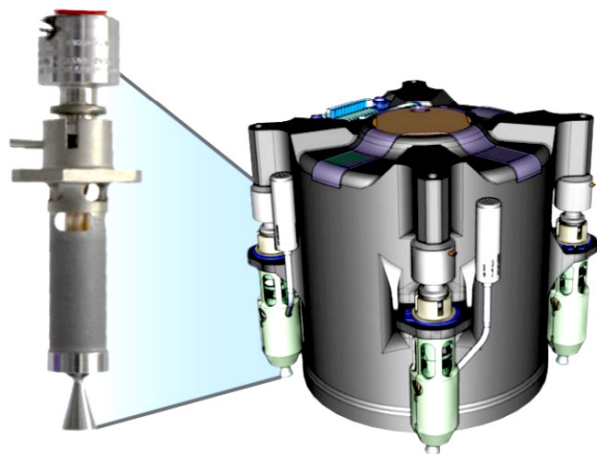


Рис. 4. Двигатель MPS-130 расположенный на CubeSat [27]
 Fig. 4. MPS-130 engine located on the CubeSat [27]

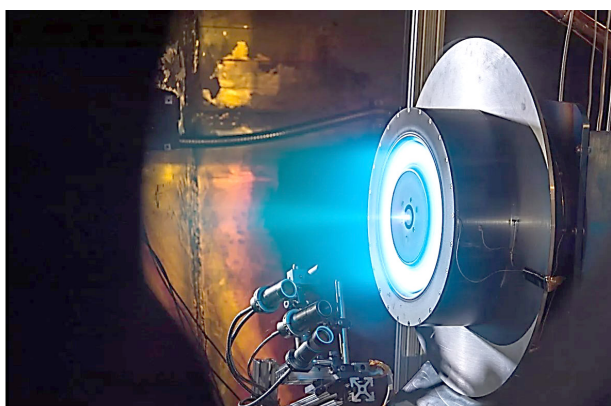


Рис. 5. Двигатель ВНТ-200 [28]
 Fig. 5. VHT-200 thruster [28]

ление плотности плазмы и потенциалов. Моделируется осесимметричный разряд в условиях, близких к экспериментальным параметрам маломощного холловского двигателя (порядка 100 Вт). Проводится анализ влияния магнитного поля на траектории электронов и их потери на стенки. Предложены рекомендации по конфигурации магнитного поля для уменьшения энерговыделения на стенках и повышения удельного импульса. Также отмечено, что снижение потерь электронов на стенки за счет оптимизации магнитного поля повышает эффективность двигателя до 40–50 %.

В работе [32] представлен обзор современных направлений исследований и разработок в области электрической плазменной тяги на примере Прин-

стонской лаборатории плазмы (Princeton Plasma Physics Laboratory). Рассмотрены инновационные концепции плазменных двигателей: магнетогидродинамические (МНД), индукционные, холловские и ионные двигатели нового поколения. Приведены конкретные экспериментальные данные по эффективности и удельному импульсу различных типов двигателей. Холловские двигатели с удельным импульсом от 2000 до 3000 с при эффективности до 60–65 %. МНД-двигатели с потенциалом повышения мощности и тяги для межпланетных миссий. Описаны новые методы управления плазмой с помощью сложных магнитных конфигураций, что позволяет снизить потери электронов и повысить стабильность разряда. Представлены результаты испытаний прототипов с рабочим телом — ксенон, а также перспективы использования альтернативных газов. Особое внимание уделено интеграции плазменных двигателей в малые спутники с ограниченными массогабаритными параметрами.

Использование магнитной системы с оптимизированным распределением поля для снижения потерь электронов и повышения устойчивости разряда. Конструкция анода и катода обеспечивала стабильную работу без значительных эрозий при длительных испытаниях. Измерения плазменного потока и распределения энергии показали равномерность и стабильность плазменного потока, что важно для точного маневрирования малых спутников. Профили скорости и плотности ионов были получены методом лазерной спектроскопии, что позволило оценить однородность плазменного потока и минимизировать эффекты реверсивного потока. В результате испытаний получены следующие характеристики: подаваемая мощность — от 100 до 500 Вт, удельный импульс — от 1200 до 1600 с, тяга — от 3 до 8 мН. Максимальная эффективность двигателя достигала 45–50 % при мощности около 300 Вт [33].

В США разработан холловский двигатель, ориентированный на использование в CubeSat и других малых космических аппаратах. В двигателе используется компактная магнитная система с постоянными магнитами для упрощения конструкции и снижения массы. В результате испытаний получены следующие характеристики: подаваемая мощность — от 80 до 120 Вт, удельный импульс — от 1200 до 1400 с, тяга — от 1,5 до 3 мН. Проведены длительные испытания на стабильность работы двигателя до 50 часов без значительной деградации компонентов. Использование миниатюрной магнитной системы позволило добиться компактности и низкой массы (менее 500 г), что критично для CubeSat [34].

