

Научная статья  
УДК 621.455.32  
DOI: 10.34759/vst-2022-3-169-179

## ОРГАНИЗАЦИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В УСКОРИТЕЛЯХ ПЛАЗМЫ СВЕРХМАЛОЙ МОЩНОСТИ

Матвей Андреевич Каплин<sup>1</sup>, Ольга Александровна Митрофанова<sup>2</sup>,  
Андрей Сергеевич Марков<sup>3</sup>, Альберт Владимирович Румянцев<sup>4</sup> ✉

<sup>1,2,3</sup>Опытное конструкторское бюро «Факел» (ОКБ «Факел»),  
Калининград, Россия

<sup>4</sup>Балтийский федеральный университет им. И. Канта (БФУ им. И. Канта),  
Калининград, Россия

<sup>1,2,3</sup>info@fakel-russia.com

<sup>4</sup>albert37@list.ru ✉

**Аннотация.** Изложены результаты исследовательской работы с экспериментальными лабораторными моделями ускорителей плазмы сверхмалой мощности У-М1 и У-М2, созданными с целью поиска и отработки новых технических решений для разрабатываемых в ОКБ «Факел» плазменных двигателей сверхмалой мощности. Представлены результаты параметрических и ресурсных исследований ускорителей У-М1 и У-М2. Определены особенности рабочих процессов ионизации и ускорения в условиях сверхмалой мощности разряда и сверхмалых геометрических размеров разрядной камеры.

**Ключевые слова:** ускоритель плазмы сверхмалой мощности, стационарный плазменный двигатель, сверхмалые размеры разрядной камеры, малый космический аппарат стандарта CubeSat

**Для цитирования:** Каплин М.А., Митрофанова О.А., Марков А.С., Румянцев А.В. Организация рабочего процесса в ускорителях плазмы сверхмалой мощности // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 169-179. DOI: 10.34759/vst-2022-3-169-179

Original article

## OPERATIONAL PROCESS ORGANIZATION IN VERY LOW-POWER PLASMA ACCELERATORS

Matvei A. Kaplin<sup>1</sup>, Ol'ga A. Mitrofanova<sup>2</sup>, Andrei S. Markov<sup>3</sup>, Al'bert V. Rumyantsev<sup>4</sup> ✉

<sup>1,2,3</sup>Experimental design bureau "Fakel" (EDB "Fakel"),  
Kaliningrad, Russia

<sup>4</sup>Immanuel Kant Baltic Federal University,  
Kaliningrad, Russia

<sup>1,2,3</sup>info@fakel-russia.com

<sup>4</sup>albert37@list.ru ✉

## Abstract

An interest of the leading aerospace enterprises [1–3] in development and improvement of very low-power electric propulsion thrusters, which are characterized by a discharge power less than 100 W, for small spacecraft, including CubeSat standard small spacecraft, can be explained by a predicted possibility of getting new scientific knowledge and earning a commercial profit by using small spacecraft equipped with propulsion systems with high values of a generated total thrust impulse. Due to the interest of the world market in the availability of propulsion control systems for small spacecraft, the works on creation of very low-power plasma thrusters were initiated at EDB “Fakel”.

This paper gives the results of research work with experimental laboratory models of very low-power plasma accelerators U-M1 and U-M2 created with the purpose of searching and subsequent optimization of new technical solutions for very low-power plasma thrusters which are developed at EDB “Fakel”. The accelerators U-M1 and U-M2 are built on the basis of two principal schemes which differ by the configuration of their magnetic and discharge systems, what allows to expand the available range of magnetic field parameters and electric discharge parameters defining the studied operational processes’ organization in a discharge chamber. The accelerators’ models were created based on the principle of achievement of maximum simplified systems configurations at a minimum possible geometry enabling stability and sufficiency of the operational process.

The results of the U-M1 and U-M2 accelerators performance research works are presented. A long-time functioning of two models of plasma accelerators has been demonstrated, which functioning is characterized by a stable operational process for a long (for this dimension type) time of a total firing and by the sufficiency of accelerators’ thrust parameters:

- U-M1 accelerator: thrust is 0,77 mN, anode specific impulse is 523 s at the discharge power of 27 W;
- U-M2 accelerator: thrust is 0,5 mN, anode specific impulse is 313 s at the discharge power of 20 W.

Specific features of the U-M1 and U-M2 accelerators’ operational process related to a very low geometry of systems and very low discharge power have been studied, and as a result, an assumption of a position of the ionization core and acceleration layer outside the spatial limits of the discharge chamber has been formulated. In case of an experimental confirmation of this assumption, the possibility of using the known assessment criteria of the ionization core and acceleration layer position for the conditions of very low geometry and very low discharge power is put in doubt.

**Keywords:** very low power plasma accelerator, electric rocket plasma thruster, very low discharge chamber dimensions, small CubeSat spacecraft

**For citation:** Kaplin M.A., Mitrofanova O.A., Markov A.S., Romyantsev A.V. Operational Process Organization in Very Low-Power Plasma Accelerators. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 169-179. DOI: 10.34759/vst-2022-3-169-179

---

---

## Введение

Интерес ведущих мировых организаций аэрокосмической отрасли к разработке и совершенствованию электроракетных двигателей (ЭРД) сверхмалой мощности, характеризующихся мощностью разряда менее 100 Вт, для малых космических аппаратов (КА), в том числе для малых КА стандарта CubeSat, может быть объяснен прогнозируемой возможностью получения новых научных знаний и извлечения коммерческой прибыли при использовании малых КА, оснащенных двигательными установками с высокими значениями создаваемого суммарного импульса тяги.

