

## РАЗРАБОТКА ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СВЕРХМАЛОЙ МОЩНОСТИ СЕРИИ ПлаС

Каплин М.А., Митрофанова О.А., Берникова М.Ю.

*Опытное конструкторское бюро "Факел" (ОКБ «Факел»),  
Московский проспект, 181, Калининград, 236001, Россия  
e-mail: info@fakel-russia.com*

Статья поступила в редакцию 28.12.2020

Представлен обзор и текущий статус работ по созданию в ОКБ «Факел» перспективных плазменных двигателей сверхмалой мощности ПлаС-10 и ПлаС-10С для применения в составе малых космических аппаратов. Выполнено исследование мирового технического уровня разработок плазменных двигателей. Сформулированы основные требования, определяющие конкурентоспособность и высокий потенциал коммерциализации разрабатываемых в ОКБ «Факел» двигателей на мировом космическом рынке. Изложена краткая хронология этапов разработки, продемонстрированы экспериментальные результаты испытаний лабораторной модели двигателя. Сформулированы дальнейшие задачи по проекту.

*Ключевые слова:* холловский двигатель, плазменный двигатель, ускоритель плазмы, сверхмалая мощность, сверхмалые размеры, малый космический аппарат, CubeSat.

### Введение

Сложившаяся в настоящее время тенденция к коммерциализации космической деятельности стран мира приводит к непрерывно растущему спросу на малые космические аппараты (МКА), обладающие широкой инфраструктурой производства и способные обеспечивать выполнение коммерческих заказов и проведение научно-исследовательских экспериментов.

Например, вполне очевидно соперничество коммерческих компаний, стремящихся покрыть низкоорбитальное пространство Земли комплексами широкополосной передачи информации, представляющими собой орбитальные группы МКА, образующие формацию и совместно выполняющие ряд полетных задач, – так называемые «созвездия» спутников [1]. Кроме того, успешное выполнение полетной задачи двух МКА космического агентства NASA класса CubeSat 6U под названием Mars Cube One (MARCO-A и MARCO-B), которые, совместно с миссией NASA InSight, совершили межпланетный космический перелет к Марсу и выполнили его фотографирование с расстояния в несколько тысяч километров [2], озна-

меновало использование МКА класса CubeSat и в межпланетных исследовательских миссиях.

### Исследование технического уровня разработок плазменных двигателей

Перспективные полетные задачи требуют от МКА автономного выполнения орбитальных маневров как в околоземном, так и в межпланетном пространствах, для чего необходима двигательная установка (ДУ) малой мощности, способная функционировать в условиях дефицита бортового питания МКА. Согласно статистике, к настоящему времени в мире изготовлено 1307 наноспутников (включая МКА класса CubeSat), и только 5,13 % МКА из данного числа имеют в своем составе ДУ [3]. Поэтому сегодня задача разработки ДУ (и, собственно, самих двигателей) для МКА является приоритетной для аэрокосмических компаний всего мира, так как текущие уровни разработок не позволяют обеспечить широкое применение ДУ в составе МКА.

Существенное преимущество перед прочими видами ДУ имеют электроракетные двигательные установки (ЭРДУ) как системы, обладающие высоким запасом суммарного импульса тяги при ма-

лых массогабаритных характеристиках. Электроракетный двигатель (ЭРД) представляет собой ускоритель заряженных частиц, приобретающих энергию при разгоне в электромагнитном или электрическом поле. ЭРД должен удовлетворять ряду специфических требований: двигатель должен обладать достаточно высокой тяговой эффективностью при заданных значениях тяги и удельного импульса тяги [4]. Самым распространенным типом ЭРД является стационарный плазменный двигатель (СПД), принципиальная схема которого представлена на рис. 1 [5].

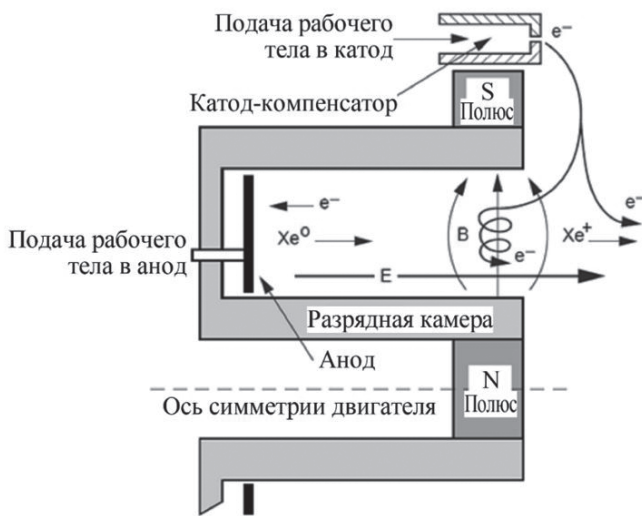


Рис. 1. Принципиальная схема СПД, отображающая скрещенные электрическое и магнитное поля, а также траектории движения ионов и электронов [5]

Под влиянием стремительно растущих потребностей коммерческого сектора космических услуг сформировалась необходимость в создании плазменных ЭРД, требующих для своей работы минимально возможных значений потребляемой электрической мощности [6, 7]. Плазменные двигатели сверхмалой мощности (ПД СММ) смогут заполнить ныне пустующую нишу [3] систем управления движением МКА, обладающих относительно малыми значениями доступной бортовой электрической мощности (до 100 Вт), и предоставить потенциальным заказчикам достаточно высокие значения суммарного импульса тяги для осуществления МКА орбитальных маневров. На данный момент известно о большом количестве моделей ПД СММ, разрабатываемых организациями по всему миру и обладающих разными заявленными характеристиками и статусами разработки (в подавляющем большинстве известные разработки двигателей характеризуются статусом лаборатор-

ных моделей). В табл. 1 представлена общая информация по разрабатываемым в мире ПД СММ, а также приведены их основные проектные и экспериментальные интегральные параметры, к которым относят значения потребляемой электрической мощности  $N_p$ , развиваемой двигателем силы тяги  $R$ , анодного удельного импульса  $I_{уд. а}$  и анодного КПД  $\eta_a$ .