Сравнительный анализ отечественных и зарубежных двигателей с электромагнитным ускорением рабочего тела представлен в табл. 2.

Таблица 2. Электрические ракетные двигатели с электромагнитным ускорением рабочего тела [20]
 Table 2. Electric rocket engines with electromagnetic acceleration of the operating body [20]

Двигатель	Рабочий газ	Мощность, Вт	Тяга, мН	Удельный импульс, с	Страна-разработчик
—	Ксенон	80...120	1,5...3	1200...1400	США [34]
VHT-200	Ксенон	200	27	1400...1600	США [28]
MPS-130	Ксенон	130	5	1500...2000	США [27]
—	Ксенон	100...1000	15	1200...1800	США [29]
—	Ксенон	100...300	3...8	1200...1600	США [33]
—	Ксенон	15...30	0,7...1,2	900...1200	Россия [35]

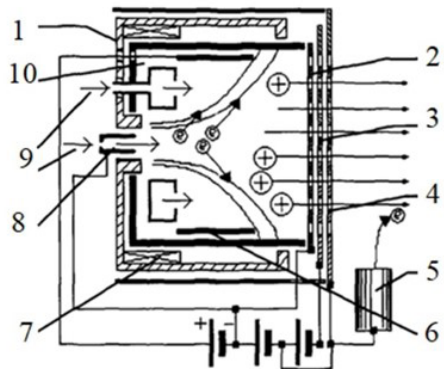


Рис. 6. Принципиальная схема ионного двигателя с разрядом постоянного тока [26]:
1 — магнитопровод; 2 — эмиссионный электрод; 3 — ускоряющий электрод; 4 — замедляющий электрод; 5 — катод-нейтрализатор; 6 — анод; 7 — электромагнит; 8 — катод; 9 — подача рабочего тела; 10 — газоразрядная камера

Fig. 6. Schematic diagram of an ion engine with a DC discharge [26]:

- 1 — magnetic conductor; 2 — emission electrode; 3 — accelerating electrode; 4 — slowing electrode; 5 — cathode-neutraliser; 6 — anode; 7 — electromagnet; 8 — cathode; 9 — delivery of the working body; 10 — discharge camera

Двигатели с электростатическим ускорением рабочего тела

Принцип работы электростатического ускорения рабочего тела основывается на создании электрических полей, которые способствуют ускорению. Чтобы минимизировать влияние электронов на процесс ускорения ионов, в конструкцию необходимо включать сетчатые электроды или использовать взаимно перпендикулярные электрические и магнитные поля. В настоящее время ионные двигатели представляют собой перспективное направление применения электростатического механизма ускорения [36–37].

Существуют три основных типа ионных двигателей: с разрядом постоянного тока, высокочастотным разрядом и сверхвысокочастотным разрядом [26, 38].

Ионный двигатель с разрядом постоянного тока представлен на рис. 6. В двигателях с постоянным током ионизация происходит вследствие столкновений атомов с электронами в газоразрядной камере. Энергия для процесса ионизации обеспечивается постоянным электрическим полем. Для защиты анода от воздействия электронов создается магнитное поле [32].

В ионных двигателях, работающих на основе высокочастотного разряда (рис. 7), ионизация рабочего вещества происходит благодаря столкновениям электронов с атомами. Однако, в отличие от двигателей с постоянным током, здесь энергия поступает из переменного электрического поля. Благодаря изменению частоты электромагнитного излучения возможно создание различных конфигураций двигателей, что также зависит от характеристик внешнего магнитного поля. Ключевым преимуществом таких систем является отсутствие электродов, которые требуются для поддержания стабильного газового разряда в электроплазменных устройствах [26].

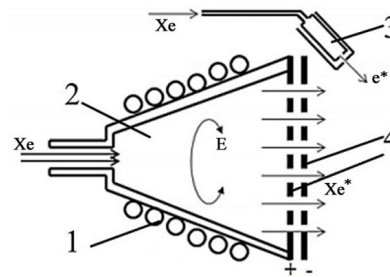


Рис. 7. Принципиальная схема ионного двигателя с высокочастотным разрядом [26]:

- 1 — высокочастотная катушка;
2 — газоразрядная камера;
3 — катод-нейтрализатор;
4 — ионная оптика

Fig. 7. Schematic diagram of a high-frequency discharge ion engine [26]:

- 1 — high-frequency coil; 2 — discharge camera; 3 — cathode-neutraliser; 4 — ionic optics

В Соединенных Штатах силами NASA был создан прямой наследник ионного двигателя с постоянным током 8-см XIPS, с улучшенными характеристиками по тяге, удельному импульсу и ресурсу [39]. Ионный двигатель с гравитационным ускорением ионов ксенона с диаметром сеток от 8 до 10 см. Особенностью конструкции является внедрение систем активного охлаждения сеток для повышения ресурса, а также использование новых сплавов для сеток с повышенной стойкостью к эрозии. Продемонстрирована стабильная работа свыше 10000 ч без существенной деградации. В результате испытаний получены следующие характеристики: подаваемая мощность — от 1000 до 5000 Вт, удельный импульс — до 4000 с, тяга — от 30 до 70 мН.

