

Научная статья  
УДК 621.455.32  
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183597>  
EDN: <https://www.elibrary.ru/MRBILK>



## Двигательная установка на базе абляционного импульсного плазменного двигателя для наноспутника

Святослав Валерьевич Гордеев<sup>1✉</sup>, Дана Азатовна Муратаева<sup>2</sup>, Иван Алексеевич Попов<sup>3</sup>,  
Сергей Анатольевич Семенихин<sup>4</sup>, Наталья Валентиновна Любинская<sup>5</sup>

<sup>1,2,3,4,5</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
Москва, Российская Федерация

<sup>1</sup> [GordeevSV3@mai.ru](mailto:GordeevSV3@mai.ru)

<sup>2</sup> [murataeva.dana@yandex.ru](mailto:murataeva.dana@yandex.ru)

<sup>3</sup> [popov-ivan20@yandex.ru](mailto:popov-ivan20@yandex.ru)

<sup>4</sup> [riame3@mai.ru](mailto:riame3@mai.ru)

<sup>5</sup> [LyubinskayaNV@mai.ru](mailto:LyubinskayaNV@mai.ru)

**Аннотация.** Представлен облик двигательной установки (ДУ) на базе абляционного импульсного плазменного двигателя (АИПД) малой мощности. Данная двигательная установка предназначена для использования в составе космического аппарата типа CubeSat [1].

По результатам испытания образцов в вакуумной камере определены интегральные характеристики двигательной установки.

**Ключевые слова:** абляционный импульсный плазменный двигатель, система хранения и подачи рабочего тела, блок инициирования разряда, блок накопления энергии

**Благодарности:** авторы выражают благодарность Богатому Владимиру Игнатьевичу за разработку и изготовление описанной в настоящей статье системы питания и управления абляционного импульсного плазменного двигателя.

**Для цитирования:** Гордеев С.В., Муратаева Д.А., Попов И.А., Семенихин С.А., Любинская Н.В. Двигательная установка на базе абляционного импульсного плазменного двигателя для наноспутника // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 4. С. 177–184. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183597>

Original article

## Propulsion System Based on Ablative Pulsed Plasma Thruster for a Nanosatellite

Svyatoslav V. Gordeev<sup>1✉</sup>, Dana A. Murataeva<sup>2</sup>, Ivan A. Popov<sup>3</sup>, Sergei A. Semenikhin<sup>4</sup>, Nataliya V. Lyubinskaya<sup>5</sup>

<sup>1,2,3,4,5</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University),

Moscow, Russian Federation

<sup>1</sup> [GordeevSV3@mai.ru](mailto:GordeevSV3@mai.ru)

<sup>2</sup> [murataeva.dana@yandex.ru](mailto:murataeva.dana@yandex.ru)

<sup>3</sup> [popov-ivan20@yandex.ru](mailto:popov-ivan20@yandex.ru)

<sup>4</sup> [riame3@mai.ru](mailto:riame3@mai.ru)

<sup>5</sup> [LyubinskayaNV@mai.ru](mailto:LyubinskayaNV@mai.ru)

© Гордеев С.В., Муратаева Д.А., Попов И.А., Семенихин С.А., Любинская Н.В., 2024



### Abstract

The article presents the layout of a propulsion system based on a low-power ablative pulsed plasma thruster (APPT). This propulsion system is intended for use as part of a CubeSat-type spacecraft. Such propulsion system gives an opportunity to keep the spacecraft to orbit by compensation of the aerodynamic drag force occurring from spacecraft interaction with residual atmosphere gases, and the period of active existence of spacecraft increases thereby.

Besides, the propulsion system allows solving the problems of changing the orbit, the altitude and inclination, as well as changing the spacecraft position in orbit, which plays a significant role in the multi-satellite groupings creation. Thus, the jet engine application significantly expands the field of tasks solved by the ultra-small spacecrafts. Analysis of the existing propulsion systems for ultra-small spacecraft has been performed and it has been demonstrated that ablation impulse plasma thruster is one of the most suitable classes of propulsion in this case due to the simplicity of the design, low cost of construction materials, ensuring a relatively low cost of the propulsion system with rather good integral characteristics of the thruster.