В частности, компания Busek, в настоящее время являющаяся одной из ведущих организацией в США по фундаментальным исследованиям, разработке и производству ЭРД, выполняет работы по созданию высокочастотного ионного двигателя ВТ-3 с типоразмером 30 мм по наружному диаметру электрода [1].

Кроме того, в публикации Исследовательского центра НАСА им. Гленна (США) [2] сообщается о проведении испытаний ЭРД, предназначенных для применения в составе КА стандарта CubeSat, а именно импульсного плазменного

двигателя MPT разработки компании Alameda Applied Science Corporation и двигателя IFM Nano Thruster разработки компании Enpulsion GmbH. Согласно данной публикации, проведенные работы были направлены на повышение уровня технического развития ЭРД для малых КА и оценку работоспособности новых решений.

Французское космическое агентство CNES в публикации [3] также отмечает необходимость проведения разработок ЭРД сверхмалой мощности, подчеркивая важность указанных мероприятий не только для последующего коммерческого применения в условиях высокой конкуренции на рынке малых КА, но и для выполнения задач по наблюдению Земли и проведения научных миссий. К примерам разработок ЭРД данного класса во Франции можно отнести электродуговые двигатели RJP30 и RJP150 разработки компании СОМАТ; высокочастотные ионные двигатели NPT30, NPT300 и I2T5 разработки компании ThrustMe; холловские двигатели EchoMG-Nano, EchoMG-Micro и EchoMG-cluster разработки компании Exotrail.

В связи с заинтересованностью мирового рынка в наличии систем управления движением для малых КА [4–12] в ОКБ «Факел» были инициированы работы по созданию плазменных двигателей сверхмалой мощности. Основные положения данных работ изложены в предшествующей публикации авторов [13], а в настоящей статье представлены результаты дальнейших исследований, полученные при испытаниях экспериментальных лабораторных моделей ускорителей плазмы сверхмалой мощности.

## 1. Ускорители плазмы сверхмалой мощности У-М1 и У-М2

Задача разработки новых плазменных двигателей сверхмалой мощности усложняется тем, что при попытке максимально уменьшить геометрические размеры систем изделия (в частности, магнитной и разрядной систем, а также его тепловой схемы) усиливается зависимость интегральных характеристик двигателя от качества организации рабочих процессов ионизации и ускорения, определяемых параметрами магнитного поля и характером электрического разряда в его разрядной камере (РК).

Одним из наиболее рациональных методов разработки являются итерационные исследовательские работы, направленные на теоретический и экспериментальный поиск с последующей отработкой новых технических решений, позволяющих обеспечить стабильность и высокие качественные характеристики рабочих процессов в РК сверхмалых геометрических размеров. Работу целесообразно проводить с использованием лабораторных моделей, позволяющих выполнять быструю доработку конструкции отдельных элементов модели, вплоть до переконфигурации ее принципиальной схемы.

В ОКБ «Факел» были созданы две экспериментальные лабораторные модели ускорителей плазмы сверхмалой мощности, получившие условные наименования «ускоритель, модель первая (У-М1)» и «ускоритель, модель вторая (У-М2)». Внешний вид моделей ускорителей представлен на рис. 1.