В работе [40] представлен ионный двигатель NASA NEXT-C (NASA Evolutionary Xenon Thruster — Commercial), который также является эволюцией двигателей серии XIPS и адаптирован как для малых спутников, так и для глубокого космоса. Продемонстрирована стабильная работа 20000 ч в лабораторных условиях без существенной деградации. В результате испытаний получены следующие характеристики: подаваемая мощность — от 500 до 7000 Вт, удельный импульс — от 2800 до 4200 с, тяга — от 20 до 236 мН. Регулировка мощности позволяет использовать двигатель на различных платформах, включая малые спутники.

Группой ученых представлены результаты разработки и испытаний усовершенствованного четырехсеточного ионного двигателя NASA/Caltech с высоким ускоряющим напряжением для достижения удельного импульса свыше 10000 с. В конструкции использованы новые материалы для сеток с повышенной устойчивостью к эрозии при высоких напряжениях. В результате испытаний получены следующие характеристики: подаваемая мощность — от 3000 до 7000 Вт, удельный импульс — от 7000 до 11000 с, тяга — от 50 до 120 мН. Подтверждена возможность масштабирования технологий для межпланетных миссий с длительным сроком службы [41].

В Японии ученые разработали микроионный двигатель на базе микроволнового разряда с безэлектродным плазменным источником диаметром 3 см. Также представлена интегрированная система управления мощностью микроволнового генератора

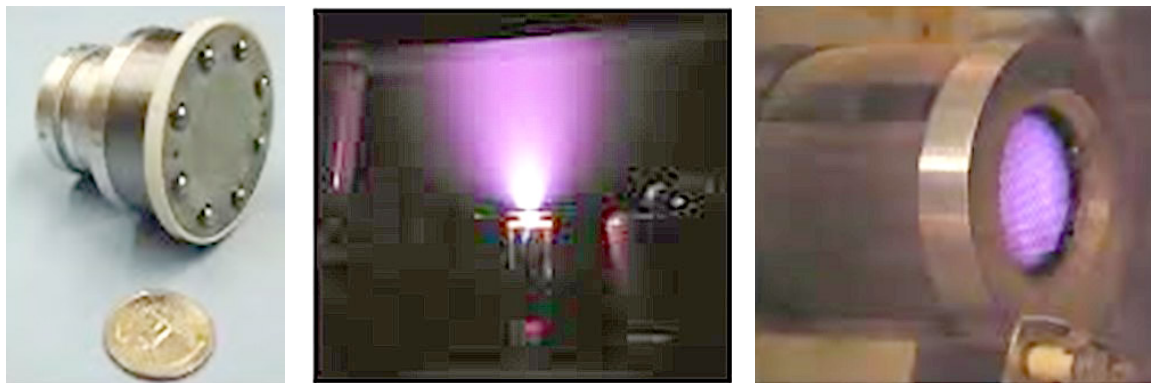


Рис. 8. Ионный двигатель MiXI с полым катодом [44]
 Fig. 8. MiXI engine with miniature hollow cathode [44]

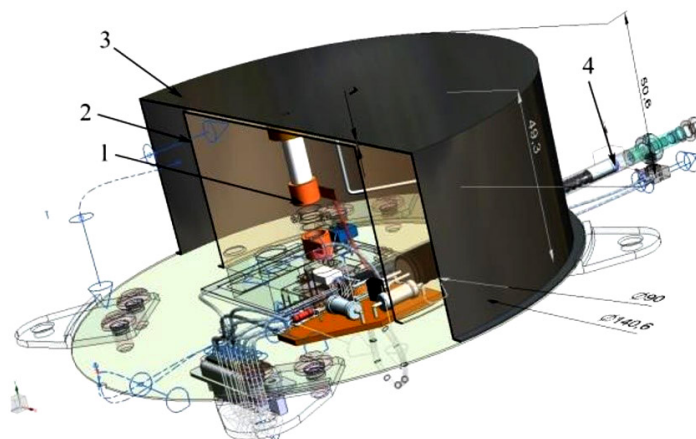


Рис. 9. Модель ионного микродвигателя [20]: 1 — ускоритель, генератор плазмы;
 2 — цилиндрический резонатор; 3 — тороидальный резонатор;
 4 — дилатометрический клапан
 Fig. 9. Ionic micro-engine model [20]: 1 — plasma generator; 2 — cylindrical resonator;
 3 — toroidal resonator; 4 — dilatometric valve

с высоким КПД (порядка 85 %). Система охлаждения с тепловыми трубками для стабильной работы при длительных выключениях. Продемонстрирована стабильная работа свыше 500 ч без существенной деградации характеристик. В результате испытаний получены следующие характеристики: подаваемая мощность — от 10 до 30 Вт, удельный импульс — от 2000 до 3500 с, тяга — от 0,3 до 1 мН. Тяга достаточна для маневров микро- и наноспутников на низкой орбите Земли [42].