Так как тяга плазменного двигателя преимущественно зависит от объема разрядной камеры (РК) и, соответственно, от удельной плотности рабочего тела в РК, то достижение больших значений силы тяги в ПД СММ представляется принципиально невозможным, поэтому тяга для ПД СММ принимается за вторичную интегральную характеристику. В таких условиях сверхмалую рабочую мощность целесообразно преобразовывать в высокий показатель удельного импульса. Следовательно, для анализа технического уровня мировых разработок ПД СММ следует рассматривать представленную на рис. 2 сводную область совокупностей мощности разряда и удельного импульса известных разработок моделей ПД СММ.

Результаты исследования технического уровня известных разработок позволяют сделать вывод о высоком уровне заинтересованности аэрокосмических компаний всего мира в создании ПД СММ.

Для обеспечения лидирующей позиции ОКБ «Факел» на мировом рынке МКА были инициированы научно-исследовательские работы по созданию конкурентоспособных плазменных двигателей сверхмалой мощности и повышенной тяговой эффективности ПлаС-10 и ПлаС-10С, базирующихся на принципиально новых технических решениях, соответствующих требованиям, предъявляемым к ЭРД такого рода. Первым шагом к созданию новых двигателей являлся выбор их проектных параметров и принципиальной схемы.

### Выбор проектных параметров и принципиальной схемы разрабатываемых ПД СММ ПлаС-10 и ПлаС-10С

Для создания нового ПД СММ, технический уровень которого качественно превосходит уровень двигателей-аналогов, необходимо выбрать проектные параметры двигателя, превышающие пределы области известных разработок. В соответствии с этим условием выбраны основные проектные параметры, определяющие конкурентное преимущество двигателей ПлаС-10 и ПлаС-10С перед мировыми аналогами:

Таблица 1

## Общая информация по известным разработкам ПД СММ

Двигатель	Информация					
	$N_p$ , Вт	$R$ , мН	$I_{уд.а}$ , с	$\eta_a$	Разработчик	Статус
СПД-20 [8]	98,3	4,69	810	0,22	НИИПМЭ МАИ; Россия	LM
LMSHT [9]	13	2,9	729	–	Пекинский университет авиации и космонавтики; Китай	LM
KAIST [10]	52	2,6	817	0,2	Южнокорейский Передовой Институт Науки и Технологии; Республика Корея	LM
ЕхoMG [11]	53	2	800	0,15	Ехotrial, Французский центр аэрокосмических исследований ONERA; Франция	LM
HT100 [8, 12]	100	4,3	680	–	SITAEL; Италия	DM
HEET-05 [13]	110	5	950	0,28	The Laboratory of Advanced Jet Propulsion; Украина	FM
SAM200 [14]	100	5	850	0,21	Rafael; Израиль	EM
R-200 [15]	100	6	800	–	Rafael; Израиль	QM
Д-18	82	3,4	705	0,15	ОКБ «Факел»; Россия	LM
TAL-23 [16]	50	1,75	900	0,15	ХАИ; Украина	LM
MHT-9 [17]	50	2	1050	0,18	Массачусетский технологический институт; США	LM
КМ-32 [8]	100	5,5	900	0,25	Центр Келдыша; Россия	QM
ВНТ-200 [8, 18]	100	3,8	1100	0,15	Busek; США	FM
ВНТ-100 [19, 20]	111	6,5	985	–	Busek; США	LM
PPPL 3 cm [21-24]	90	3	1100	0,2	NASA Marshall Space Flight Center, Princeton University Plasma Physics Laboratory; США	LM
СНТpm [25]	100	3	1000	0,15	The Aerospace Corporation, Princeton University Plasma Physics Laboratory; США	LM
ТСНТ-4 [26]	66	1,5	1570	0,18	Институт Технологии города Осака; Япония	LM
SCНТ-1 [27]	100	–	700	0,1	Университет Токай, Институт Технологии города Осака; Япония	LM

СМ – concept model – концептуальная модель

LM – laboratory model – лабораторная модель

EM – engineering model – инженерная модель

DM – development model – отработочная модель

QM – qualification model – квалификационная модель

FM – flight model – летная модель

1) сверхнизкая потребляемая мощность двигателей (по предварительным оценкам до 40 Вт);

2) использование в качестве генератора магнитного поля индуктивных катушек намагничи-

вания с возможностью управления параметрами магнитной системы;

3) тяга не менее 1 мН;

4) удельный импульс тяги не менее 500 с;