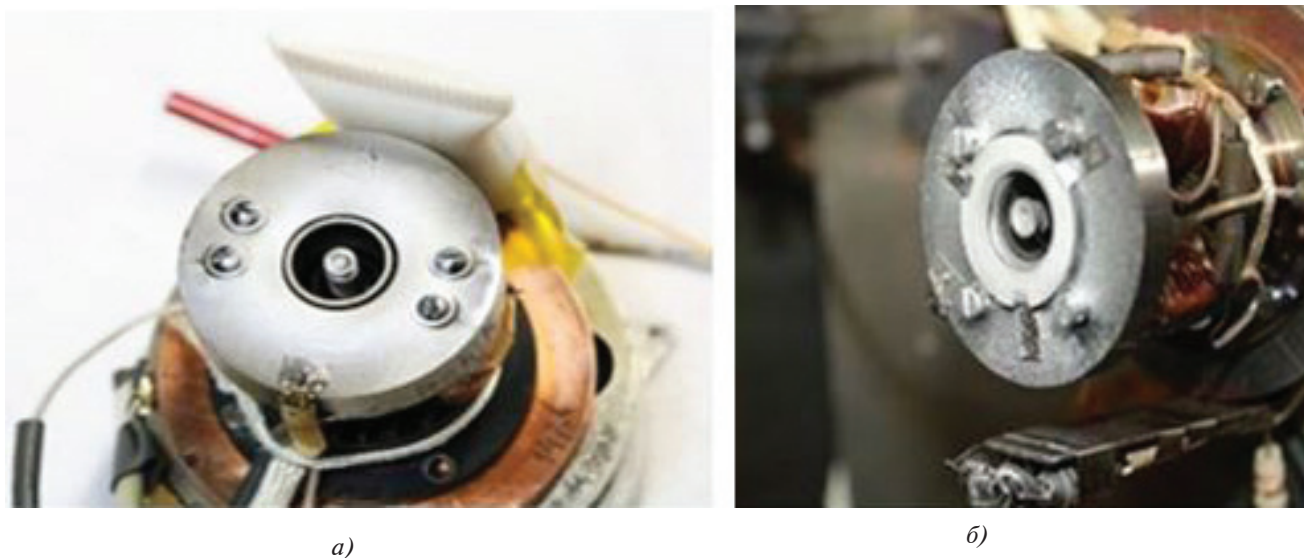


Рис. 1. Внешний вид ускорителей плазмы сверхмалой мощности: а — У-М1; б — У-М2

Ускорители У-М1 и У-М2 построены на базе двух принципиальных схем, различающихся устройством магнитной и разрядной систем, что позволяет расширить доступный диапазон параметров магнитного поля и электрического разряда, определяющих организацию исследуемых рабочих процессов в РК. Создание моделей ускорителей выполнено исходя из принципа достижения максимально упрощенной компоновки систем при минимально возможной геометрии, обеспечивающей стабильность и достаточность рабочего процесса. Геометрия РК ускорителей может быть описана характеристическим соотношением  $L_K / b_K$  (где  $L_K, b_K$  – длина и ширина ускорительного канала соответственно): для ускорителя У-М1  $L_K / b_K = 2,3$ , а для ускорителя У-М2  $L_K / b_K = 2,7$  ( $b_K^{У-М1} > b_K^{У-М2}$ ).

## 2. Исследование работы ускорителя У-М1

В процессе ранее выполненных работ с ускорителем У-М1 было достигнуто устойчивое функционирование ускорителя с управляемой и прогнозируемой реакцией рабочего процесса на изменение входных параметров: силы тока в катушках намагничивания, расхода рабочего тела и напряжения разряда [13]. Рассматриваемые в настоящей статье исследования, имеющие целью изучение особенностей рабочего процесса ускорителя, включали в себя проведение испытаний в три последовательные стадии:

- огневые параметрические испытания с целью определения тяговых параметров ускорителя;
- исследование влияния длительного огневого функционирования на параметры ускорителя, включающее в себя оценку рабочих характеристик при распылении элементов конструкции;
- определение тяговых параметров ускорителя после длительного функционирования.

### 2.1. Огневые параметрические испытания

Ускоритель У-М1 во время исследования тяговых параметров на трех режимах работы по мощности разряда (22,5 Вт / 25,0 Вт / 27,0 Вт) функционировал стабильно – рабочий процесс характеризовался устойчивостью параметров. Зарегистрированные тяговые параметры ускорителя представлены в табл. 1.

После проведения параметрического испытания было обнаружено характерное распыление элементов магнитной системы ускорителя при отсутствии визуально заметной эрозии керамической РК.

### 2.2. Исследование длительного огневого функционирования

После параметрических испытаний, достоверно подтвердивших стабильность тяговых параметров ускорителя в течение 6-часовой работы, ускоритель прошел продолжительное огневое функционирование длительностью 50 час на среднем по мощности разряда режиме работы 25,0 Вт (0,147 А / 170 В).

В силу особенностей устройства испытательного стенда, на котором проводилось длительное огневое функционирование, отсутствовала возможность выполнить измерение создаваемой ускорителем силы тяги. Тем не менее, оперируя представленной на рис. 2 динамикой изменения тока разряда  $I_p$ , ионной компоненты тока разряда  $I_i / I_p$  и коэффициента переработки атомов ксенона в ионы  $I_i / I_m^{Xe}$  [14], можно сделать следующие выводы:

- рабочий процесс ускорителя характеризуется стабильностью в течение всей продолжительности огневой работы – максимальная амплитуда колебаний тока разряда в процентном соотношении составила ~ 0,8 % при среднем значении ~ 0,3 %;

Таблица 1

Тяговые параметры ускорителя У-М1

Режим работы по мощности разряда	Тяга, мН	Анодный удельный импульс, м/с (с)	Расход ксенона в РК, мг/с	Анодный КПД, %
22,5 Вт (0,150 А / 150 В)	0,76	4089 (417)	0,19	6,9
25,0 Вт (0,147 А / 170 В)	0,78	4581 (467)	0,17	7,1
27,0 Вт (0,135 А / 200 В)	0,77	5132 (523)	0,15	7,3



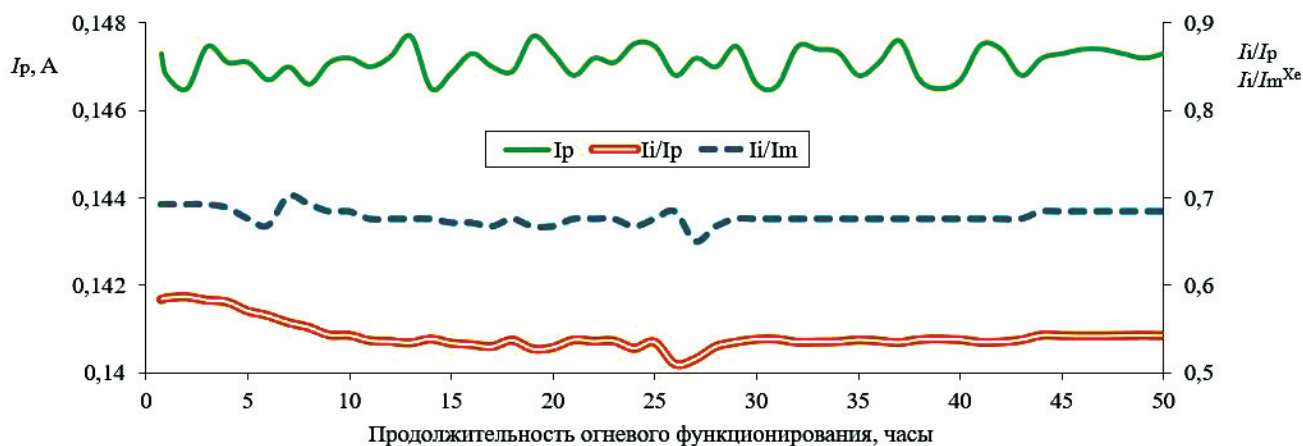


Рис. 2. Изменение значений тока разряда, ионной компоненты тока разряда и коэффициента переработки атомов ксенона в ионы в ускорителе У-М1

• значение коэффициента переработки атомов ксенона в ионы близко к 0,7, а ионная составляющая тока разряда при этом находилась в интервале значений от 0,5 до 0,6, что является достаточной величиной для условий сверхмалой геометрии и сверхмалой мощности разряда.

