

РАДИОФИЗИКА

УДК 533.9.03:533.9.07

DOI: 10.34680/2076-8052.2025.1(139).11-21

Поступила в редакцию / Received 23.01.2025

ГРНТИ 29.27.07+29.27.49

Специальность ВАК 1.3.4.

Принята к публикации / Accepted 28.03.2025

Научная статья

ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫЙ ИМПУЛЬСНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С РАЗРЯДНОЙ КАМЕРОЙ ИЗ СЕГНЕТОКЕРАМИКИ

Емлин Р. В.¹, Морозов П. А.¹, Яшнов Л. Ю.²

¹ *Институт Электрофизики УрО РАН (Екатеринбург, Россия)*

² *НИИ Машиностроения (Нижняя Салда, Россия)*

Аннотация. Подтверждена возможность использования эффекта высоковольтного (до 20 кВ) разряда по поверхности сегнетоэлектрической керамики на основе титаната бария (BaTiO_3) для создания импульсных плазменных абляционных двигателей коррекции для космических аппаратов. Такие ИПАД могут быть использованы для малых ИСЗ микро- и нано- классов (кубсатов), которые создаются как университетами, так и частными компаниями. На изготовленном макете частотного коаксиального импульсного плазменного двигательного блока с потреблением от бортовой сети до 50 Вт при использовании разрядов субмикросекундной длительности ($<0,1$ мкс) получена секундная тяга, регулируемая от 2 до 28 мкН·с. Спектры скоростей и ионизованных компонент плазменных пучков поверхностного разряда простираются до 100 км/с.

Ключевые слова: *электроразрядный плазменный двигатель, сегнетокерамика, поверхностное перекрытие диэлектриков, кубсаты.*

Для цитирования: Емлин Р. В., Морозов П. А., Яшнов Л. Ю. Электрореактивный импульсный плазменный двигатель с разрядной камерой из сегнетокерамики // Вестник НовГУ. 2025. 1 (139). 11–21. DOI: 10.34680/2076-8052.2025.1(139).11-21

Research Article

PULSED PLASMA THRUSTER WITH A FERROELECTRIC CERAMICS DISCHARGE UNIT

Emlin R. V.¹, Morozov P. A.¹, Yashnov L. Yu.²

¹ *Institute of Electrophysics UB RAS, Yekaterinburg, Russia*

² *Research and Development Institute of Mechanical Engineering*

Abstract. In this paper, we consider the applicability of the high-voltage surface flashover on ferroelectric ceramics in pulsed plasma thrusters. We made a thruster prototype based of high-voltage submicrosecond discharge. The power of the thruster is ~ 50 W, operation frequency is a few hundreds Hz, discharge voltage is ~ 20 kV, and weight about 400 g. The material of the discharge unit is barium titanate contained ceramics. The obtained values of thrust lie in the range 2-28 $\mu\text{N}\cdot\text{s}$. The obtained velocities of the ion component of the plasma flow are up to ~ 100 km/s.

Keywords: *pulsed plasma thruster, ferroelectrics ceramics, surface discharge, frequency mode, cubesats.*

For citation: Emlin R. V., Morozov P. A., Yashnov L. Yu. Pulsed plasma thruster with a ferroelectric ceramics discharge unit // Vestnik NovSU. 2025. 1 (139). 11–21. DOI: 10.34680/2076-8052.2025.1(139).11-21

Введение

В ноябре 1964 года с космодрома Байконур к планете Марс был запущен космический аппарат Зонд-2. Управление пространственной ориентацией радиоантенн для связи с Землёй осуществлялось электрическими абляционными реактивными двигателями малой тяги (ЭРД). Двигатели подобного типа способны работать в условиях космического полёта: высокие перегрузки при запуске корабля и других манёврах, глубокий вакуум окружающего пространства, воздействие температур от $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$ до высоких положительных, при этом они длительно и с высокой надёжностью сохраняют работоспособность и управляемость.