Также японскими учеными разработан улучшенный микроионный двигатель с микроволновым разрядом, в котором оптимизирована конструкция камеры для расширения объема плазмы и повышения эффективности. Продемонстрирована стабильная работа свыше 300 ч. В результате испытаний получены следующие характеристики: подаваемая мощность — до 25 Вт, удельный импульс — до 3600 с, тяга — до 1,2 мН. За счет снижения потерь заряда и улучшения ионизации удалось поднять КПД двигателя на 15 % [43].

В Японии разработан ионный двигатель с объемным разрядом (рис. 8). Двигатель входит в установку MiXI (Miniature Xenon Ion thruster), которая успешно прошла испытания на борту малых спутников в рамках миссий ESA и JAXA; зафиксировано управление маневрами орбиты с точностью порядка нескольких метров. Зафиксирована стабильная работа двигателя в течение нескольких сотен часов. В результате испытаний получены следующие

характеристики: подаваемая мощность — от 50 до 300 Вт, удельный импульс — от 1500 до 2500 с, тяга — от 0,5 до 5 мН. В качестве рабочего тела использовался ксенон. Также достигнута минимальная эрозия электродов за счет оптимизации потенциалов и материалов покрытия [44].

В работе [45] описывается разработка и полетная демонстрация гравитационно-ускоряемого ионного двигателя с ксеноном в качестве рабочего тела. Полетные испытания проведены на борту наноспутника в рамках миссии JAXA, подтвердившие стабильность работы двигателя в условиях космоса в течение более чем 100 ч непрерывной работы. В результате испытаний получены следующие характеристики: подаваемая мощность — от 80 до 250 Вт, удельный импульс — от 1800 до 2200 с, тяга — от 0,5 до 4 мН. Использована интегрированная система подачи ксенона с точным регулированием расхода газа. Достигнута минимальная эрозия электродов за счет применения покрытий из тугоплавких материалов.

В США разработан микроионный двигатель с плазменным источником на основе микроволнового разряда (2,45 ГГц). Проведено численное моделирование для описания кинетики электронов и ионов с использованием метода PIC-MCC (Particle-in-Cell с Monte Carlo Collision). В результате испытаний получены следующие характеристики: подаваемая мощность — от 50 до 120 Вт, удельный импульс — от 1500 до 1800 с, тяга — от 0,5

Таблица 3. Электрические ракетные двигатели с электростатическим ускорением рабочего тела [20]
Table 3. Electric rocket engines with electrostatic acceleration of the operating body [20]

Двигатель	Рабочий газ	Мощность, Вт	Тяга, мН	Удельный импульс, с	Страна-разработчик
ДУМИТ-МКА	Азот	4	0,02	3500	Россия [47]
NASA/Caltech	Ксенон	3000...7000	50...120	7000...11000	США [41]
—	Ксенон	1000...5000	30...70	4000	США [39]
NASA NEXT-C	Ксенон	500...7000	20...236	2800...4200	США [40]
—	Ксенон	50...120	0,5...2	1500...1800	США [46]
—	Ксенон	10...30	0,3...1	2000...3500	Япония [42]
—	Ксенон	25	1,2	2600	Япония [43]
MiXL	Ксенон	50...300	0,5...5	1500...2000	Япония [44]
—	Ксенон	80...250	0,5...4	1800...2200	Япония [45]
—	Аргон	40...70	0,3...1	1200...1600	США [48]

до 2 мН. Численные данные подтверждают возможность стабильной работы микроволнового источника в компактном формате, что позволяет создавать эффективные микроионные двигатели для малых спутников [46].

В России активно разрабатывается ионный двигатель, использующий сверхвысокочастотный разряд. Конструкция этого двигателя позволяет ускорять ионизированное рабочее тело с помощью комбинированного поля, состоящего из постоянного электрического поля между электродами и высокочастотного электрического поля в зазоре. На рис. 9 приведена модель ионного двигателя, оснащенного твердотельным генератором плазмы.

В результате проведенных испытаний двигателя получены следующие характеристики: подаваемая мощность — 4 Вт, удельный импульс тяги — 3500 с, тяга — 0,02 мН [47].

В работе [48] описывается разработка и экспериментальное исследование резонансного микроволнового (СВЧ) микродвигателя для малых космических аппаратов. Принцип работы двигателя заключается в резонансном возбуждении плазмы в камере с использованием СВЧ излучения на частоте 2,45 ГГц, расширение нагретого газа (дилатометрический эффект) преобразуется в тягу без прямого электрического ускорения ионов. Численное моделирование проведено гибридным методом PIC-MCC для оценки распределения плотности плазмы и температуры электронов, а также CFD-моделирование газодинамики расширяющегося газа. В результате испытаний получены следующие характеристики: подаваемая мощность — от 40 до 70 Вт, удельный импульс — от 1200 до 1600 с, тяга — от 0,3 до 1 мН. Использовался в качестве рабочего тела аргон. Для минимизации тепловых потерь и увеличения эффективности ионизации использовалась теплоизоляция камеры.