**2.3. Определение тяговых параметров после длительного функционирования**

После проведения параметрических исследований и длительного огневого функционирования конструкция ускорителя характеризовалась распылением элементов магнитной системы и металлизацией внутренней поверхности РК. С целью формирования полного представления об особенностях работы ускорителя У-М1 было выполнено экспериментальное определение влияния вышеуказанных изменений на тяговые параметры ускорителя. В табл. 2 сведены основные зарегистрированные тяговые параметры ускорителя, полученные после длительного функционирования.

В сравнении с данными, полученными до проведения длительного функционирования, можно выделить следующие основные изменения, связанные с распылением материала магнитной системы с последующей металлизацией диэлектрической поверхности РК:

- тяга ускорителя снизилась на 9,2, 10,3 и 14,3 % от первоначальных значений для соответствующих режимов работы 22,5 Вт, 25,0 Вт и 27,0 Вт;
- анодный удельный импульс на соответствующих режимах работы снизился на 13,7, 19,6 и 26,5 %;
- анодный КПД снизился на 1,5, 1,9 и 2,7 % соответственно.

Суммарное время огневого функционирования ускорителя У-М1 составило 69,5 час.

**3. Исследование работы ускорителя У-М2**

Работа с ускорителем У-М2 представляет собой продолжение исследования технических возможностей миниатюризации систем ЭРД.

Таблица 2

Тяговые параметры ускорителя У-М1 после длительного функционирования

Режим работы по мощности разряда	Тяга, мН	Анодный удельный импульс, м/с (с)	Расход ксенона в РК, мг/с	Анодный КПД, %
22,5 Вт (0,150 А / 150 В)	0,69	3528 (360)	0,20	5,4
25,0 Вт (0,147 А / 170 В)	0,70	3684 (375)	0,19	5,2
27,0 Вт (0,135 А / 200 В)	0,66	3771 (384)	0,18	4,6

По результатам исследований ускорителя У-М1 была осуществлена модернизация конструкции ускорителя У-М2 путем изменения геометрии РК и нанесения диэлектрических покрытий на элементы магнитной системы, выполненных с целью предотвращения металлизации РК и, как следствие, повышения стабильности рабочего процесса. Исследовательские работы с ускорителем У-М2 были аналогичны выполненным исследованиям ускорителя У-М1.

Параметрические исследования рабочего процесса ускорителя У-М2 выполнялись на фиксированной мощности разряда 20 Вт при разных напряжениях разряда: 150 В и 170 В. Тяговые параметры, зарегистрированные во время огневых параметрических испытаний, представлены в табл. 3.

Указанная выше доработка разрядной и магнитной систем ускорителя У-М2 позволила увеличить достигнутое время работы ускорителя до 250 час. Следует заметить, что наработка в 250 час не являлась следствием прекращения работоспособности изделия, а была выбрана как достаточная продолжительность для настоящего исследования. На рис. 3 представлены зарегистрированные параметры, характеризующие рабочий про-

цесс ионизации в течение 250 час огневого функционирования при мощности разряда 20 Вт (0,133 А / 150 В).

Значения ионной компоненты тока разряда находились в интервале от 0,46 до 0,52. В свою очередь, значение коэффициента переработки атомов ксенона в ионы изменялось от 0,46 до 0,53. В целом параметры процесса ионизации ускорителя У-М2 характеризуются меньшими значениями в сравнении с соответствующими параметрами ускорителя У-М1, что объясняется уменьшенной геометрией магнитной и разрядной систем изделия. После 175-часовой работы ускорителя испытания были приостановлены с целью проведения следующей итерации доработки конструкции. Выполненное изменение привело к некоторому снижению параметров эффективности процесса ионизации, но обеспечило повышение ресурсных характеристик ускорителя (подтвержденное, но не предельное время безотказной работы ускорителя У-М2 составило 259 час).

Лицевая поверхность наружного магнитного полюса ускорителя У-М2 во время проведения длительного включения подверглась эрозионному воздействию потока заряженных частиц, наглядно представленному на рис. 4. При этом был

Таблица 3

Тяговые параметры ускорителя У-М2

Режим работы по мощности разряда	Тяга, мН	Анодный удельный импульс, м/с (с)	Расход ксенона в РК, мг/с	Анодный КПД, %
20,0 Вт (0,133 А / 150 В)	0,50	3071 (313)	0,16	3,8
20,0 Вт (0,118 А / 170 В)	0,48	3233 (330)	0,15	3,9