Методы создания реактивной тяги на основе электрических и магнитных эффектов характеризуются многими необходимыми в системах управлениями качествами: постоянная готовность и высокая оперативность запуска и выключения, компактность и относительно малый вес, прецизионная регулировка силы тяги с точностью до 10^{-6} Н, особенно у импульсных плазменных двигателей (ИПД), что и обуславливает их преимущества над химическими источниками тяги [1]. Эти системные свойства и конкретные характеристики развиваемой тяги позволяют использовать их для осуществления разнообразных манёвров искусственными спутниками Земли, в особенности большими космическими станциями: стабилизация параметров орбиты, поддержание необходимой ориентации установленных на ИСЗ аппаратов, в том числе фотоаппаратуры, антенн, телескопов, лазерных устройств, достижение необходимого взаимного положения при стыковке с прибывающими транспортными космическими кораблями, а также управление ориентацией двигателей торможения при спуске на Землю [2, 3]. Такое разнообразие функций, а также необходимость резервирования требует наличия большого числа этих двигателей в составе двигательной установки системы ориентации. Эти условия функционирования требуют от разработчиков и конструкторов в первую очередь сосредоточить усилия на уменьшении массы этих рассчитанных на годы работы ЭРД.

К удовлетворяющим этим требованиям относятся в первую очередь абляционные плазменные импульсные электроразрядные двигатели (АПИД). Это наиболее часто используемый вариант благодаря простоте и надёжности конструкции разрядной камеры и электродов для создающего реактивную тягу электрического разряда по поверхности рабочего тела. В зависимости от параметров разрядного процесса (напряжение, амплитуда и длительность тока разряда, запасаемая в накопителе энергия, химическая природа диэлектрического материала, по поверхности которого развивается разряд) скорость генерируемого плазменного пучка составляет 3–50 км/с, а импульс отдачи при однократном разряде может достигать 50–100 мкН·с [4]. Наибольший вклад в массу ЭРД такого типа приходится на накопитель энергии – конденсатор либо магнитный индуктор с преобразователями напряжения. В этой связи одним из перспективных и реально

осуществимых путей улучшения массогабаритных параметров ЭРД систем ориентации космических аппаратов (КА) является уменьшение энергозапаса в выходном каскаде генератора тока до субджоульного уровня (порядка и менее одного джоуля) и достигаемое в результате уменьшение массы и габаритов батареи конденсаторов, повышение частоты разрядов и возможность использования магнитного накопителя энергии [5].

Основная часть

В 2017 году НИИ Машиностроения (Роскосмос) и Институтом электрофизики УрО РАН были выполнены экспериментальные исследования работы макетов двигательного блока частотного АПВД мощностью до 50 Вт [6, 7], в которых подача жидкого рабочего тела осуществлялась с помощью подвижной диэлектрической подложки. Особенность данного подхода состоит в использовании частоты следования в диапазоне сотен разрядов в секунду, при этом величина вводимой энергии в однократном разряде не превышает 0,1–0,5 Дж. При использовании в качестве жидкого рабочего тела углеводородных соединений максимальные скорости ионов в плазменном потоке достигали значений более 100 км/с. Однако длительное применение подобных рабочих тел на основе вакуумного масла нежелательно из-за образования проводящих пленок на внешних элементах бортовой аппаратуры КА. Использование в качестве подложки сегнетоэлектрической керамики продемонстрировало возможность использования эффективной генерации плазменного пучка при высоковольтном (до 20 кВ) разряде по поверхности сегнетоэлектрика из титаната бария (BaTiO_3) в вакууме [8] при создании импульсных плазменных ЭРД для космических аппаратов микро- и нано- классов. Поэтому с 2021 года в НИИ Машиностроения совместно с ИЭФ УрО РАН были начаты работы по созданию компактного ИПД с коаксиальными электродами, в котором плазменный пучок формируется с использованием для разрядной камеры и в качестве рабочего тела композиции на основе BaTiO_3 .

Принципиальная электрическая схема двигательного блока коаксиального АПВД, обеспечивающего потребляемую энергию 80 мДж/разряд, представлена на рисунке 1. В таком ИПД с поверхностью керамики в форме диска радиальные разряды с частотой до 400° Гц происходят последовательно по всем азимутам, каждый последующий в новом секторе.

Энергия выходного импульса магнитной катушки составляла 60–100 мДж. Конструкция разрядной камеры схематически приведена на рисунке 2 (без системы подачи рабочего тела).