Рассмотренные отечественные и зарубежные двигатели с электромагнитным ускорением рабочего тела объединены и представлены в табл. 3.

Выводы и заключение

В результате анализа электрических ракетных двигателей как отечественного, так и зарубежного производства были сделаны следующие выводы:

1. На данный момент можно выделить два основных метода получения реактивной тяги: газодинамический и электродинамический. Первый метод основан на подаче тепловой энергии к рабочему телу, тогда как второй предполагает преобразова-

ние вещества в плазму с последующим ускорением под воздействием силы Лоренца.

2. Методика увеличения удельного импульса тяги у тепловых двигателей показывает, что с количеством подаваемой тепловой энергии на рабочее тело происходит увеличение удельного импульса. Разработка компактных двигательных установок данного типа для малых космических аппаратов является нецелесообразной из-за значительных тепловых потерь и низкого удельного импульса.

3. Методика увеличения удельного импульса в ионных и плазменных двигателях, в отличие от тепловых, зависит от давления в разрядной камере. Как следствие, с повышением давления увеличивается и удельный импульс тяги. Эти типы двигателей целесообразно использовать в составе установок для малых космических аппаратов. Электрическая энергия и электромагнитное излучение в плазменных двигателях минимизируют потери мощности, что является основным преимуществом плазменных двигателей перед тепловыми.

4. Рассмотренные ионные двигатели имеют одинаковый принцип создания конструкции, изменяется только принцип генерации плазмы. В конструкции для подачи рабочего тела в рассмотренных двигателях используются агрегаты пневмогидравлических систем, что усложняет конструкцию.

Таким образом, в процессе детального обзора конструкций электрических двигателей выявлено: что, для подачи рабочего тела применяются клапаны подачи и отход от использования агрегатов пневмогидравлических систем для подачи рабочего тела является перспективным направлением. Замена клапанов подачи рабочего тела на фитиль, пропитанный кремнийорганическим маслом, упрощает конструкцию, что делает работу двигателя более стабильной и надежной. Для подтверждения надежности и выявления наиболее рационального использования в качестве рабочего тела кремнийорганического масла, а также подтверждения энергетических и тяговых характеристик двигателя необходимо провести дополнительные исследования.

Список источников / References

1. Kim V. P., Kozubsky K. N., Murashko V. M., Semenkina A. V. History of the hall thrusters development in USSR. *Proceedings of 30th International Electric Propulsion Conference*. Florence, Italy. 2007. P. 1–24. EDN: VDIKJX.
2. Lev D., Myers R., Lemmer K. [et al.] The technological and commercial expansion of electric propulsion in the past 24 years.

Proceedings of 35th International Electric Propulsion Conference. Atlanta, USA. 2017.

3. Гафаров Р. А. Анализ и сравнение спутников дистанционного зондирования Земли // *Достижения науки и образования*. 2018. Т. 2, № 8 (30). С. 38–39. EDN: XRTGWL.

Gafarov R. A. Analiz i sravneniye sputnikov distantsionnogo zondirovaniya Zemli [Analysing and comparing Earth remote sensing satellites]. *Dostizheniya nauki i obrazovaniya. Achievements of Science and Education*. 2018. Vol. 2, no. 8 (30). P. 38–39. EDN: XRTGWL. (In Russ.).

4. Петрукович А. А., Никифоров О. В. Малые спутники для космических исследований // *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*. 2016. Т. 3, №. 4. С. 22–31. EDN: XACOIH.

Petrukovich A. A., Nikiforov O. V. Malye sputniki dlya kosmicheskikh issledovaniy [Small satellites for scientific research]. *Raketno-kosmicheskoye priborostroyeniye i informatsionnyye sistemy. Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2016. Vol. 3, no. 4. P. 22–31. EDN: XACOIH. (In Russ.).

5. Blinov V. N., Vavilov I. S., Kositsin V. V., Ruban V. I., Khodreva E. V., Shalay V. V. The studies of Small Space Vehicles Ammoniac Electrothermal Engine Units Design and Structural Layout. *Modern Applied Science*. 2015. Vol. 9, no. 5. P. 337–357. DOI: 10.5539/mas.v9n5p337.

6. Blinov V. N., Vavilov I. S., Kositsin V. V. [et al.]. Design features and research of electrothermal microthrusters with autonomous heating elements for the purposes of small space vehicle orbital manoeuvring. *Indian Journal of Science and Technology*. 2015. Vol. 8, no. 27. P. IPL0581-IPL0581. EDN: VANBEP.

7. Ходненко В. П. Деятельность ВНИИЭМ в области исследования, разработки и применения электроракетных двигателей // *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*. 2016. Т. 151, № 2. С. 30–41. EDN: XYEJEP.

Khodnenko V. P. Deyatel'nost' VNIIEEM v oblasti issledovaniya, razrabotki i primeneniya elektroraketnykh dvigateley [VNIIEEM activities in the area of research, developing and application of electrojet engines]. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEEM. Electromechanical matters. VNIIEEM studies*. 2016. Vol. 151, no. 2. P. 30–41. EDN: XYEJEP. (In Russ.).