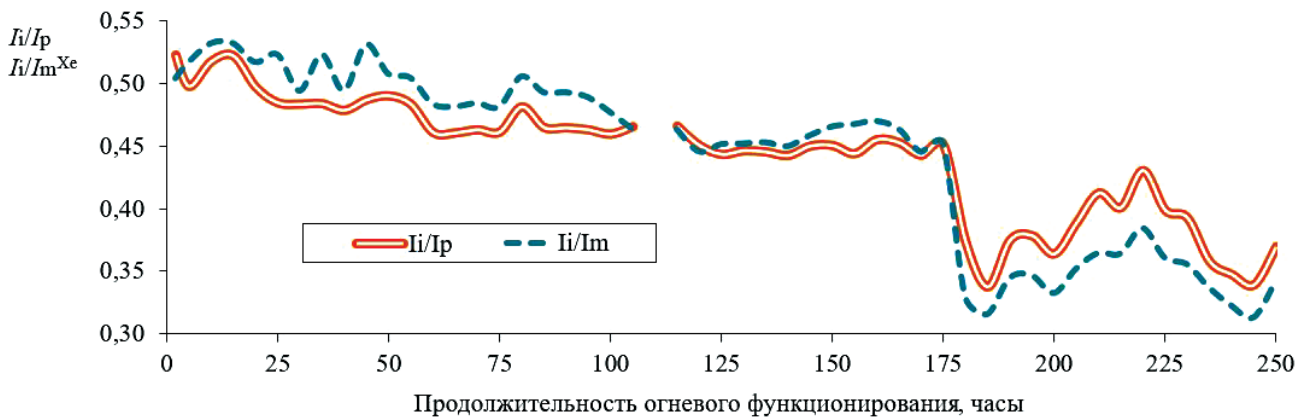


Рис. 3. Изменение значений ионной компоненты тока разряда и коэффициента переработки атомов ксенона в ионы в ускорителе У-М2

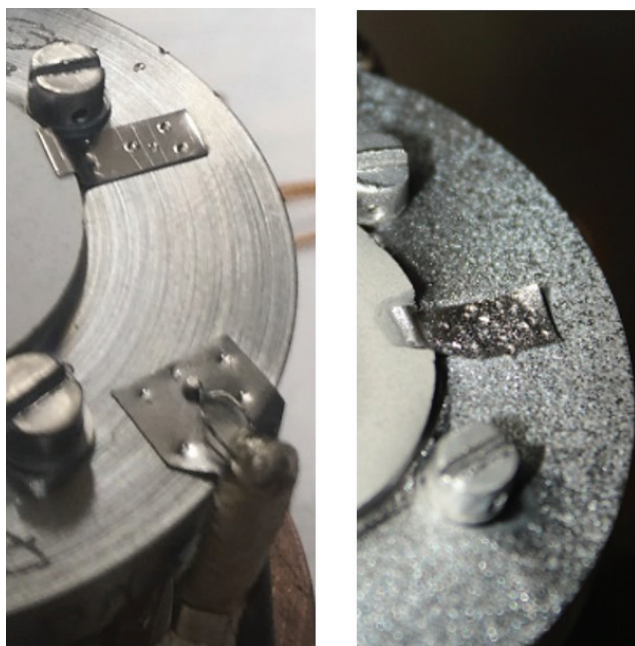


Рис. 4. Влияние воздействия потока заряженных частиц на наружный магнитный полюс ускорителя У-М2 после проведения 250-часового огневого испытания

зафиксирован факт отсутствия эрозии стенки РК. Как было сказано ранее, аналогичная особенность рабочего процесса характерна и для ускорителя У-М1.

Тяговые параметры ускорителя У-М2 после 250-часового функционирования представлены в табл. 4.

В сравнении с параметрическими испытаниями, выполненными до проведения длительного функционирования на соответствующем режиме работы, можно выделить следующие основные изменения: тяга ускорителя снизилась на 20,0 %; анодный удельный импульс уменьшился на 13,7 %; анодный КПД снизился на 1,1 %.

#### 4. Анализ особенностей рабочего процесса ускорителей У-М1 и У-М2

К числу основополагающих результатов выполненных исследований ускорителей У-М1 и У-М2 относится обнаружение уникального эффекта рабочего процесса, суть которого заключается в следующем.

Для моделей стационарных плазменных двигателей (СПД) характерна прямая зависимость местоположения границ слоя ионизации и ускорения от удельного расхода рабочего тела, определяемого как отношение массового секундного расхода к площади поперечного сечения ускорительного канала на выходной плоскости РК. Выполненные в ОКБ «Факел» исследования [15] показали, что для параметрического ряда СПД в диапазоне мощности разряда от 200 Вт до 4,5 кВт действует закономерность, согласно которой нижняя граница зоны эрозии стенки РК, совпадающая с началом области интенсивной ионизации, находится на пересечении стенки РК и «границной» силовой линии, проходящей через величину  $0,7 \cdot B_r^{\max}$  магнитного поля по срединной линии ускорительного канала РК (где  $B_r^{\max}$  – максимальное значение радиальной составляющей индукции магнитного поля), при условии достаточности величины удельного расхода, превышающего  $0,1 \text{ (мг/с)/см}^2$ . Верхняя же граница слоя ионизации и ускорения определяется либо как  $1,0 \cdot B_r^{\max}$ , либо, согласно исследованиям [16], как  $(0,95 \dots 0,97) \cdot B_r^{\max}$ . Таким образом, для СПД в диапазоне мощности разряда от 200 Вт до 4,5 кВт пространственное местоположение слоя ионизации и ускорения в большей степени определяется величиной и топологией магнитного поля – согласно концепции магнитной линзы, представленной на рис. 5.