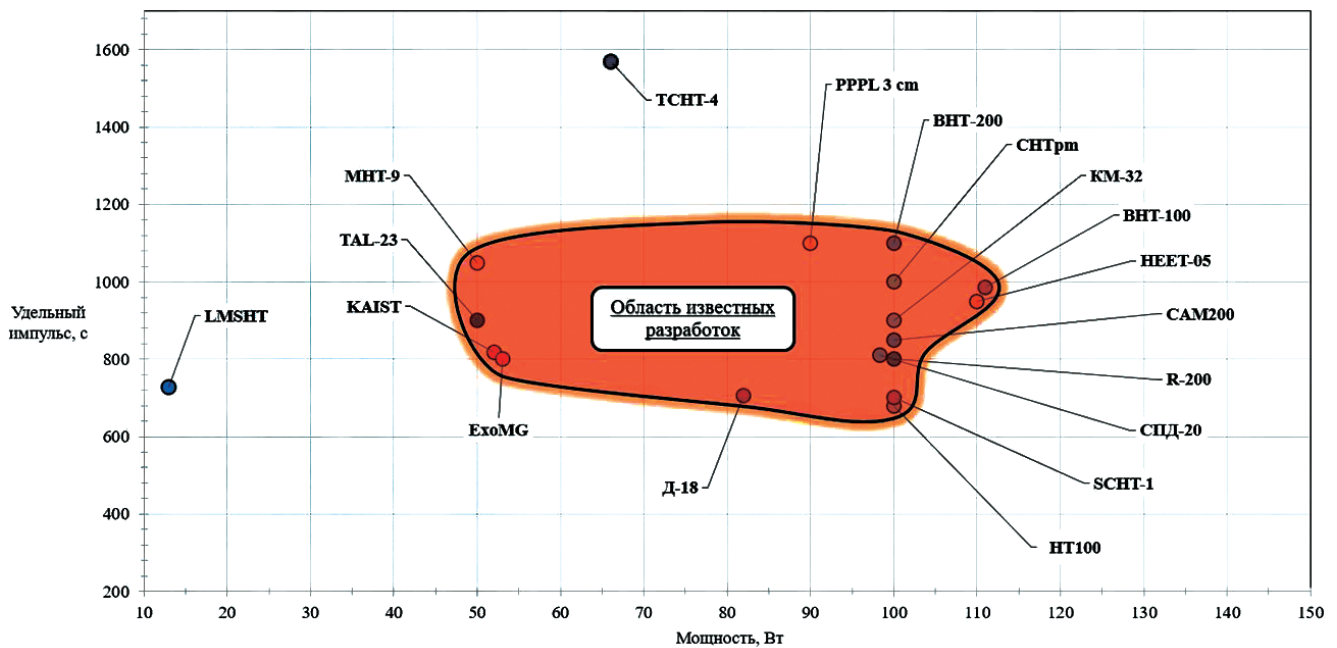


Рис. 2. Область известного технического уровня разработок ПД СММ

5) тяговая эффективность в диапазоне от 12 до 14 % (что является достаточно высоким показателем для ПД СММ с магнитной системой на базе индуктивных катушек);

6) минимально возможные массогабаритные характеристики двигателей;

7) высокий потенциал коммерциализации проекта, характеризуемый низкой стоимостью как внедрения изделий в производство, так и самого изготовления.

Наряду с совершенствованием и модернизацией летных СПД, в ОКБ «Факел» разрабатываются перспективные плазменные двигатели под условным наименованием «ПлаС». Конструктивная схема двигателей серии ПлаС базируется на комбинированном ускорительном канале: выходная часть РК выполнена из диэлектрического керамического материала (аналогично конструкции РК классических СПД), а ее донная часть выполнена металлической (подобно конструкции РК в двигателях с анодным слоем – ДАС) и магнитопроводящей. Принципиальные схемы плазменных двигателей ДАС, СПД и ПлаС представлены на рис. 3. Характерными особенностями двигателей серии ПлаС, в сравнении с классическими СПД и ДАС на сопоставимых уровнях потребляемой электрической мощности, являются более низкие значения цены тяги и пониженный уровень колебаний тока разряда. Двигатели серии ПлаС обеспечивают высокие выходные параметры при

минимальных массогабаритных характеристиках [28].

Принципиальная схема разрабатываемых ПД СММ ПлаС-10 и ПлаС-10С является адаптацией концепции двигателей схемы ПлаС для сверхмалых мощностей. Площадь поперечного сечения РК разрабатываемых двигателей рассчитана по статистически известному соотношению для обеспечения оптимального значения удельного расхода рабочего тела в РК, принятого равным  $0,1 \text{ мг}/(\text{с}\cdot\text{см}^2)$  [29]. В результате расчета площади поперечного сечения РК, а также в соответствии с необходимостью обеспечения стабильного рабочего процесса при минимально возможной геометрии конструкции, был выбран характерный типоразмер разрабатываемых двигателей – диаметр средней линии РК, составляющий 10 мм.

### Этап исследовательских работ по созданию ПД СММ ПлаС-10 и ПлаС-10С

В целях поиска и отработки принципиально новых оригинальных конструктивных решений для двигателей ПлаС-10 и ПлаС-10С, позволяющих обеспечить предъявляемые требования по входным энергетическим параметрам и выходным тяговым характеристикам в сочетании с минимальными геометрическими размерами, в ОКБ «Факел» была изготовлена экспериментальная лабораторная модель ускорителя плазмы сверхмалой мощности, предназначенная для проведения ис-