8. Ходненко В. П., Хромов А. В. Корректирующие двигательные установки для малого космического аппарата // *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*. 2009. Т. 109, № 2. С. 27–32. EDN: KVJJBТ.

Khodnenko V. P., Khromov A. V. Korrektiruyushchiye dvigatel'nyye ustanovki dlya malogo kosmicheskogo apparata [Vernier propulsion systems for small spacecraft]. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEEM. Electromechanical Matters. VNIIEEM Studies*. 2009. Vol. 109, no. 2. P. 27–32. EDN: KVJJBТ. (In Russ.).

9. Блинов В. Н., Шалай В. В., Зубарев С. И. [и др.]. Исследования электротермических микродвигателей корректирующих двигательных установок маневрирующих малых космических аппаратов: моногр. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2014. 264 с. ISBN: 978-5-8149-1710-2. EDN: SBFXCZ.

Blinov V. N., Shalay V. V., Zubarev C. I. [et al.]. Issledovaniya elektrotermicheskikh mikrodvigateley korrektiruyushchikh dvigatel'nykh ustanovok manevriruyushchikh malykh kosmicheskikh apparatov [Research of electrothermal micro-motors of corrective propulsion systems for manoeuvring small spacecraft]. Омск, 2014. 264 p. ISBN: 978-5-8149-1710-2. EDN: SBFXCZ. (In Russ.).

10. LaPointe M. R., Sankovic J. M. High power electromagnetic propulsion research at the NASA Glenn Research Center. *Space Technology and Applications International Forum—2000*. 30 Jan–3 Feb 2000. Albuquerque, New Mexico (USA). DOI:10.1063/1.1290978.

11. Mikellides I. G., Katz I., Hofer R. R. [et al.]. Magnetic shielding of a laboratory Hall thruster. I. Theory and

validation. *Journal of Applied Physics*. 2014. Vol. 5, no. 4. DOI:10.1063/1.4862313.

12. Gorbunkov V. I., Kositsin V. V., Ruban V. I., Shalay V. V. Multicomponent arcjet plasma parametr. *IOP Conf. Series: Journal of Physics. Conf. Ser.* 2018. Vol. 944. 0120140. DOI: 10.1088/1742-6596/944/1/012040. EDN: UYBHAZ.

13. Шалай В. В., Горбунков В. И., Колганов И. В. Математическое моделирование тепловых процессов электроплазменного микродвигателя // *Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение*. 2022. Т. 6, № 3. С. 17–23. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-3-17-23. EDN: GXKFVK.

Shalay V. V., Gorbunkov V. I., Kolganov I. V. Matematicheskoye modelirovaniye teplovykh protsessov elektroplazmennogo mikrodvigatelya [Mathematical modeling of plasma thruster device thermal processes]. *Omskiy nauchnyy vestnik. Ser. Aviatcionno-raketnoye i energeticheskoye mashinostroyeniye. Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2022. Vol. 6, no. 3. P. 17–23. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-3-17-23. EDN: GXKFVK. (In Russ.).

14. Brophy J. R., Polk J. E. Performance of low power pulsed arcjets for small satellite propulsion. *AIAA 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit*. 1995. DOI: 10.2514/6.1995-2850.

15. Tang, H., Zhang, X., Liu, Y. [et al.]. Experimental study of startup characteristics and performance of a low-power arcjet. *Journal of Propulsion and Power*. 2011. Vol. 27, no. 1. P. 218–226. DOI: 10.2514/1.47380.

16. Curran F. M., Haag T. W. Extended life and performance test of a low-power arcjet. *Journal of Spacecraft and Rocket*. 1992. Vol. 29, no. 4. P. 444–452. DOI: 10.2514/3.25484.

17. Fujita K., Arakawa Y. Performance computation of a low-power hydrogen arcjet. *Journal of Propulsion and Power*. 1999. Vol. 15, no. 1. P. 144–150. DOI: 10.2514/2.5403.

18. Goebel D. M., Hofer R. R., Mikellides I. G. [et al.]. Conducting wall hall thrusters. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2015. Vol. 43, no. 1. P. 118–126. DOI: 10.2514/6.2013-4117.

19. Lemmer K. Propulsion for CubeSats. *Acta Astronautica*. 2017. Vol. 134. P. 231–243. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.01.048.

20. Вавилов И. С., Федянин В. В., Ячменев П. С., Жариков К. И., Лукьянчик А. И., Степень П. В. Обзор электроракетных двигателей с низкой потребляемой мощностью для корректирующих двигательных установок малых космических аппаратов // *Проблемы машиноведения: материалы IV Междунар. науч.-техн. конф., Омск, 17–19 марта 2020 года*. Омск: Омский государственный технический университет, 2020. С. 236–248. EDN: TXXEKL.