An ablation impulse plasma thruster consists of a discharge channel, propellant storage and feeding system, an energy storage unit, a power processing unit, and a unit for the discharge initiation in the thruster.

Experimental models of the thruster, feeding system and the unit for the discharge initiation were fabricated. Laboratory models of an ablative pulsed plasma thruster, feeding system and the unit for the discharge initiation for it have been developed and manufactured, which are the prototypes of the components of the propulsion system based on APPT of 1U (100 × 100 × 100 mm) format. The models were tested in a vacuum chamber and the integral characteristics of the propulsion system were measured. The thrust was of 0.174 mN with a power consumption of 15 watts. The calculated total thrust impulse of this engine herewith is up to 400 N · s. This value significantly exceeds the total impulse of ablative pulsed plasma thruster and thrusters with gaseous propellant developed to date for the ultra-small class spacecraft.

**Keywords:** ablative pulsed plasma thruster, propellant storage and feeding system, power processing unit, energy storage unit, discharge initiation unit, spacecraft

**For citation:** Gordeev S.V., Murataeva D.A., Popov I.A., Semenikhin S.A., Lyubinskaya N.V. Propulsion System Based on Ablative Pulsed Plasma Thruster for a Nanosatellite. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 4, pp. 177-184. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183597>

### Введение

В настоящее время наблюдается значительный рост количества выводимых на орбиту космических аппаратов (КА) формата CubeSat [2, 3]. Такие аппараты обладают рядом преимуществ, в числе которых:

- относительная дешевизна изготовления и выведения (в качестве попутной нагрузки) космического аппарата;
- возможность развертывания значительного количества аппаратов на орбите и решения задач с использованием всей развернутой группировки;
- потенциал повышения функциональности КА благодаря развитию технологий и миниатюризации комплектующих.

При этом лишь небольшая доля таких аппаратов на сегодняшний день оснащается реактивными двигателями для управления движением. На рис. 1 представлена зависимость от времени количества запущенных космических аппаратов сверхмалого класса, количества запланированных пусков и количества аппаратов, оснащенных реактивными двигателями [2].

Использование двигателей позволило бы су-

щественно расширить круг задач, решаемых с помощью таких КА. В частности, применение реактивных двигателей даст возможность [4]:

– компенсировать аэродинамическое сопротивление при полете на орбитах в диапазоне высот 300–400 км и, таким образом, значительно (от нескольких месяцев до года) увеличить срок активного существования КА;

– изменять высоту орбиты в небольших пределах и управлять положением КА относительно других аппаратов группировки (что актуально, например, для задач типа «космическая реклама»).

Эти возможности фактически придают группировке таких КА качественно новые свойства [4].

В мире повсеместно ведутся разработки электро ракетных двигателей (ЭРД) для КА типа CubeSat.

На рис. 2 представлена зависимость удельной тяги реактивных двигательных установок для аппаратов формата CubeSat от удельного импульса тяги, на рис. 3 – зависимость удельной тяги от суммарного импульса тяги. Все двигательные установки, представленные на рис. 1 и 2, по объему не превышают 1,2U и содержат в своем составе двигатель, систему хранения и подачи рабочего тела (РТ) и





Рис. 1. Рост количества запускаемых наноспутников [2]

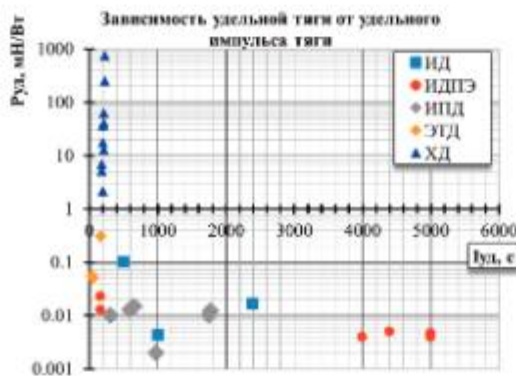


Рис. 2. Зависимость удельной тяги от удельного импульса тяги разработанных в мире реактивных двигательных установок объемом меньше 1,2U (ИД – ионные двигатели; ИДПЭ – ионные двигатели с полевой эмиссией, ИПД – импульсные плазменные двигатели, ЭТД – электротермические двигатели, ХД – химические двигатели)