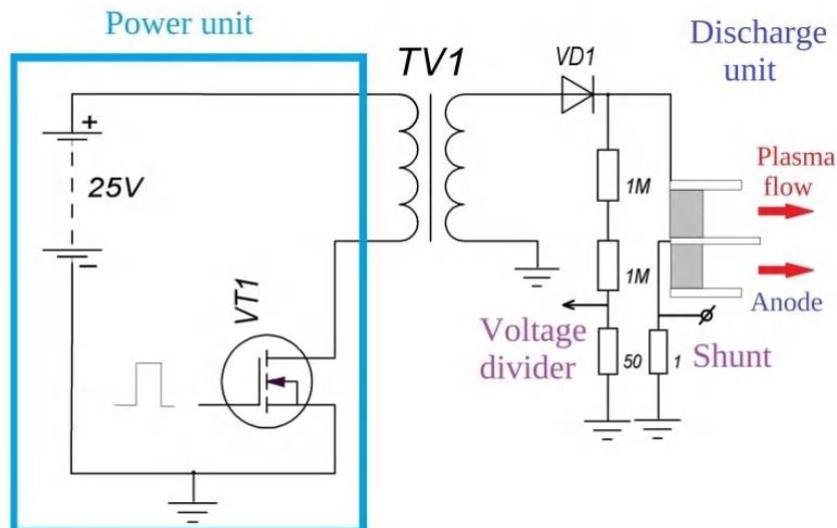


Рисунок 1. Импульсы напряжения амплитудой до 20 кВ длительностью 0,1–0,2 мкс подавались от индуктивных преобразователей (TV1 на схеме) различной конструкции [9]

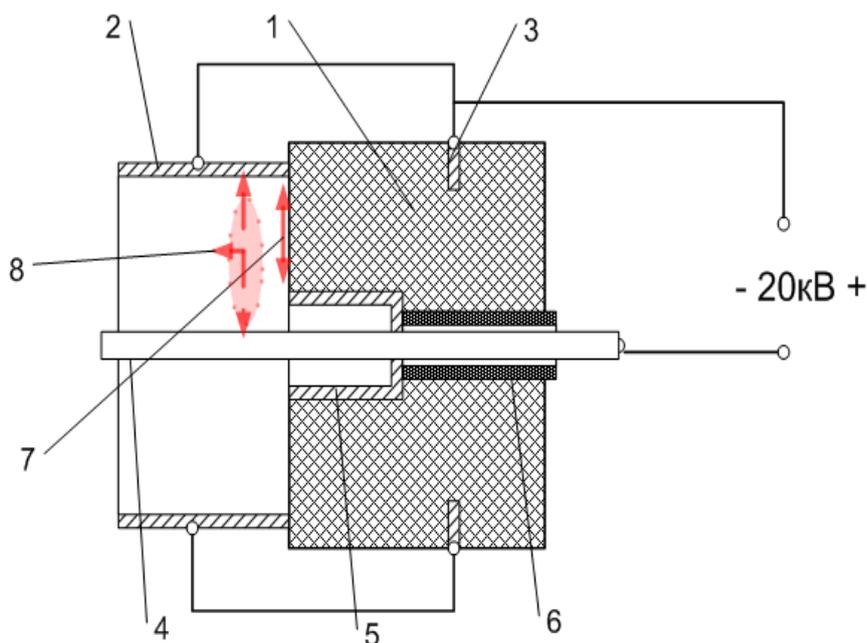


Рисунок 2. Схема разрядной камеры коаксиального АПИД:

- 1 – сегнетокерамическая камера АПИД
- 2 – внешний цилиндрический анод
- 3 – внешняя кольцевая обкладка
- 4 – центральный ускоряющий электрод
- 5 – внутренняя обкладка конденсатора с торцевым электродом
- 6 – изолирующая втулка
- 7 – встречный поверхностный радиальный начальный разряд
- 8 – ускоряемый плазменный сгусток

Для измерения параметров тяги макет двигателя располагался на автономном тягоизмерительном подвесе в вакуумной камере объёмом 0,2 м³ вместе с батареей питания и блоком управления. Период колебаний измерительного баллистического

крутильного маятника оставлял более 100 с. Запуск разрядов осуществлялся по оптическому каналу от лазерного источника. На рисунке 3 показана фотография свечения плазменного факела в вакуумной камере при частоте разрядов 100° Гц. Величина реактивного импульса $p = mV$ измерялась в вакууме как при разряде по нанесённому на сегнетокерамику тонкому слою жидкого диэлектрика, так и при электрическом перекрытии по собственной поверхности сегнетокерамики. При использовании слоя жидкого рабочего тела, например вакуумного масла, нанесённого на поверхность керамики, величина импульса отдачи заметно выше, чем при разрядах по сухой керамике.