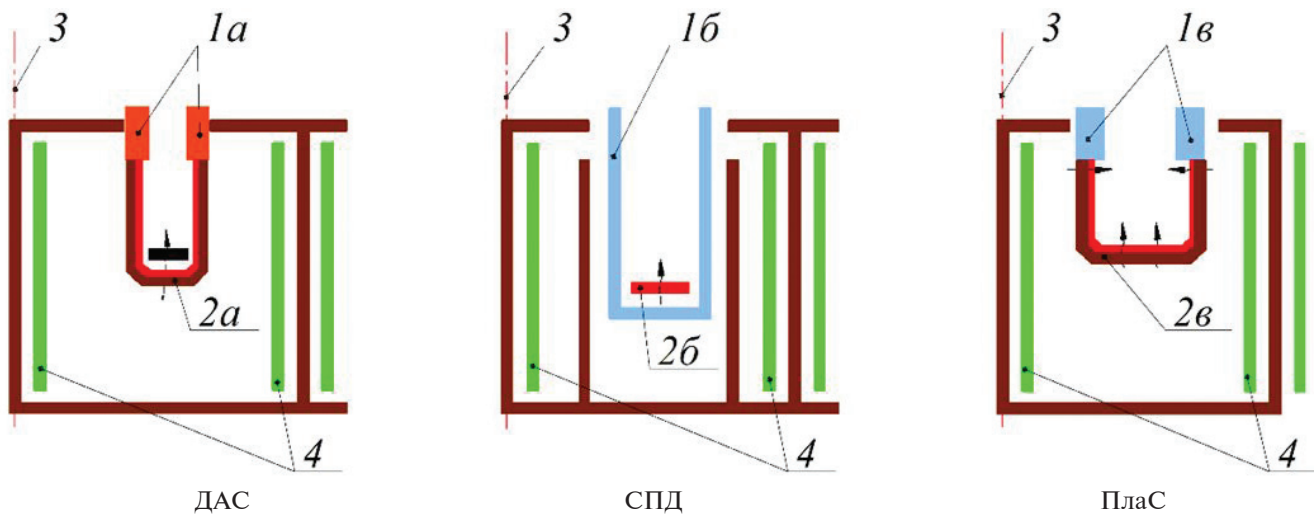


Рис. 3. Принципиальные схемы плазменных двигателей: *1а* – защитные кольца; *1б* – коаксиальная РК; *1в* – выходные керамические кольца; *2а* – металлический полый анод-газораспределитель; *2б* – металлический анод-газораспределитель; *2в* – полый магнитный анод-газораспределитель; *3* – геометрическая ось симметрии двигателя; *4* – катушки намагничивания/постоянные магниты

следователских испытаний и получившая условное наименование PshiK-D13 (далее по тексту – ускоритель PshiK-D13). Внешний вид одной из ранних конструктивных версий ускорителя PshiK-D13 представлен на рис. 4.

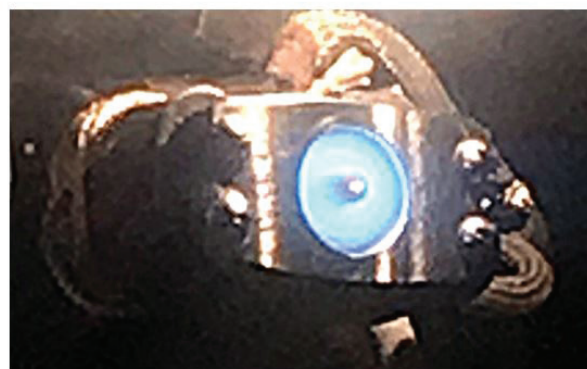
Ускоритель PshiK-D13 во время испытаний показал возможность работы как с полым катодом-компенсатором, так и с термоэмиссионным катодом-компенсатором прямого накала эмиттера. Наибольшее достигнутое значение ключевого энергетического параметра ускорителя PshiK-D13 – его анодного КПД – составило 14,2 % при мощности разряда 16,65 Вт, тяге 0,8 мН и анодном удельном импульсе 615 с; при этом рабочий процесс в ускорителе отличался нестабильностью и склонностью к погасанию разряда. Кро-

ме того, в ходе испытаний зафиксирован значительный перегрев миниатюрной конструкции, что приводило к частым отключениям ускорителя. Следует заметить, что имеющаяся на испытательном стенде система измерения усилий в настоящее время не позволяет с высокой точностью зарегистрировать столь малые значения силы тяги (порядка 0,1 мН). Следовательно, достоверность зарегистрированных значений создаваемой ускорителем силы тяги не является абсолютной.

Одной из основополагающих задач при испытаниях ускорителя PshiK-D13 является обеспечение возможности работы ускорителя на стационарном тепловом режиме (т.е. при достижении максимальных значений температур в элементах конструкции при работе ускорителя), что пред-



а)



б)

Рис. 4. Ускоритель PshiK-D13: а – общий вид модели; б – модель при работе во время огневых испытаний

ставляет собой трудноразрешимую задачу вследствие особенностей компоновки магнитной и разрядной систем малых размеров. В результате нескольких итераций опытно-исследовательских работ создан конструктивный вариант ускорителя PshiK-D13, во время испытаний которого удалось получить работу на стационарном тепловом режиме при мощности разряда 18 Вт. Экспериментально зарегистрированные рабочие параметры ускорителя PshiK-D13 на стационарном тепловом режиме представлены в табл. 2. Кроме того, выполнена доработка конструкции магнитной

бинированном строении РК, но и в характеристических соотношениях, определяющих основные геометрические размеры РК двигателей ( $L_k$  – длина РК;  $b_k$  – ширина РК;  $b_{п0}$  – ширина потока заряженных частиц в зоне ускорения РК) и обособляющих двигатели схемы ПлаС от конструктивных схем СПД и ДАС [30]:

$$1 \leq L_k / b_k < 1,5, \quad 0 < (b_k - b_{п0}) / b_{п0} < 1.$$

В случае ПД СММ ПлаС-10 и ПлаС-10С характеристические соотношения между основными размерами РК несколько отличаются от раз-

Таблица 2

Рабочие параметры ускорителя PshiK-D13 на стационарном тепловом режиме

Параметр	Значение
Напряжение разряда, В	150
Ток разряда, А	0,12
Мощность разряда, Вт	18
Тяга, мН	0,6
Анодный удельный импульс, с	517
Массовый секундный расход рабочего тела в анод, мг/с	0,116
Анодный КПД	0,083
Цена тяги, Вт/мН	30
Масса, кг	0,4

системы ускорителя с целью оптимизации параметров топологии магнитного поля для обеспечения стабильного рабочего процесса ионизации и ускорения.

Достижение ускорителем PshiK-D13 требуемых параметров и стабильного рабочего процесса позволило инициировать дальнейший этап проведения научно-исследовательских работ по направлению разработки ПД СММ ПлаС-10 и ПлаС-10С.