Рис. 3. Зависимость удельной тяги от суммарного импульса тяги для разработанных в мире реактивных двигательных установок объемом меньше 1,2U (ИД – ионные двигатели; ИДПЭ – ионные двигатели с полевой эмиссией, ИПД – импульсные плазменные двигатели, ЭТД – электротермические двигатели, ХД – химические двигатели)

систему питания и управления, а также другие вспомогательные элементы и системы, необходимые для их функционирования.

Из рис. 2 и 3 видно, что в мире на сегодняшний день разработаны двигательные установки, обладающие значительным суммарным импульсом тяги – на уровне тысяч ньютон-секунд, однако, несмотря на малый занимаемый объем ( $< 1,2U$ ), они в ряде случаев характеризуются значительным уровнем потребляемой мощности (как, например, ионные двигатели [5–7]) либо технологической сложностью (ИДПЭ [8]) и, как следствие, высокой стоимостью, что ограничивает возможности их использования в составе космических аппаратов

сверхмалого класса [6, 7]. Также следует отметить полное отсутствие разработанных стационарных плазменных двигателей рассматриваемого типоразмера. Это объясняется существенным ухудшением удельных характеристик данного класса двигателей при уменьшении их габаритов и уровня потребляемой мощности [9–11].

Одним из перспективных видов ЭРД в данном случае являются абляционные импульсные плазменные двигатели (АИПД). К преимуществам данного класса двигателей можно отнести [12]:

– удобство управления и регулирования благодаря линейной зависимости силы тяги и потребляемой мощности от частоты срабатываний двигателя;



– дешевое, не дефицитное, твердое рабочее тело, что позволяет снизить стоимость изготовления и испытаний двигателя (в том числе и повышает безопасность, поскольку в составе двигателя отсутствуют сосуды высокого давления, а также вредные, ядовитые или горючие вещества);

– относительно высокое значение удельного импульса тяги, вследствие импульсного (за время 5–15 мкс) характера передачи энергии рабочему телу.

В силу очевидной перспективности АИПД с точки зрения применения их в составе КА сверхмалого класса в данном направлении работает ряд научно-исследовательских коллективов по всему миру [13].

В Германии в Университете Штутгарта проводятся исследования микро-АИПД коаксиальной конфигурации разрядного канала с преимущественно электромагнитным ускорением рабочего тела. Одна из их разработок АИПД PETRUS массой 0,42 кг с пятью коаксиальными каналами, имеющая суммарный импульс тяги  $\approx 3,4$  Н·с, была успешно испытана в космических условиях [14].

Работы в области абляционных импульсных плазменных двигателей для сверхмалых КА ведутся в Индии [15] и Китае [16].

В Индии предложено создать абляционный импульсный плазменный двигатель с испарением диэлектрического рабочего тела с помощью лазерного импульса. Следует отметить, что при таком принципе работы в двигателе будет реализовано газодинамическое ускорение рабочего тела, а это создаст существенные ограничения на суммарный импульс двигательной установки, основанной на данном принципе.

Работы, проводимые в Китае, направлены на всесторонние исследования абляционных импульсных плазменных двигателей коаксиальной геометрии, что позволяет с учетом известных аналогов ожидать значений суммарного импульса тяги на уровне не выше 150–200 Н·с [16].