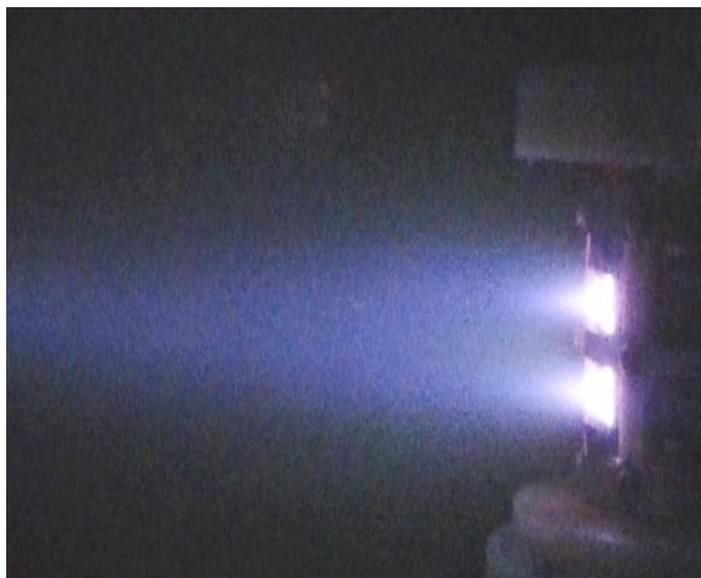


Рисунок 3. Фотография разрядного факела в вакуумной камере

Проведённые с использованием разработанного макета ЭРД измерения расхода массы рабочего тела показывают, что разрядный процесс по сегнетокерамике с большой величиной диэлектрической проницаемости характеризуется тем, что благодаря хорошему КПД ввода энергии в плазменный пучок удельный расход составляет величину порядка 0,5 мкг/Дж. При этом в пучке регистрируется значительный вклад ионизированной фракции, составляющей до 10% от общего количества ускоренного вещества.

На тягоизмерительном стенде ИЭФ УрО РАН с высокочувствительным баллистическим подвесом [10] было также проведено исследование зависимости тяги разработанного макета от режимов работы для нескольких рабочих тел.

Макет АПИД с блоком питания размещался в вакуумной камере в герметичной капсуле на платформе крутильных весов, а управление режимом работы осуществлялось через стеклянное окно световым сигналом. Масса разрядного блока с высоковольтным трансформатором составляет около 400 г.

Эксперимент проводился двумя различными способами. Измерялся импульс тяги расположенного на подвесе макета частотного ЭРД, развиваемый при подаче пакета из 400 высоковольтных импульсов микросекундного диапазона в течение одной секунды при амплитуде напряжения 20 кВ, либо импульс воздействия плазменного пучка от неподвижного макета на мишень, подвешенную на этих крутильных весах. Импульс тяги вычислялся по углу поворота этого баллистического крутильного маятника. Величина импульса тяги, измеренная в этих условиях для «эталонного» рабочего тела – политетрафторэтилена (ФП-4) равна 19 мкН·с, а для сегнетокерамики 28 мкН·с. Измерения с использованием сухой поверхности керамики показывают, что импульс отдачи достигает величины порядка 0,07 мкН·с/разряд.

Сравнение данных, получаемых в двух режимах измерения – по импульсу отдачи самого макета двигателя и в режиме измерения угла поворота мишени, на которую был направлен плазменный пучок, показывает, что хорошее согласие наблюдается, если принять для мишени (профилированная пластина из алюминия АМгб) степень аккомодации пучка близкой к единице.

Одной из наиболее важных характеристик плазменного пучка, генерируемого на поверхности рабочего тела, является скорость истечения компонент плазмы и её диаграмма направленности [11]. Для этих измерений использовались плазменные датчики–цилиндры Фарадея с небольшим отрицательным потенциалом центрального электрода для отклонения электронной компоненты. На рисунке 4 приведены полученные осциллограммы суммарного тока в реактивной плазменной струе, создаваемого ионизованными компонентами плазменного пучка в телесном угле всей диаграммы направленности на расстоянии 50 см от поверхности разряда.