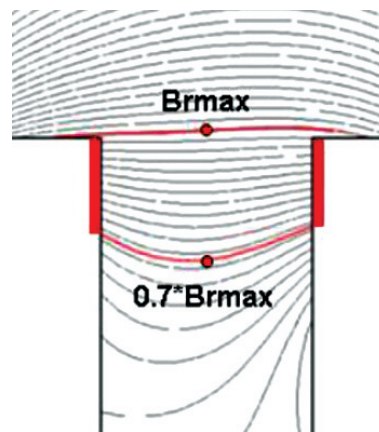


Рис. 5. Расположение слоя ионизации и ускорения в СПД согласно исследованиям [15]

Таблица 4

Тяговые параметры ускорителя У-М2 после длительного функционирования

Режим работы по мощности разряда	Тяга, мН	Анодный удельный импульс, м/с (с)	Расход ксенона в РК, мг/с	Анодный КПД, %
20,0 Вт (0,133 А / 150 В)	0,40	2646 (270)	0,15	2,7

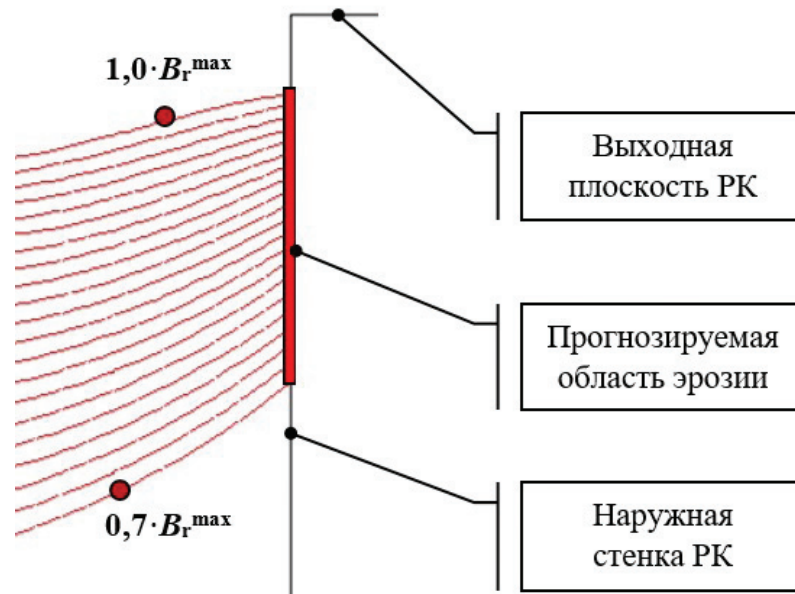


Рис. 6. Топология магнитного поля в ускорителях У-М1 и У-М2 в области наружной стенки РК

Результаты моделирования рассмотренной закономерности расположения слоя ионизации и ускорения для ускорителей У-М1 и У-М2 представлены на рис. 6.

Согласно этой закономерности в результате проведения огневых испытаний ускорителей У-М1 и У-М2 на внутренней поверхности их РК должна сформироваться характерная область эрозии, подтверждающая факт расположения слоя ионизации и ускорения в пространственных пределах, ограниченных  $0,7 \cdot B_r^{\max}$  и  $1,0 \cdot B_r^{\max}$ . Тем не менее, как было замечено ранее в настоящей работе, внешний осмотр РК ускорителей У-М1 и У-М2, выполненный после их длительного огневого функционирования, выявил отсутствие эрозии керамической стенки РК. Более того, вся внутренняя поверхность РК, включая область от  $0,7 \cdot B_r^{\max}$  до  $1,0 \cdot B_r^{\max}$ , была равномерно покрыта однородным налетом темно-коричневого цвета. Это подтверждает факт отсутствия в рассматриваемой области повышенной концентрации электронов, характерной для ядра ионизации, что препятствовало бы запылению данных поверхностей. Следствием этого может являться факт расположения слоя ионизации и ускорения за пространственными пределами РК.

Опираясь на вышесказанное, можно предположить, что в ускорителях плазмы У-М1 и У-М2, в которых рабочий процесс реализуется при сверхмалой мощности разряда (20...27) Вт и удельном расходе, превышающем  $0,1$  (мг/с)/см<sup>2</sup>, наблюдается пространственное несовпадение

слоя ионизации и ускорения, предположительно расположенного за пределами РК, и области топологии магнитного поля  $(0,7...1,0) \cdot B_r^{\max}$ , расположенной внутри РК.

В случае экспериментального подтверждения данной гипотезы ставится под сомнение возможность использования известных критериев оценки положения ядра ионизации и слоя ускорения *для условий сверхмалой геометрии и сверхмалой мощности разряда*. Прямым следствием предположительной локализации ядра ионизации и слоя ускорения за пределами РК (т.е. в пространственной области распределения силовых линий магнитного поля, характеризующейся отличием последних от преимущественно радиального направления) является увеличение степени отклонения вектора силы реакции каждого отдельно взятого ускоренного электрическим полем иона от продольного направления [17], т.е. другими словами, появление относительно высокой расходимости струи истекающего потока заряженных частиц, определяемой полууглом, ограничивающим пространство, через которое проходит 90 % ионного тока истекающего плазменного потока [15]. Таким образом, формируется относительно высокая составляющая потока ионов, направленных под углом к продольной оси РК – в направлении, близком к радиальному. Данная радиальная составляющая потока ионов по своей интенсивности может быть, предположительно, сопоставима с продольной составляющей ионного потока.



Следствием существования высокой радиальной составляющей является эрозионное воздействие лицевой поверхности магнитной системы, представленное на рис. 4. Данная особенность позволяет сформулировать гипотезу о том, что временной момент начала ухудшения тяговых параметров исследуемых в настоящей работе ускорителей плазмы определяется не традиционными для СПД критериями (такими, как толщина стенки диэлектрической РК, стойкости материала РК к ионному распылению и плотностью ионного тока на внутренние поверхности РК [18]), а скоростью распыления стального материала конструкции магнитной системы, возникающего вследствие воздействия радиального потока ионов и определяющего скорость металлизации диэлектрических элементов разрядной системы. Как следствие, для рассматриваемых ускорителей плазмы задача минимизации эрозии стенок РК преобразуется в задачу минимизации распыления элементов магнитной системы, что коррелирует с особенностями работы плазменных двигателей с «магнитной защитой» стенок РК [19]. Факт наличия относительно высокой величины расходимости струи плазменного потока и, как следствие, высокой радиальной составляющей потока ионов характерен для моделей миниатюрных плазменных двигателей, разрабатываемых в мире [20, 21].