В России разработки и исследования АИПД для космических аппаратов сверхмалого класса проводятся в Московском авиационном институте (МАИ), в Национальном исследовательском ядерном университете «МИФИ» [17], в МГТУ им. Н.Э. Баумана и в других организациях. Для двигателя разработки НИЯУ МИФИ опубликованы данные об уровне тяги (0,02–0,03 мН) [17]. При этом, исходя из назначения (аппараты размером 3U), уровень потребляемой мощности 3–5 Вт. По оценкам, суммарный импульс двигательной установки VERA, имеющей объем 0,5U, не более 200 Н·с.

Кроме того, в России разработаны электронно-гревные двигательные установки, работающие с использованием жидких испаряемых рабочих тел:

фреона [18, 19] и воды [20]. Суммарный импульс двигательной установки ООО «СТЦ», имеющей размер 0,5U+, составляет около 150 Н·с при номинальной тяге 15 мН [18], а двигательной установки ООО «СИА» – около 220 Н·с при номинальной тяге 6 мН [20].

В настоящей статье представлен двигатель, потенциально способный обеспечить большие значения суммарного импульса и тяги – более 400 Н·с и 0,174 мН соответственно.

#### Абляционный импульсный плазменный двигатель

С точки зрения использования в составе космических аппаратов формата CubeSat, абляционный импульсный плазменный двигатель является одним из наиболее подходящих [4, 12]. В силу импульсного характера накопления энергии в области малых мощностей АИПД по эффективности превосходят многие другие электроракетные двигатели и, кроме того, имеют простую конструкцию, обуславливающую удобство их отработки и эксплуатации, а также относительно низкую стоимость [4]. В настоящей работе создавался АИПД с рельсовой геометрией разрядного канала [12].

Принципиальная схема АИПД представлена на рис. 4.

Можно выделить следующие компоненты АИПД [12]:

- разрядный канал (РК);
- систему хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ);
- блок накопителя энергии (БНЭ);
- систему питания и управления (СПУ);
- блок инициирования разряда (БИР).

#### Принцип работы АИПД

При включении АИПД энергия запасается в конденсаторном блоке накопителя энергии. При этом конденсаторы заряжаются до напряжения около 1200 В. Затем от блока инициирования разряда на свечу инициирования разряда подается высоковольтный импульс (порядка 10 кВ), который приводит к электрическому пробое между электродами свечи. Образуются электроны, которые

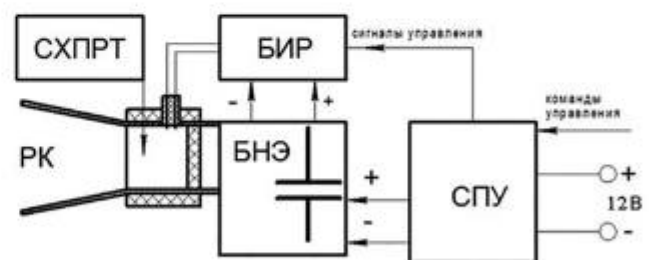


Рис. 4. Принципиальная схема ДУ на базе АИПД



ускоряются в сторону анода. При этом часть из них попадает на поверхность шашек рабочего тела, что приводит к его абляции и последующей ионизации. В результате электрическая цепь между катодом и анодом замыкается, а энергия, запасенная в БНЭ, передается рабочему телу (фторопласт-4) при его абляции, ионизации и ускорении электромагнитной и газодинамической силами. Время разрядного процесса составляет 10–15 мкс, при этом характерная частота срабатывания – 1 ... 2 Гц [1].

### Разрядный канал

В настоящей статье рассматривается АИПД с разрядным каналом рельсовой геометрии с боковой подачей рабочего тела [12]. Electroды (катод и анод) разрядного канала представляют собой параллельно расположенные плоские пластины. Между катодом и анодом находится рабочий объем, в котором в момент срабатывания двигателя происходит разряд. Вблизи катода установлена свеча инициирования разряда, состоящая из двух электродов и керамического изолятора.