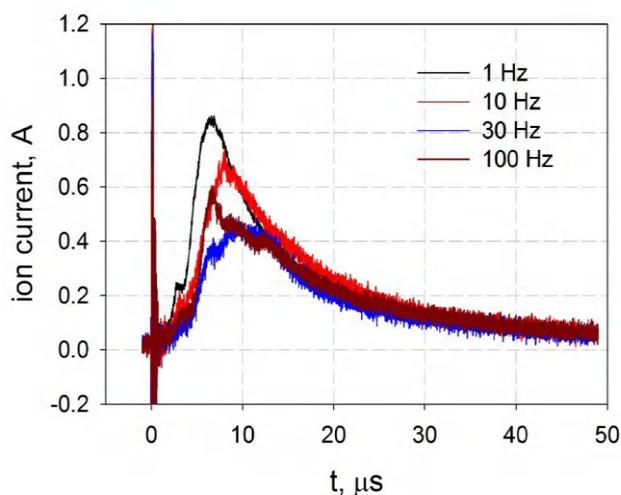


Рисунок 4. Осциллограммы тока ионов на расстоянии 50 см от поверхности разряда, полученные при частоте следования разрядов 1–100 Гц

Для исследования особенностей механизма поверхностного пробоя по сегнетокерамике при старте процесса с положительного электрода были проведены измерения скорости распространения свечения на фронте развивающегося процесса пробоя и формы свечения начальной стадии разряда. Для этого был использован генератор импульсов длительностью 30 наносекунд с фронтом нарастания напряжения порядка $t < 2$ нс [12]. Фотография свечения канала пробоя приведена на рисунке 5. При подаче напряжения на электроды в начале разрядного процесса происходит распространение фронта поверхностного перекрытия, характеризующееся потреблением относительно небольшого тока, приводящее к формированию между электродами тонкого проводящего плазменного приповерхностного слоя с формой в виде разветвлённых дендритов.

Это подтверждается локальным свечением разрядного сектора, часто в виде дендритной структуры, особенно хорошо выраженной при условии старта пробоя с анода (на рисунке 5 анод слева). При длине разрядного промежутка 1 см суммарное время формирования этого проводящего слоя составляет порядка 10–12 наносекунд, что соответствует скорости продвижения процесса ионизации по поверхности материала порядка 10^8 см/с. Далее с ростом тока разряда до нескольких килоампер сила Ампера и газодинамические силы отрывают плазму от поверхности, и параллельное к разрядной поверхности собственное магнитное поле контура разрядного тока через плазму ускоряет этот плазменный реактивный сгусток.



Рисунок 5. Дендритная структура разряда по поверхности сегнетокерамики

В процессе этих испытаний были также проведены измерения кинетических параметров и масс-ионного состава ионизованной компоненты испускаемого плазменного пучка для нескольких предлагаемых сегнетоэлектрических рабочих тел при воздействии этими модельными импульсами наносекундной длительности (ток разряда 2–6 кА). Масс-ионные спектры ионизованных компонент плазмы показывают, что в этом режиме разряда преобладающей заряженной компонентой пучка являются одно- и двухзарядные ионы кислорода и имеется заметный вклад однозарядных кластеров, состоящих из нескольких атомов, включая титан и барий.

Заключение

Сравнение характеристик разработанного макета частотного импульсного плазменного двигателя с разрядной камерой из сегнетокерамики мощностью порядка 50 ватт с известными АПВД, близкими по секундной энергетике разрядов, приведено в таблице 1.

Таблица 1. Сравнительные характеристики макета частотного импульсного плазменного двигателя с разрядной камерой

Тип ЭРД	АПВД ЕО-1 [4] (Европа)	АПВД-8 НИИ ПМЭ [13] (Москва)	ДБ-50Вт НИИМаш
Энергия разряда, Дж	56	8	0,05
Частота импульсов, Гц	1	1...5	30...400
Средняя мощность, Вт	60	10...40	2...25
Рабочее тело	ПТФЭ	ПТФЭ	вак. масло ВМ5
Удельный импульс V/g, [с]	1040	520	1060
Единичный имп. тяги, мкН·с	860	140	0,07
Средняя тяга, мН	0,86	0,11...0,22	0,002...0,028
Цена тяги, Вт/мН	70	90	85 (400Гц)

Результаты этих исследований подтверждают возможность использования эффекта высоковольтного (до 20 кВ) разряда по поверхности сегнетоэлектрика на основе титаната бария ($BaTiO_3$) для создания импульсных плазменных ЭРД космических аппаратов мини- и микроклассов. Такие ИПД могут быть использованы для малых космических аппаратов – кубсатов, которые создаются как некоторыми университетами, так и частными компаниями. Изготовленный макет частотного коаксиального импульсного плазменного двигательного блока с сегнетокерамической разрядной камерой имеет характеристики, представленные в таблице 2.