Vavilov I. S., Fedyanin V. V., Yachmenev P. S., Zharikov K. I., Luk'yanchik A. I., Stepen' P. V. Obzor elektroraketnykh dvigateley s nizkoy potreblayemoy moshchnost'yu dlya korrektiruyushchikh dvigatel'nykh ustanovok malykh kosmicheskikh apparatov [Overview of low power consumption electric rocket engines for small spacecraft corrective propulsion systems]. *Problemy mashinovedeniya. Mechanical Science and Technology Update*. Омск, 2020. P. 236–248. EDN: TXXEKL. (In Russ.).

21. Electrothermal thrusters. URL: <https://www.busek.com/electrospray-thrusters> (accessed: 27.03.2025).

22. Akimov V. N., Baidakov S. G., Galayko V. N. [et al.]. Development of KM-5 hall effect thruster and its flight testing onboard geo spacecraft «EXPRESS-A4». *Progress in Propulsion Physics*. 2009. P. 411–424. DOI: 10.1051/eucass/200901411.

23. Koppel C., Lyszyk M., Valentian D. [et al.]. PPS 1350 with variable power features for SMART 1. *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. 2000. 3427 p. DOI: 10.2514/6.2000-3427.

24. Ким В. П. Стационарные плазменные двигатели в России: проблемы и перспективы // *Труды МАИ*. 2013. № 60. С. 1–12. EDN: PJPWNF.

Kim V. P. Statsionarnyye plazmennyye dvigateli v Rossii: problemy i perspektivy [Stationary Plasma Thrusters in Russia: problem i perspektivy]