### Система хранения и подачи рабочего тела

Вследствие использования твердого рабочего тела, СХПРТ в АИПД существенно проще, чем в других двигателях, работающих на жидком или газообразном рабочем теле. Шашки фторопласта-4 подаются в разрядный канал при помощи пружинной механической системы подачи. В созданной лабораторной модели использовались две шашки в форме прямоугольных параллелепипедов с подачей в разрядный канал с помощью пружины сжатия. В последующих образцах планируется использовать конструкцию, приближенную к летной, с подачей шашек рабочего тела с помощью пружины кручения, что позволит существенно повысить запас рабочего тела при сохранении конфигурации разрядного канала.

При этом в составе СХПРТ отсутствуют клапаны, ресиверы, редукторы, нагреватели, датчики давления, и в составе системы питания и управления отсутствуют блоки управления этими элементами. Это обуславливает сравнительную простоту конструкции и потенциально высокую надежность АИПД.

### Система питания и управления

СПУ содержит преобразователь бортового напряжения питания в напряжение, необходимое для заряда конденсаторов накопления энергии, и блок сбора телеметрических данных [21]. В разрабатываемой двигательной установке предполагается использовать импульсный преобразователь напряжения на базе одноканальной схемы.

### Блок инициирования разряда

БИР должен подавать высоковольтный импульс на свечу инициирования разряда. В настоящей статье рассматривается одноканальная схема БИР, как наиболее простая. В состав разрабатываемого блока инициирования разряда входит конденсатор, коммутирующий ключ и повышающий трансформатор. Конденсатор подключен к первичной обмотке трансформатора через коммутирующий ключ. Вторичная обмотка трансформатора подключена к электродам свечи инициирования разряда.

Сначала конденсатор заряжается от СПУ, затем происходит замыкание коммутирующего ключа, в результате чего конденсатор разряжается через первичную обмотку трансформатора. Напряжение на вторичной обмотке растет до тех пор, пока не происходит пробой в свече, который приводит к срабатыванию двигателя.

В составе разрабатываемой двигательной установки в качестве коммутирующего ключа предполагается использовать неуправляемый газовый разрядник. При этом для коммутации не требуется управляющего сигнала от СПУ, что упрощает конструкцию двигателя.

### Результаты работы

В рамках настоящей работы был разработан лабораторный образец АИПД (рис. 5) для использования в составе ДУ формата CubeSat

Были проведены исследования работы блоков СПУ и БИР применительно к АИПД с малыми энергиями разряда, в результате чего были разработаны и изготовлены лабораторные образцы СПУ и БИР. Фотография образцов представлена на рис. 6.

Лабораторный образец (рис. 5) был установлен в вакуумную камеру и испытан. Испытания проводились на вакуумном стенде ИУ-1 предназначенном для исследования импульсных плазменных двигателей. На рис. 7 показан внешний вид АИПД во время работы.

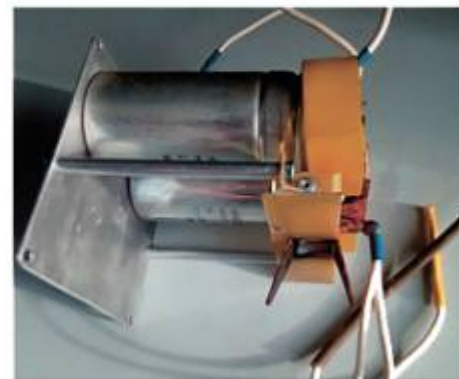


Рис. 5. Внешний вид лабораторного образца АИПД





Рис. 6. Фотография лабораторных образцов СПУ (снизу) и БИР (сверху) для АИПД с малой энергией разряда

Измерялись интегральные параметры двигателя. Для определения силы тяги использовалось тягоизмерительное устройство, основанное на измерении отклонения платформы, подвешенной на специальных струнах, и оснащенное демпферным устройством для испытания двигателей, работающих в импульсном режиме [22]. Погрешность определения силы тяги двигателя оценивается на уровне  $\pm 10\%$ . Потребляемая двигателем мощность определялась расчетно-экспериментальным способом на основе измерения емкости конденсаторов БНЭ, напряжения на конденсаторах, при котором происходило срабатывание АИПД, и частоты срабатываний двигателя. Результаты измерений приведены в таблице.