## Выводы

В результате выполненных работ экспериментально подтверждена правильность принятых технических решений, реализованных при создании двух лабораторных моделей ускорителей плазмы сверхмалой мощности У-М1 и У-М2. Продемонстрировано длительное функционирование двух моделей ускорителей плазмы, характеризующееся стабильным рабочим процессом в течение продолжительного (для данного типоразмера) времени суммарной огневой наработки при достаточности тяговых параметров изделий:

- ускоритель У-М1: тяга 0,77 мН, анодный удельный импульс 523 с при мощности разряда 27 Вт;

- ускоритель У-М2: тяга 0,5 мН, анодный удельный импульс 313 с при мощности разряда 20 Вт.

Проведенное исследование особенностей рабочего процесса ускорителей У-М1 и У-М2, связанное со сверхмалой геометрией систем, сверхмалой мощностью разряда и, особенно, предположительной локализацией ядра иониза-

ции и слоя ускорения вне пространственных пределов РК, в последующем необходимо дополнить исследованием параметров и топологии магнитного поля внутри и вне пределов РК с целью повышения тяговых и ресурсных характеристик и уменьшения расходимости струи.

## Список источников

1. *Hruby P., Demmons N., Courtney D.* et al. Overview of Busek Electric Propulsion // 36th International Electric Propulsion Conference (15–20 September 2019; University of Vienna, Austria). IEPC-2019-926.
2. *Smith B.K., Smith T.D., Jacobson D.T.* Overview of Electric Propulsion Projects at NASA Glenn Research Center // 36th International Electric Propulsion Conference (15–20 September 2019; University of Vienna, Austria). IEPC-2019-A-949.
3. *Boniface C., Castanet F., Giesen G.* et al. An overview of French electric propulsion activities at CNES // 36th International Electric Propulsion Conference (15–20 September 2019; University of Vienna, Austria). IEPC-2019-253.
4. *Jackson S.W.* Design of an Air-Breathing Electric Thruster for CubeSat Applications. Thesis for the degree of Masters of Science. University of Colorado. 2017. DOI: 10.13140/RG.2.2.34587.57124
5. *Polzin K.A., Peeples S.* Iodine Hall Thruster Propellant Feed System for a CubeSat // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (28–30 July 2014; Cleveland, OH). AIAA 2014-3915. DOI: 10.2514/6.2014-3915
6. *Puchkov P.M.* The low-current cathode for a small power electric propulsion // 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (03–06 July 2017; Milan, Italy). DOI: 10.13009/EUCASS2017-138
7. *O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F.* Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review // *Aerospace*. 2021. Vol. 8. No. 1: 22. DOI: 10.3390/aerospace8010022
8. *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
9. *Tsay M., Model J., Barcroft C.* et al. Integrated Testing of Iodine BIT-3 RF Ion Propulsion System for 6U CubeSat Applications // 35th International Electric Propulsion Conference (8–12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA).
10. *Chengyu M., Charles N.R.* The Design and Characterization of a Porous-emitter Electro spray Thruster (PET-100) for Interplanetary CubeSats // 7th Interplanetary Cubesat Workshop (29–30 May 2018; Paris, France).
11. *Conversano R.W., Wirz R.E.* Mission Capability Assessment of CubeSats Using a Miniature Ion Thruster // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2013. Vol. 50. No.5, pp. 1036-1037. DOI: 10.2514/1.A32435

12. Sternberg D., Essmiller J., Colley C. et al. Attitude Control System for the Mars Cube One Spacecraft // IEEE Aerospace Conference (02–09 March 2019; Big Sky, MT, USA), pp. 1–10. DOI: 10.1109/AERO.2019.8741816
13. 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
14. Бугрова А.И., Ким В.П. Современное состояние физических исследований в ускорителях с замкнутым дрейфом электронов и протяженной зоной ускорения // Плазменные ускорители и ионные инжекторы: Сборник статей. — М.: Наука, 1984. С. 107–129.
15. Митрофанова О.А. Влияние величины и топологии магнитного поля на интегральные характеристики стационарных плазменных двигателей: Дисс. ... канд. техн. наук. — Калининград, 2015. — 147 с.
16. Ким В.П., Гниздор Р.Ю., Грдличко Д.П. и др. Основные положения, используемые для управления слоем ионизации и ускорения в разряде стационарного плазменного двигателя // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2018. № 12. С. 101–112. DOI: 10.1134/S0207352818120107
17. Белан Н.В., Ким В.П., Оранский А.И., Тихонов В.Б. Стационарные плазменные двигатели. — Харьков: Харьковский авиационный институт, 1989. — 315 с.
18. Хартов С.А. Расчет элементов двигательной установки со стационарным плазменным двигателем: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. — 84 с.
19. Ким В.П., Семенкин А.В., Хартов С.А. Конструктивные и физические особенности двигателей с замкнутым дрейфом электронов. — М.: Изд-во МАИ, 2016. — 160 с.
20. Ikeda T., Obara H., Taguchi S. et al. Development of low-power micro cylindrical hall thruster “SCHT-1” // 36<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference (15–20 September 2019; University of Vienna, Austria). IEPC-2019-A-779.
21. Gurciullo A., Jarrige J., Lascombes P., Packan D. Experimental performance and plume characterization of a miniaturized 50W Hall thruster // 36<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference (15–20 September 2019; University of Vienna, Austria). IEPC-2019-142.