### Плазменные двигатели сверхмалой мощности ПлаС-10 и ПлаС-10С

Двигатели ПлаС-10 и ПлаС-10С являются результатом объединения перспективной, по мнению авторов, концепции двигателей серии ПлаС с новой миниатюризированной конструкцией, апробированной в ускорителе PshiK-D13. Ключевые особенности разработанного ранее в ОКБ «Факел» параметрического ряда двигателей схемы ПлаС (в диапазоне мощностей разряда от 100 Вт до 6 кВт [28]) заключаются не только в ком-

работанных ранее в ОКБ «Факел» двигателей схемы ПлаС:

$$L_k / b_k > 1, \quad 0 < (b_k - b_{п0}) / b_{п0} < 1.$$

Двигатели ПлаС-10 и ПлаС-10С характеризуются удлиненной РК ( $L_k / b_k > 1$ ) в сравнении с разработанными ранее двигателями схемы ПлаС, что обусловлено необходимостью выдержать минимально необходимый рабочий объем миниатюрной РК для обеспечения стабильного рабочего процесса ионизации и ускорения. В свою очередь, особенности конструкции РК двигателей ПлаС-10 и ПлаС-10С, позволяющие уменьшить частоту столкновений заряженных частиц со стенками РК и, тем самым, повышающие ресурс двигателя, выдерживаются в соответствии с разработанным параметрическим рядом двигателей схемы ПлаС ( $0 < (b_k - b_{п0}) / b_{п0} < 1$ ).

При разработке двигателей ПлаС-10 и ПлаС-10С основные усилия направлены на обеспечение ключевых параметров данных изделий:

сверхмалой мощности разряда и высокой тяговой эффективности. Двигатель ПлаС-10 построен на базе внутреннего цилиндрического анода и содержит в своем составе разработанный ранее в ОКБ «Факел» малорасходный полый катод-компенсатор (с расходом рабочего тела не более 0,1 мг/с), характеризующийся относительно большими (применительно к проекту ЭРД для МКА) энергетическими и массогабаритными характеристиками. С целью дальнейшего улучшения интегральных и массогабаритных параметров изделия разработан вариант конструкции плазменного двигателя ПлаС-10С, использующий в своем составе вновь разработанный термоэмиссионный катод-компенсатор с проволочным эмиттером прямого накала, требующий для функционирования более низкой электрической мощности. Кроме того, в целях экспериментального определения наилучшей конфигурации анода в двигателе ПлаС-10С применен наружный цилиндрический анод. Внешний вид электронных моделей разрабатываемых двигателей представлен на рис. 5. В конструкцию двигателей заложен высокий потенциал модернизации, позволяющий поддерживать конкурентно-способность данных ПД СММ в условиях стремительно повышающегося мирового технического уровня разработок ЭРД.

В соответствии с выполненным ранее исследованием известного технического уровня разработок ПД СММ осуществлен прогноз области перспективных разработок – диапазонов совокупности значений мощности разряда и удельного

импульса нового двигателя, характеризующего его как уникальный и конкурентоспособный на рынке космических услуг настоящего и будущего. Проектные параметры разрабатываемых ПД СММ ПлаС-10 и ПлаС-10С, представленные в табл. 3, располагаются в пределах области перспективных разработок, что наглядно представлено на рис. 6.

Ключевыми структурно-функциональными элементами, определяющими принципиальную концепцию и новизну технических решений двигателей ПлаС-10 и ПлаС-10С, являются основные элементы магнитной и разрядной систем. Инновационные технические решения, примененные в конструкции магнитных систем разрабатываемых двигателей, защищены патентом РФ [31]. Принципы действия ПлаС-10 и ПлаС-10С в основном аналогичны принципу действия СПД. Внешний вид макета двигателя ПлаС-10С представлен на рис. 7.

#### Дальнейшие работы по проекту

1. Продолжается поиск новых конструктивных решений с использованием ускорителя PshiK-D13, в частности разрабатывается конструктивная версия ускорителя с улучшенной тепловой схемой.

2. В направлении разработки ПД СММ запланировано изготовление отработочных моделей двигателей ПлаС-10 и ПлаС-10С с последующим проведением их демонстрационных испытаний и квалификацией.

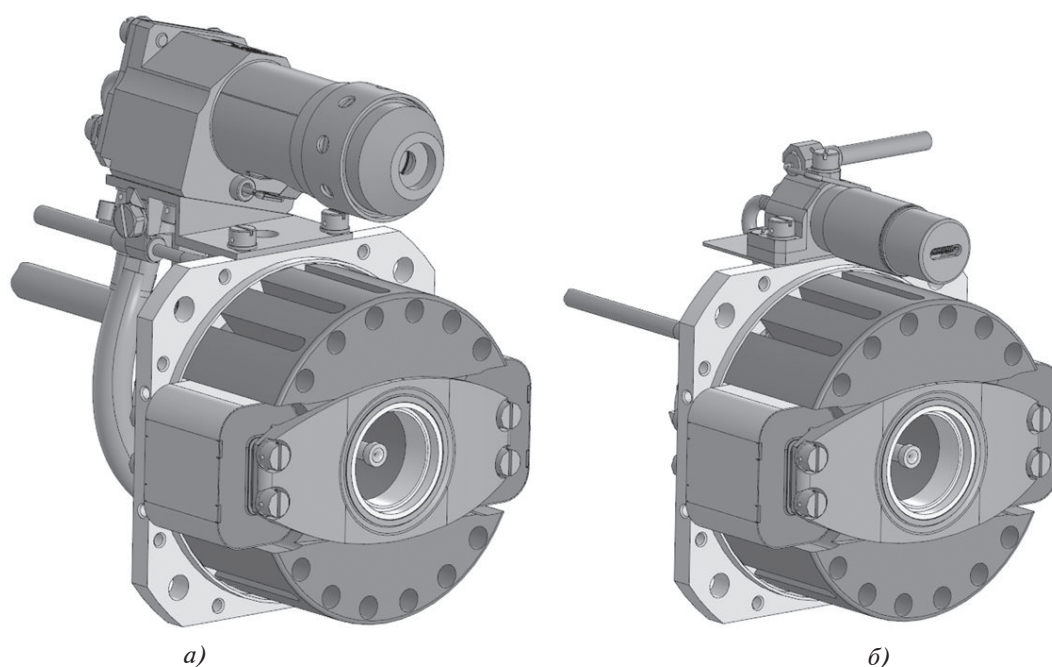


Рис. 5. Внешний вид электронных моделей разрабатываемых ПД СММ: а — ПлаС-10; б — ПлаС-10С