#### Интегральные характеристики лабораторного образца АИПД

Параметры	Значения
Энергия разряда, Дж	7,68
Частота срабатывания, Гц	2
Мощность, Вт	15,36*
Тяга, мН	0,174

\* С учетом достижимого КПД СПУ для соответствующего уровня потребляемой мощности и напряжения питания 6–8 В потребляемая мощность всей двигательной установки в рассматриваемом режиме составит 22–25 Вт. Возможно снижение потребляемой мощности путем уменьшения частоты работы ДУ при пропорциональном уменьшении силы тяги двигателя.

Проведенные испытания показали возможность обеспечения разрабатываемой двигательной установкой суммарного импульса тяги, в разы превосходящего значения, обеспечиваемые существующими отечественными аналогами, при сопоставимом уровне потребляемой мощности.

#### Выводы

Разработанные и изготовленные лабораторные образцы абляционного импульсного плазменного двигателя, а также системы питания и управления и блока



Рис. 7. Фотография АИПД во время работы

инициирования разряда для него являются прототипами составных частей двигательной установки на базе АИПД формата 1U (100 × 100 × 100 мм). Проведены испытания образцов в вакуумной камере, и измерены интегральные характеристики двигательной установки. Тяга составила 0,174 мН при потребляемой мощности 15 Вт. При этом расчетный суммарный импульс тяги данного двигателя составляет более 400 Н · с.

В результате проделанной работы заложены основы создания ДУ, значительно превосходящей по суммарному импульсу тяги (более 400 Н·с) известные отечественные [17, 18, 20] и зарубежные [14] аналоги. При сопоставимых объеме и массе указанные аналоги ДУ имеют значения суммарного импульса тяги, не превышающие 200 Н · с.

#### Список источников

1. Муратаева Д.А., Гордеев С.В. Двигательная установка на базе абляционного импульсного плазменного двигателя для наноспутника // Молодежь и будущее авиации и космонавтики: Сборник аннотаций конкурсных работ XIV Всероссийского межотраслевого молодежного конкурса научно-технических работ и проектов. М.: Перо, 2022. С. 59.
2. World's largest database of nanosatellites, over 4000 nanosats and CubeSats. 2024, www.nanosats.eu
3. Mueller J. Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of State-of-the-Art and Emerging Technologies // In: Ketsdever A.D., Micci M.M. Micropropulsion for Small Spacecraft. 2000. Chapter 3, pp. 45-137. DOI: 10.2514/5.9781600866586.0045.0137
4. Кульков В.М., Обухов В.А., Егоров Ю.Г. и др. Сравнительная оценка эффективности применения перспективных типов электроракетных двигателей в составе малых космических аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3–1(34). С. 187–195.