## References

1. Hruby P., Demmons N., Courtney D. et al. Overview of Busek Electric Propulsion. 36<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference (15–20 September 2019; University of Vienna, Austria). IEPC-2019-926.
2. Smith B.K., Smith T.D., Jacobson D.T. Overview of Electric Propulsion Projects at NASA Glenn Research Center. 36<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference (15–20 September 2019; University of Vienna, Austria). IEPC-2019-A-949.
3. Boniface C., Castanet F., Giesen G. et al. An overview of French electric propulsion activities at CNES. 36<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference (15–20 September 2019; University of Vienna, Austria). IEPC-2019-253.
4. Jackson S.W. Design of an Air-Breathing Electric Thruster for CubeSat Applications. Thesis for the degree of Masters of Science, University of Colorado, 2017. DOI: 10.13140/RG.2.2.34587.57124
5. Polzin K.A., Peeples S. Iodine Hall Thruster Propellant Feed System for a CubeSat. 50<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (28–30 July 2014; Cleveland, OH). AIAA 2014-3915. DOI: 10.2514/6.2014-3915
6. Puchkov P.M. The low-current cathode for a small power electric propulsion. 7<sup>th</sup> European Conference for Aeronautics and Space Sciences (3–6 July 2017; Milan, Italy). DOI: 10.13009/EUCASS2017-138
7. O’Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F. Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review. *Aerospace*, 2021, vol. 8, no. 1: 22. DOI: 10.3390/aerospace8010022
8. Prokhorenko I.S., Katashov A.V., Katashova M.I. Gas propulsion correcting unit for nanosatellites. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 2, pp. 152–165. DOI: 10.34759/vst-2021-2-152-165
9. Tsay M., Model J., Barcroft C. et al. Integrated Testing of Iodine BIT-3 RF Ion Propulsion System for 6U CubeSat Applications. 35<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference (8–12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA).
10. Chengyu M., Charles N.R. The Design and Characterization of a Porous-emitter Electro Spray Thruster (PET-100) for Interplanetary CubeSats. 7<sup>th</sup> Interplanetary Cubesat Workshop (29–30 May 2018; Paris, France).
11. Conversano R.W., Wirz R.E. Mission Capability Assessment of CubeSats Using a Miniature Ion Thruster. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2013, vol. 50, no. 5, pp. 1036–1037. DOI: 10.2514/1.A32435
12. Sternberg D., Essmiller J., Colley C. et al. Attitude Control System for the Mars Cube One Spacecraft. *IEEE Aerospace Conference (02–09 March 2019; Big Sky, MT, USA)*. DOI: 10.1109/AERO.2019.8741816
13. Kaplin M.A., Mitrofanova O.A., Bernikova M.Y. Development of very low-power PlaS-type plasma thrusters. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 1, pp. 74–85. DOI: 10.34759/vst-2021-1-74-85

14. Bugrova A.I., Kim V.P. *Plazmennye uskoriteli i ionnye inzhektory. Sbornik statei*, Moscow, Nauka, 1984, pp. 107-129.
15. Mitrofanova O.A. *Vliyanie velichiny i topologii magnitnogo polya na integral'nye kharakteristiki statsionarnykh plazmennyykh dvigatelei* (Impact of the magnetic field value and magnetic field topology on the integral characteristics of stationary plasma thrusters). Doctor's thesis, Kaliningrad, 2015, 147 p.
16. Kim V.P., Gnizdor R.Yu., Grdlichko D.P. et al. *Poverkhnost'. Rentgenovskie, sinkhrotronnye i neitronnye issledovaniya*, 2018, no. 12, pp. 101-112. DOI: 10.1134/S0207352818120107
17. Belan N.V., Kim V.P., Oranskii A.I., Tikhonov V.B. *Statsionarnye plazmennye dvigateli* (Stationary plasma thrusters), Kharkiv, Khar'kovskii aviatsionnyi institut, 1989, 315 p.
18. Khartov S.A. *Raschet elementov dvigatel'noi ustanovki so stacionarnym plazmennym dvigatelem* (Calculation of the elements of a propulsion system with a stationary plasma thruster), Moscow, MAI-PRINT, 2009, 84 p.
19. Kim V.P., Semenkin A.V., Khartov S.A. *Konstruktivnye i fizicheskie osobennosti dvigatelei s zamknutym dreifom elektronov* (Design and physical features of thrusters with a closed drift of electrons), Moscow, MAI, 2016, 160 p.
20. Ikeda T., Obara H., Taguchi S. et al. Development of low-power micro cylindrical hall thruster "SCHT-1". *36th International Electric Propulsion Conference (15–20 September 2019; University of Vienna, Austria)*. IEPC-2019-A-779.
21. Gurciullo A., Jarrige J., Lascombes P., Packan D. Experimental performance and plume characterization of a miniaturized 50W Hall thruster. *36th International Electric Propulsion Conference (15–20 September 2019; University of Vienna, Austria)*. IEPC-2019-142.

Статья поступила в редакцию 10.07.2022; одобрена после рецензирования 14.07.2022; принята к публикации 28.07.2022.

The article was submitted on 10.07.2022; approved after reviewing on 14.07.2022; accepted for publication on 28.07.2022.