Таблица 2. Характеристики частотного коаксиального импульсного плазменного двигательного блока с сегнетокерамической разрядной камерой

Потребляемая электрическая мощность, Вт	от 7 до 50
Секундная тяга, мН	от 0,002 до 0,028
Частота разрядов, Гц	от 30 до 400
Удельный импульс, секунды	не меньше 1000
Габаритные размеры, мм	не больше 60x60x60
Вес ДУ, кг	не больше 0,4

Проведенные ресурсные испытания ИПД (50 Вт) в «сухом режиме», на частоте разрядов 400 Гц подтвердили безотказную работу в течение двух часов при времени генерации разрядных цугов 1 секунда и паузе в 1 с. Общее число единичных разрядов при этом составило более 2,5 миллионов включений. При изготовлении лабораторных образцов АПИД применялись общедоступные материалы и комплектующие элементы.

Список литературы

1. Ионные, плазменные и дуговые ракетные двигатели: сборник статей / пер. с англ. Москва: Госатомиздат, 1961. 407 с.
2. Гильзин К. А. Электрические межпланетные корабли. Москва: Наука, 1964. 319 с.
3. Кульков В. М., Обухов В. А., Егоров Ю. Г., Белик А. А., Крайнов А. М. Сравнительная оценка эффективности применения перспективных типов электроракетных двигателей в составе малых космических аппаратов // Вестник Самарского государственного авиакосмического университета (национальный исследовательский университет). 2012. 3–1 (34). 187–195.
4. Benson S. W., Arrington L. A., Hoskins W. A. Development of a PPT for the EO-1 Spacecraft // American Institute of Aeronautics and Astronautics 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Los Angeles, CA, USA (20–24 June 1999). 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Development of a PPT for the EO-1 spacecraft. Los Angeles, CA, 1999. URL: <https://tesble.com/10.2514/6.1999-2276> (Дата обращения: 02.01.2025). DOI: 10.2514/6.1999-2276
5. Shein J., Qi N., Binder R., Krishan M. Inductive energy storage driven vacuum arc thruster // Review of Scientific Instruments. 2002. 73 (2). 925–927. DOI: 10.1063/1.1428784
6. Ермилов В. А., Казанкин Л. Ф., Потабачный Л. А., Емлин Р. В., Морозов П. А. Исследование влияния внешнего магнитного поля на величину тяги высоковольтного наносекундного импульсного двигателя // Космическая техника и технологии. 2018. 3 (22). 82–89.
7. Яшнов Л. Ю., Потабачный Л. А. Патент № 2757304 Российская Федерация, МПК F-3H 1/00 (2006/01). Импульсный плазменный коаксиальный ракетный двигатель на жидком рабочем теле: 2019137141: заявл. 19.11.2019; опубл. 13.10.2021; заявитель АО «Научно-исследовательский институт машиностроения» (АО «НИИМаш»). 8 с.

8. Месяц Г. А. Электронная эмиссия из сегнетоэлектрических плазменных катодов // Успехи физических наук. 2008. 178 (1). 85–108. DOI: 10.3367/UFNr.0178.200801e.0085
9. Балагуров В. А. Аппараты зажигания. Москва: Машиностроение, 1968. 352 с.
10. Buldashev S. A., Emlin R. V., Morozov P. A., Punanov I. F., Shcherbakov Ye. N., Yashnov L. Yu. Thrust characteristics of compact high-voltage pulsed plasma thruster utilizing liquid propellant // Journal of Physics: Conference series. 2021. 2064 (1). 012114. DOI: 10.1088/1742-6596/2064/1/012114
11. Морозов А. И. Введение в плазмодинамику. Москва: Физматлит, 2006. 572 с.
12. Morozov P., Punanov I., Lisencov V., Emlin R. Nanosecond surface flashover of ferroelectric capacitor ceramics at 70 kV // 7th International Congress on Energy Fluxes and Radiation Effects (EFRE-2020 online): abstracts. Tomsk, 14–25 September 2020. Tomsk: Publishing House of IAO SB RAS, 2020. 336–341.
13. Дьяконов Г. А., Любинская Н. В., Семенихин С. А., Хрусталёв М. М. Абляционный импульсный плазменный двигатель для малоразмерных космических аппаратов // Труды МАИ. 2014. 73. 19.