5. Towards sustainable space, <https://www.thrustme.fr/>
6. Леб Х.В., Попов Г.А., Обухов В.А. Лаборатория высокочастотных двигателей Московского авиационного института – новая форма российско-германского сотрудничества // Труды МАИ. 2012. № 60. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35381>
7. Леб Х.В., Попов Г.А., Обухов В.А. и др. Крупногабаритные высокочастотные ионные двигатели // Труды МАИ. 2012. № 60. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35371>
8. Spacecraft Propulsion Systems, <https://www.enpulsion.com/technology/>
9. Семенов Д.А., Саевец П.А., Комаров А.А., Румянцев А.В. Анализ интегральных характеристик стационарного плазменного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 173–180. DOI: 10.34759/vst-2020-4-173-180
10. Комаров А.А., Семенов Д.А., Приданников С.Ю., Румянцев А.В. Влияние тока магнита на процессы при запуске стационарного плазменного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 144–151. DOI: 10.34759/vst-2020-1-144-151
11. Каплин М.А., Митрофанова О.А., Берникова М.Ю. Разработка плазменных двигателей сверхмалой мощности серии ПлаС // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 1. С. 74–85. DOI: 10.34759/vst-2021-1-74-85
12. Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А. и др. Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5(11). С. 30–40.
13. Spanjers G., Bromaghin D., Lake J. et al. AFRL MicroPPT Development for the TechSat 21 Flight // 27th International Electric Propulsion Conference (15-19 October 2001; Pasadena CA). IEP-01-166.
14. Schäfer F., Herdrich G., Zhe Z. et al. In-Orbit Testing of the PETRUS Pulsed Plasma Thruster on the GREENCUBE 3U Cubesat // 8th International Conference on Space Propulsion 3AF (09-13 May 2022; Estoril, Portugal). SP2022\_239.
15. Kodukula A., Kadam S., Thuluvva S. et al. A Novel Spacecraft Propulsion Design Using Ionized Microplastics // 72nd International Astronautical Congress (25-29 October 2021; Dubai, United Arab Emirates).
16. Hou D., Zhao W., Kang X., Wang P. Effect of ceramic nozzle on performance of pulsed plasma thruster // Aerospace Science and Technology. 2008. Vol. 12. No. 8, pp. 573–578. DOI: 10.1016/j.ast.2008.01.004
17. Первые тесты в космосе подтвердили работоспособность разработанного в НИЯУ МИФИ двигателя VERA. 2022, <https://mephi.ru/press/news/19336>
18. Прохоренко И.С., Бабанина О.В., Гасанбеков К.Н. Двигательная установка коррекции для наноспутников на хлаоне // Молодежь и будущее авиации и космонавтики: Сборник аннотаций конкурсных работ XIV Всероссийского межотраслевого молодежного конкурса научно-технических работ и проектов. М.: Перо, 2022. С. 61.
19. Прохоренко И.С., Каташов А.В., Каташова М.И. Газовая двигательная установка коррекции для наноспутников // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 152–165. DOI: 10.34759/vst-2021-2-152-165
20. Двигатели СИА, <https://siaspace.ru>
21. Bogatyri A.V., Bogatyri V.I., Gordeev S.V. Development of power processing unit for a low-power ablative pulsed plasma thruster // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. XIII International Conference on Applied Mathematics and Mechanics in the Aerospace Industry (06-13 September 2020; Alushta). Vol. 927: 012003. DOI: 10.1088/1757-899X/927/1/012003
22. Bogatyri A.V., Semenikhin S.A. Selection of the Thrust Measurement System for a Pulsed Plasma Thruster // AIP Conference Proceedings: XLIV Academic Space Conference (28-31 January 2020; Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia). 2021. Vol. 2318: 040008. DOI: 10.1063/5.0035783

## References

1. Murataeva DA, Gordeev SV. Propulsion system based on an ablative pulsed plasma engine for a nanosatellite. In: *Molodezh' i budushchee aviatsii i kosmonavtiki: materialy XIV Vserossiiskogo mezhotraslevogo molodezhnogo konkursa nauchno-tehnicheskikh rabot i proektov*. Moscow: Pero; 2022. p. 59. (In Russ.).
2. *World's largest database of nanosatellites, over 4000 nanosats and CubeSats*. 2024. [www.nanosats.eu](http://www.nanosats.eu)
3. Mueller J. Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of State-of-the-Art and Emerging Technologies. In: *Micci MM, Ketsdever AD. Micropropulsion for Small Spacecraft*. 2000. Chapter 3. p. 45-137. DOI: 10.2514/5.9781600866586.0045.0137
4. Kul'kov VM, Obukhov VA, Egorov YuG. et al. Comparative evaluation of the effectiveness of the application of perspective types of electric propulsion thrusters in the small spacecraft. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*. 2012; (3-1):187-195. (In Russ.).
5. Towards sustainable space. <https://www.thrustme.fr/>
6. Leб KhV, Popov GA, Obukhov VA. Radio Frequency Ion Thruster Laboratory of Moscow Aviation Institute – a New Form of Russian-German Cooperation. *Trudy MAI*. 2012;(60). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35381>
7. Leб KhV, Popov GA, Obukhov VA. et al. Large Radio Frequency Ion Engines. *Trudy MAI*. 2012;(60). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35371>