Таблица 3

Проектные параметры разрабатываемых ПД СММ ПлаС-10 и ПлаС-10С

Проектный параметр	Значение
Мощность разряда, Вт	36
Тяга, мН, не менее	1
Удельный импульс, с, не менее	500
Массовый секундный расход рабочего тела в анод, мг/с	0,2
Тяговая эффективность, %	12...14
Масса, кг	0,35

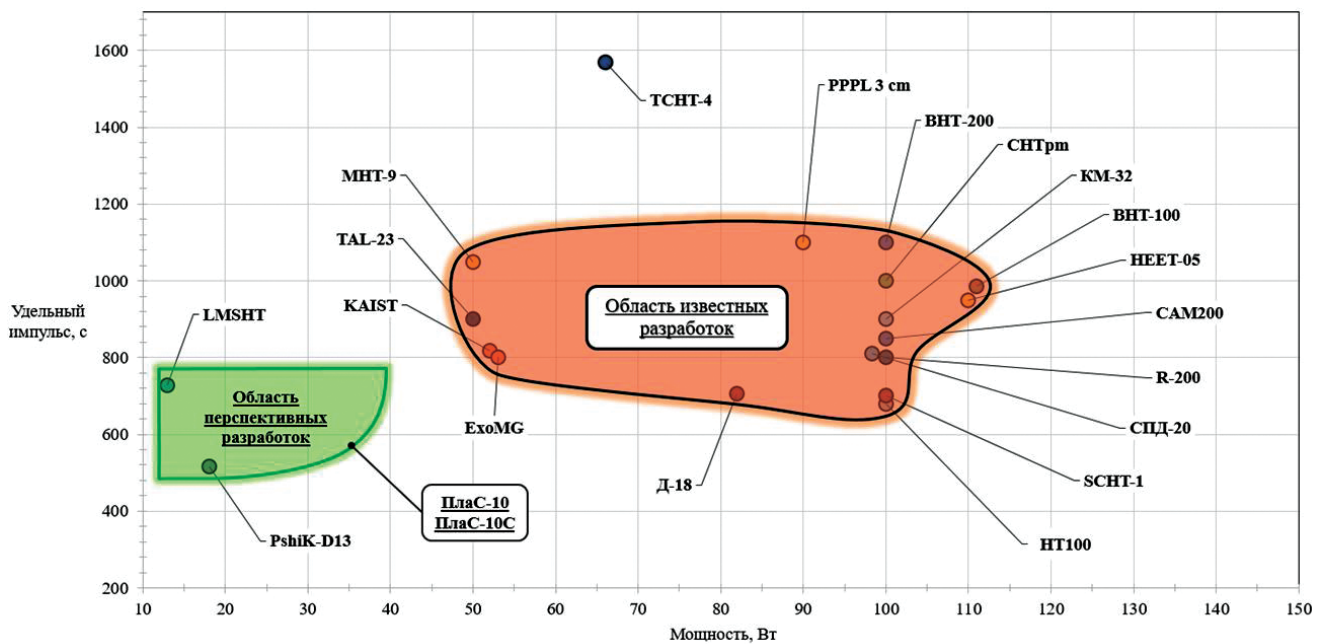


Рис. 6. Область перспективных разработок ПД СММ



Рис. 7. Внешний вид макета ПД СММ ПлаС-10С

3. В рамках программы по цифровизации структур предприятия ОКБ «Факел» весь жизненный цикл разрабатываемых двигателей будет осуществлен путем электронного документооборота в PDM/PLM-системе.

### Выводы

В результате выполненных работ были изготовлены и испытаны несколько конструктивных вариантов лабораторной модели ускорителя PshIK-D13. Проведена серия опытно-исследовательских работ, необходимая для дальнейшего проектирования различных модификаций конструкции ускорителя PshIK-D13 и двигателей ПлаС-10 и ПлаС-10С.

МКА ближайшего будущего, построенные на базе ПД СММ ПлаС-10 и ПлаС-10С, будут способны выполнять все виды потенциальных полетных задач, требующие высоких значений доступ-



ного на борту МКА суммарного импульса тяги: от поддержания параметров относительного положения МКА в составе строгой формации низкоорбитальных многоспутниковых систем и до осуществления полетов исследовательских МКА в дальнее космическое пространство. При этом высокий потенциал модернизации, заложенный в конструкцию двигателей на стадии разработки, определяет возможность повышения тяговых и энергетических характеристик двигателей с течением времени — ключевой фактор, способный поддерживать высокий уровень конкурентоспособности ПлаС-10 и ПлаС-10С в дальнейшем. Реализацию проекта по разработке двигателей ПлаС-10 и ПлаС-10С планируется осуществить по пилотному проектированию с использованием электронной документации, что в перспективе снизит временные издержки производства до минимальных значений.

К основным сложностям проекта относятся поиск и отработка конструктивных решений, направленных на нивелирование как нестабильности рабочих процессов ионизации и ускорения в РК двигателей сверхмалой мощности, так и перегрева миниатюрной конструкции в процессе его работы. Кроме того, ряд исследований направлен на повышение времени безотказной работы двигателей. На дальнейших этапах создания двигателей предполагается решить указанные проблемы.