References

1. Ion, plasma and arc rocket engines: collection of articles / transl. from Eng. Moscow: Gosatomizdat, 1961. 407 p. (In Russian).
2. Gilzin K. A. Electrical interplanet spacecraft. Moscow: Nauka Publ., 1964. 319 p. (In Russian).
3. Kul'kov V. M., Obuhov V. A., Egorov Yu. A., Belik A. A. Comparison of the effectiveness of the use of promising types of electric rocket engines in small spacecraft // Bulletin of Samara State Aerospace University (National Research University). 2012. 3-1 (34). 187–195. (In Russian).
4. Benson S. W., Arrington L. A., Hoskins W. A. Development of a PPT for the EO-1 Spacecraft // American Institute of Aeronautics and Astronautics 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Los Angeles, CA, USA (20–24 June 1999). 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Development of a PPT for the EO-1 spacecraft. Los Angeles, CA, 1999. URL: <https://tesble.com/10.2514/6.1999-2276> (Accessed: 02.01.2025). DOI: 10.2514/6.1999-2276
5. Shein J., Qi N., Binder R., Krishan M. Inductive energy storage driven vacuum arc thruster // Review of Scientific Instruments. 2002. 73 (2). 925–927. DOI: 10.1063/1.1428784
6. Yermilov V. A., Kazankin L. F., Potabachny L. A., Emlin R. V., Morozov P. A. Investigation of the effect of an external magnetic field on the thrust of a high-voltage nanosecond pulse thruster // Space technic and technology. 2018. 3 (22). 82–89. (In Russian).
7. Yashnov L. Yu., Potabachny L. A. Patent No. 2757304 Russian Federation, IPC F-3H 1/00 (2006/01). Pulsed plasma coaxial rocket engine on a liquid working body: 2019137141: application 19.11.2019; published 13.10.2021; applicant JSC Scientific Research Institute of Mechanical Engineering (JSC NIIMash). 8 p. (In Russian).
8. Mesyats G. A. Electron emission from ferroelectric plasma cathodes // Achievements of Physical Sciences. 2008. 178 (1). 85–108. DOI: 10.3367/UFNr.0178.200801e.0085 (In Russian).

9. Balagurov V. A. Ignition devices. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1968. 352 p. (In Russian).
10. Buldashev S. A., Emlin R. V., Morozov P. A., Punanov I. F., Shcherbakov Ye. N., Yashnov L. Yu. Thrust characteristics of compact high-voltage pulsed plasma thruster utilizing liquid propellant // Journal of Physics: Conference series. 2021. 2064 (1). 012114. DOI: 10.1088/1742-6596/2064/1/012114
11. Morozov A. I. Introduction to plasmodynamics. Moscow: Fizmatlit, 2006. 572 p. (In Russian).
12. Morozov P., Punanov I., Lisencov V., Emlin R. Nanosecond surface flashover of ferroelectric capacitor ceramics at 70 kV // 7th International Congress on Energy Fluxes and Radiation Effects (EFRE-2020 online): abstracts, Tomsk, 14–25 September 2020. Tomsk: Publishing House of IAO SB RAS, 2020. 336–341.
13. Daykonov G. A., Lyubinskaya N. V., Semenihiin S. A., Hrustalev M. M. Ablation plasma thruster for small spacecraft // Trudy MAI. 2014. 73. 19. (In Russian).

Информация об авторах

Емлин Рафаил Вениаминович – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, руководитель группы, Институт электрофизики УрО РАН (Екатеринбург, Россия), ORCID: 0000-0002-0475-1181, emlin@ier.uran.ru

Морозов Павел Александрович – младший научный сотрудник, Институт электрофизики УрО РАН (Екатеринбург, Россия), ORCID: 0000-0002-3602-0412, pav99369565@yandex.ru

Яшнов Леонид Юрьевич – ведущий инженер, НИИ Машиностроения (Нижняя Салда, Россия), ORCID: 0009-0007-2253-5291, leonidsl@hotmail.com