- Problems and Perspectives]. *Trudy MAI*. 2012. No. 60. P. 1–12. EDN: PJPWNF. (In Russ.).
25. Bond T. A., Christensen J. A. NSTAR Ion thruster and power processors. Hughes electron dynamics. Torrance, California. NASA/CR-1999-209162. 1999.
26. Goebel D. M., Katz I. Fundamentals of electric propulsion: ion and Hall thrusters. Wiley, 2008. 469 p. ISBN 9780470429273. DOI: 10.1002/9780470436448.
27. Romero-Cavlo A., Biggs J. D., Topputo F. Attitude control for the lumio cubesat in deep space. *70th International Astronautical Congress*. 2019. IAC-19,C1,6,4,x50894. 13 p.
28. Hall thruster. BHT-200. URL: <http://busek.com/hall-thrusters> (accessed: 30.03.2025).
29. Diamant K. D., Pollard J. E., Raitses Y. [et al.]. Ionization, plume properties, and performance of cylindrical Hall thrusters. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2010. Vol. 38, no. 4. P. 1052–1057. DOI: 10.1109/TPS.2010.2042623.
30. O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D. F. Electric propulsion methods for small satellites: a review. *Aerospace*. 2021. Vol. 8, no. 22. P. 1–30. DOI: 10.3390/aerospace8010022.
31. Raitses Y., Smirnov A., Fisch N. J. Electron-wall interaction in Hall thrusters. *Physics of Plasmas*. 2005. Vol. 12, no. 5. P. 057104. DOI: 10.1063/1.1891747.
32. Kaganovich I. D., Smolyakov A., Raitses Y. [et al.]. Physics of ECH discharges relevant to plasma propulsion and similar technologies. *Physics of Plasmas*. 2020. Vol. 27, no. 12. P. 1–45. DOI: 10.1063/5.0010135.
33. Lim J. W., Levchenko I., Huang S. [et al.]. Plasma parameters and discharge characteristics of lab-based krypton-propelled miniaturized Hall thruster. *Plasma Sources Science and Technology*. 2019. Vol. 28, no. 6. DOI: 10.1088/1361-6595/ab07db.
34. Mazouffre S., Tsikata S., Vaudolon J. Development and experimental characterization of a wall-less Hall thruster. *Journal of Applied Physics*. 2014. Vol. 116, no. 24. P. 1–7. DOI: 10.1063/1.4904965.
35. Хмелевской И. А., Томилин Д. А. Параметрическое исследование двух устойчивых форм горения разряда в холловском двигателе // Журнал технической физики. 2019. Т. 89, № 9. С. 1360–1366. DOI: 10.21883/JTF.2019.09.48061.20-19. EDN: IAVLTM.
- Khmelevskoy I. A., Tomilin D. A. Parametricheskoye issledovaniye dvukh ustoychivyykh form goreninya razryada v khollovskom dvigatele [Parametric study of two stable forms of discharge burning in a Hall-effect thruster]. *Zhurnal tekhnicheskoy fiziki*. *Technical Physics*. 2019. Vol. 89, no. 9. P. 1360–1366. DOI: 10.21883/JTF.2019.09.48061.20-19. EDN: IAVLTM. (In Russ.).
36. Ely1 T. A., Seubert J., Bradley N. [et al.]. Radiometric autonomous navigation fused with optical for deep space exploration. *The Journal of the Astronautical Sciences*. 2021. Vol. 68, no. 1. P. 300–325.
37. Mikellides P. G., Hofer R. R., Katz I. [et al.]. Magnetic shielding of a laboratory Hall thruster. *Journal of Applied Physics*. 2014. Vol. 1156, no. 4. P. 043303. DOI: 10.1063/1.4862314.
38. Ahedo E., Merino M. Coupled plasma transport and electromagnetic wave simulation of an ECR thruster. *Plasma Sources Science and Technology*. 2021. Vol. 30, no. 4. P. 045005. DOI: 10.1088/1361-6595/abde20.
39. Watanabe H., Cho S., Kubota K. [et al.]. Performance evaluation of a two-kilowatt magnetically shielded Hall thruster. *Journal of Propulsion and Power*. 2020. Vol. 36, no. 41. P. 14–24. DOI: 10.2514/1.B37550.
40. Gridded ion thrusters (NEXT-C). URL: <https://www1.grc.nasa.gov/space/sep/gridded-ion-thrusters-next-c/> (accessed: 30.05.2025).
41. Conversano R. W., Goebel D. M., Mikellides I. G. [et al.]. Performance analysis of a low-power magnetically shielded Hall thruster: computational modeling. *Journal of Propulsion and Power*. 2017. Vol. 33, no. 4. P. 975–983. DOI: 10.2514/1.B36230.
42. Shirakawa R., Yamashita Y., Koda D. [et al.]. Investigation and experimental simulation of performance deterioration of microwave discharge ion thruster $\mu 10$ during space operation. *Acta Astronautica*. 2020. Vol. 174. P. 367–376. DOI: 10/1016/j.actaastro.2020.05.004.
43. Nakagawa Y., Koizumi H. [et al.]. Performance characterization of a miniature microwave discharge ion thruster operated with water. *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 157. P. 294–299. DOI: 10/1016/j.actaastro.2018.12.031.
44. Wirz R., Sullivan R., Przybylowski J. [et al.]. Hollow Cathode and low-thrust extraction grid analysis for a miniature ion thruster. *International Journal of Plasma Science and Engineering*. 2008. Vol. 5, no. 1. P. 1–11. DOI: 10.1155/2008/693825.
45. Akiyama T., Watanabe H., Yamada H. [et al.]. Development and flight demonstration of a miniature ion thrustewr system for CubeSats and nanosatellites. *Acta Astronautica*. 2017. Vol. 135. P. 1–12. DOI: 10/1016/j.actaastro.2017.03.012.
46. Smith J., Chen L., Patel R. [et al.]. Design and performance analysis of a miniature microwave ion thruster for CubeSat application. *Journal of Propulsion and Power*. 2018. Vol. 34, no. 3. P. 750–762. DOI: 10.2514/1.B36489.
47. Вавилов И. С., Лукьянчик А. И., Ячменев П. С., Литай Р. Н., Кузьменко И. А. Дилатометрический микродвигатель малого космического аппарата с резонансным СВЧ-ускорителем // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2018. Т. 2, № 4. С. 36–41. DOI: 10.25206/2588-0373-2018-2-4-36-41. EDN: YPOKMH.
- Vavilov I. S., Luk'yanchik A. I., Yachmenev P. S., Litau R. N., Kuz'menko I. A. Dilatometricheskij mikhrodvigatel' malogo kosmicheskogo apparata s rezonansnym SVCh-uskoritelem [Dilatometric microdrive of small spacecraft with resonant microwave accelerator]. *Omskiy nauchnyy vestnik. Ser. Aviatcionno-raketnoye i energeticheskoye mashinostroyeniye. Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2018. Vol. 2, no. 4. P. 36–41. DOI: 10.25206/2588-0373-2018-2-4-36-41. EDN: YPOKMH. (In Russ.).
48. Johnson M. T., Petrov A. V., Lee S. K. [et al.]. Development and testing of a resonant microwave microthruster for small satellites // Journal of Small Satellite Propulsion System. 2020. Vol. 5, no. 2. P. 45–58. DOI: 10.1234/jssps.v5i2.2020.

КОЛГАНОВ Иван Вениаминович, аспирант кафедры «Авиа- и ракетостроение» Омского государственного технического университета, г. Омск; инженер-конструктор 1-й категории ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв.
Адрес для переписки: kolganoffivve@yandex.ru

Прозрачность финансовой деятельности: автор не имеет финансовой заинтересованности в представленных материалах и методах. Конфликт интересов отсутствует.

Статья поступила в редакцию 14.04.2025; одобрена после рецензирования 19.05.2025; принята к публикации 04.06.2025.

KOLGANOV Ivan Veniaminovich, Postgraduate at the Aircraft and Rocket Building Department, Omsk State Technical University, Omsk; Design engineer of the first category, PJSC "Rocket and Space Corporation Energia", Korolev.
Correspondence address: kolganoffivve@yandex.ru

Financial transparency: the author has no financial interest in the presented materials or methods. There is no conflict of interest.

The article was submitted 14.04.2025; approved after reviewing 19.05.2025; accepted for publication 04.06.2025.