### Библиографический список

1. Hofacker C. How to make a megaconstellation // Aerospace America. 2020. URL: <https://aerospaceamerica.aiaa.org/features/how-to-make-a-megaconstellation/>
2. Klesh A., Krajewski J. MarCO: Mars Cube One — Lessons Learned from Reaching the First Interplanetary CubeSats for Flight // 49th Lunar and Planetary Science Conference 2018 (Woodlands, Texas). LPI Contribution No. 2083. URL: <https://www.hou.usra.edu/meetings/lpsc2018/pdf/2923.pdf>
3. World's largest database of nanosatellites, over 2700 nanosats and CubeSats, <https://www.nanosats.eu>
4. Гришин С.Д., Захаров Ю.А., Оделевский В.К. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги. — М.: Машиностроение, 1990. — 224 с.
5. Goebel D.M., Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters. — Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2008. — 486 p.
6. Ткачук А.В., Козубский К.Н., Румянцев А.В. Двигательная установка с плазменными двигателями для космических микроаппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 2. С. 49–54.
7. Парахин Г.А., Румянцев А.В., Панков Б.Б., Каташова М.И. Создание слаботоочного катода для малого стационарного плазменного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 81–89. DOI: 10.34759/vst-2019-4-81-89
8. Горшков О.А., Муравлёв В.А., Шагайда А.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / Под ред. А.С. Коротеева. — М.: Машиностроение, 2008. — 280 с.
9. Zhang G., Ren J., Liang W. et al. Coupling plasma plume of a low power magnetically shielded Hall thruster with a hollow cathode // Chinese Journal of Aeronautics. 2020. DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.023
10. Lee D., Kim H., Lee S., Doh G., Choe W. Development and Performance Test of a 50 W class Hall Thruster // 36th International Electric Propulsion Conference (University of Vienna, Vienna, Austria; 15–20 September 2019). IEPC-2019-599. URL: <http://electricrocket.org/2019/599.pdf>
11. Gurciullo A., Jarrige J., Lascombes P., Packan D. Experimental performance and plume characterisation of a miniaturised 50W Hall thruster // 36th International Electric Propulsion Conference (University of Vienna, Vienna, Austria; 15–20 September 2019). IEPC-2019-142. URL: <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-02422774>
12. Dignani D., Ducci C., Cifali G., Rossetti P., Andrenucci M. HT-100 Hall thruster characterization tests results // 32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany; 11–15 September 2011). IEPC-2011-191. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2011-191.pdf>
13. Hall-effect electric Thrusters, [lajp.org.ua/products/hall-effect-electric-thrusters](http://lajp.org.ua/products/hall-effect-electric-thrusters)
14. Herscovitz J., Zuckerman Z., Lev D. Electric Propulsion Developments at Rafael // 30th International Electric Propulsion Conference and 6th NanoSatellite Symposium (Hyogo/Kobe, Japan; 4–10 July 2015). IEPC-2015-30. URL: <http://electricrocket.org/2015/30.pdf>
15. Lev D.R., Zimmerman R., Shoor B. et al. Electric Propulsion Activities at Rafael in 2019 // 36th International Electric Propulsion Conference (University of Vienna, Vienna, Austria; 15–20 September 2019). IEPC-2019-600. URL: <http://electricrocket.org/2019/600.pdf>
16. Titov M., Loyan A., Rybalov O., Maksymenko T. The Comparison of Results of Tests of Low Power Hall Thrusters: SPT and TAL // 32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany; 11–15 September 2011). IEPC-2011-199. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2011-199.pdf>
17. Warner N.Z. Theoretical and Experimental Investigation of Hall Thruster Miniaturization. The certified thesis. — Massachusetts Institute of Technology, Dept. of Aeronautics and Astronautics. 2007. URI: <http://hdl.handle.net/1721.1/42044>

18. Hillier A.C., Branam R.D., Huffman R.E., Szabo J., Paintal S. High Thrust Density Propellants in Hall Thrusters // 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (Orlando, Florida; 4–7 January 2011). AIAA 2011-524. DOI: 10.2514/6.2011-524
19. Hruby P., Demmons N., Courtney D., Tsay M., Szabo J., Hruby V. Overview of Busek Electric Propulsion // 36th International Electric Propulsion Conference (University of Vienna, Vienna, Austria; 15–20 September 2019). IEPC-2019-926. URL: <http://electricrocket.org/2019/926.pdf>
20. Mani K.V. Combined Chemical/Electric Propulsion Design and Hybrid Trajectories for Standalone Deep Space CubeSats. Doctor of Philosophy Thesis, Politecnico di Milano, Department of Aerospace Science and Technology, Milano, Italy, 2020.
21. Polzin K.A., Markusic T.E., Stanojev B.J. et al. Performance of a Low Power Cylindrical Hall Thruster // 29th International Electric Propulsion Conference (Princeton University, USA, 31 October–04 November 2005). IEPC-2005-011. URL: [https://htx.pppl.gov/publication/Conference/CHT\\_IEPC\\_2005-011.pdf](https://htx.pppl.gov/publication/Conference/CHT_IEPC_2005-011.pdf)
22. Smirnov A., Raitsev Y., Fisch N.J. Enhanced ionization in the Cylindrical Hall Thruster // Journal of Applied Physics. 2003. Vol. 94. No. 2, pp. 852-857. DOI: 10.1063/1.1585114
23. Ellison C.L., Raitsev Y., Fisch N.J. Direct measurement of spoke-induced, cross-field electron transport in a cylindrical Hall thruster // 32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany; 11–15 September 2011). IEPC-2011-173. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2011-173.pdf>
24. Smirnov A., Raitsev Y., Fisch N.J. Parametric Investigations of Miniaturized Cylindrical and Annular Hall Thrusters // Journal of Applied Physics. 2002. Vol. 92. No. 10, pp. 5673-5676. DOI: 10.1063/1.1515106
25. Spektor R., Diamant K.D., Beiting E.J. et al. Characterization of a Cylindrical Hall Thruster with Permanent Magnets // 32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany; 11–15 September 2011). IEPC-2011-264. URL: <https://htx.pppl.gov/publication/Conference/IEPC2011%20pmCHT%20Slava.pdf>
26. Ikeda T., Togawa K., Tahara H., Watanabe Y. Performance characteristics of very low power cylindrical Hall thrusters for the nano-satellite «PROITERES-3» // Vacuum. 2013. Vol. 88, pp. 63-69. DOI: 10.1016/j.vacuum.2012.04.012
27. Ikeda T., Obara H., Taguchi S., Neko R., Matsuo T., Tahara H. Development of low power micro cylindrical hall thruster «SCHT-1» // 36th International Electric Propulsion Conference (University of Vienna, Vienna, Austria; 15–20 September 2019). IEPC-2019-A-779. URL: <http://electricrocket.org/2019/779.pdf>
28. Bernikova M.Yu., Gopanchuk V.V. Parametric family of the Plas-type thrusters: development status and future activities // 35th International Electric Propulsion Conference (Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA; 8–12 October 2017). IEPC-2017-39. URL: [http://electricrocket.org/IEPC/IEPC\\_2017\\_39.pdf](http://electricrocket.org/IEPC/IEPC_2017_39.pdf)
29. Ким В.П., Гнздор Р.Ю., Грдличко Д.П. и др. Основные положения, используемые для управления слем ионизации и ускорения в разряде стационарного плазменного двигателя // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2018. № 12. С. 101-112. DOI: 10.1134/S0207352818120107
30. Potapenko M.Yu., Gopanchuk V.V. Characteristic Relationship between Dimensions and Parameters of a Hybrid Plasma Thruster // 32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany; 11–15 September 2011). IEPC-2011-042. DOI: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2011-042.pdf>
31. Берникова М.Ю., Гопанчук В.В., Коркунов М.В. Плазменный ускоритель с замкнутым дрейфом электронов. Патент RU 2659009 С1. Бюл. №18, 26.06.2018.