8. *Spacecraft Propulsion Systems*, <https://www.enpulsion.com/technology/>
9. Semenenko DA, Saevets PA, Komarov AA, Rumyantsev AV. Characteristics analysis of stationary plasma thruster. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(4):173-180. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-4-173-180
10. Komarov AA, Semenenko DA, Pridannikov SY, Rumyantsev AV. Magnet current impact on start-up processes of stationary plasma thruster. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(1):144-151. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-1-144-151
11. Kaplin MA, Mitrofanova OA, Bernikova MYu. Development of very low-power PlaS-type plasma thrusters. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(1):74-85. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2021-1-74-85
12. Antropov NN, Bogatyi AV, D'yakonov GA. et al. The new stage of ablative pulsed plasma thruster development at riame. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*. 2011;(5):30-40. (In Russ.).
13. Spanjers G, Bromaghim D, Lake J. et al. AFRL MicroPPT Development for the TechSat 21 Flight. *27th International Electric Propulsion Conference (October 15-19, 2001; Pasadena CA)*. IEPC-01-166.
14. Schäfer F, Herdrich G, Zhe Z. et al. In-Orbit Testing of the PETRUS Pulsed Plasma Thruster on the GREENCUBE 3U Cubesat. *8th International Conference on Space Propulsion 3AF (May 09-13, 2022; Estoril, Portugal)*. SP2022\_239.
15. Kodukula A, Kadam S, Thuluva S. et al. A Novel Spacecraft Propulsion Design Using Ionized Microplastics. *72nd International Astronautical Congress (October 25-29, 2021; Dubai, United Arab Emirates)*.
16. Hou D, Zhao W, Kang X, Wang P. Effect of ceramic nozzle on performance of pulsed plasma thruster. *Aerospace Science and Technology*. 2008;12(8):573-578. DOI: 10.1016/j.ast.2008.01.004
17. *Pervye testy v kosmose podtverdili rabotosposobnost' razrabotannogo v NIYaU MIFI dvigatelya VERA*. 2022. <https://mephi.ru/press/news/19336> (In Russ.).
18. Prokhorenko IS, Babanina OV, Gasanbekov KN. Correction propulsion system for nanosatellites powered by hladon. *Materialy XIV Vserossiiskogo mezhotraslevogo molodezhnogo konkursa nauchno-tekhnicheskikh работ i proektov Molodezh' i budushchee aviatsii i kosmonavтики*. Moscow: Pero; 2022. p. 61. (In Russ.).
19. Prokhorenko IS, Katashov AV, Katashova MI. Gas propulsion correcting unit for nanosatellites. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(2):152-165. DOI: 10.34759/vst-2021-2-152-165 (In Russ.).
20. *Dvigateli SIA*. (In Russ.). <https://siaspace.ru>
21. Bogatyi AV, Bogatyi VI, Gordeev SV. Development of power processing unit for a low-power ablative pulsed plasma thruster. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. XIII International Conference on Applied Mathematics and Mechanics in the Aerospace Industry (September 06-13, 2020; Alushta)*. Vol. 927: 012003. DOI: 10.1088/1757-899X/927/1/012003
22. Bogatyi AV, Semenikhin SA. Selection of the Thrust Measurement System for a Pulsed Plasma Thruster. *AIP Conference Proceedings: XLIV Academic Space Conference (January 28-31, 2020; Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia)*. 2021. Vol. 2318: 040008. DOI: 10.1063/5.0035783

Статья поступила в редакцию 11.09.2023; одобрена после рецензирования 10.06.2024; принята к публикации 10.06.2024.  
The article was submitted on 11.09.2023; approved after reviewing on 10.06.2024; accepted for publication on 10.06.2024.