## DEVELOPMENT OF VERY LOW-POWER PLAS-TYPE PLASMA THRUSTERS

Kaplin M.A., Mitrofanova O.A., Bernikova M.Yu.\*

Experimental Design Bureau “Fakel” (EDB Fakel),  
181, Moskovsky av., Kaliningrad, 236001, Russia  
\* e-mail: [info@fakel-russia.com](mailto:info@fakel-russia.com)

### Abstract

The article presents an overview and current development status at the EDB Fakel of prospective Plas-10 and Plas-10S very low-power plasma thrusters to be applied as a part of small spacecraft. The study of the world technical level of plasma

thruster development was performed. General requirements defining competitiveness and high commercialization potential of the thrusters, being developed at the EDB Fakel on the world space market were set forth. The article recounts a brief

chronology of the design stages, demonstrates experimental results of the thruster laboratory prototype testing, and recounts further tasks to be fulfilled on this project.

Perspective spaceflight tasks require from small spacecraft an autonomous execution of orbit maneuvers both in the near-Earth and in interplanetary space, for which a low power propulsion system, capable of functioning under conditions of the small spacecraft onboard power supply deficit (up to 100 W) is necessary. The super low power plasma thrusters can fill the empty niche [1] of the small spacecraft movement control systems, and provide the small spacecraft of potential customer with high values of the total thrust impulse for orbital maneuvers performing.

To secure the EDB Fakel leading position at the small spacecraft world market, scientific and research works on developing PlaS-10 and PlaS-10S competitive plasma thrusters of very low-power and enhanced thrust efficiency, based on brand new technical solutions, were initiated. PlaS-10 and PlaS-10S thrusters are the result of the previously developed PlaS-type thrusters concept adaptation at EDB Fakel for very low-power applications [2]. While the PlaS-10 and PlaS-10S thrusters developing the primary efforts are aimed at ensuring the key parameters of these products such as a very low discharge power and high thrust efficiency. The standard size type of the products being developed is the mean diameter of their discharge chambers, which is equal to 10 mm. The PlaS-10 thruster is based on an inner cylindrical anode, and contains a low flow rate hollow cathode-compensator previously developed by EDB Fakel, characterized by relatively high (as applied to a small spacecraft) energetic and mass and size parameters. With the purpose to further improving integral and mass and size parameters of the product, an option of the PlaS-10S structure, employing newly developed thermo-emission cathode-compensator with directly heated filament emitter, requiring less electric power for its functioning, was developed. Besides, the external cylindrical anode was implemented to determine experimentally the best anode configuration in the PlaS-10S thruster.

The small spacecraft of the nearest future based on PlaS-10 and PlaS-10S super low power plasma thrusters will be able to accomplish all types of potential flight tasks, requiring high values of the total thrust impulse available onboard a small spacecraft. These tasks may range from maintaining relative position of a small spacecraft as a part of strict formation of low-orbit multi-satellite systems to

accomplishing the exploratory small spacecraft flights into deep space. The high potential of modernization herewith, encumbered into the thruster structure at the stage of development, defines the possibility of thrusters' thrust and energy characteristics enhancing with the course of time, which is the key factor capable of ensuring the high level of the PlaS-10 and PlaS-10S competitiveness supporting in the future.

**Keywords:** Hall's thruster, plasma thruster, plasma accelerator, very low-power, super low size, small spacecraft, CubeSat.

## References

1. Hofacker C. How to make a megaconstellation. *Aerospace America*, 2020. URL: <https://aerospaceamerica.aiaa.org/features/how-to-make-a-megaconstellation/>
2. Klesh A., Krajewski J. MarCO: Mars Cube One – Lessons Learned from Readyng the First Interplanetary CubeSats for Flight. *49th Lunar and Planetary Science Conference 2018 (Woodlands, Texas)*. LPI Contribution No. 2083. URL: <https://www.hou.usra.edu/meetings/lpsc2018/pdf/2923.pdf>
3. *World's largest database of nanosatellites, over 2700 nanosats and CubeSats*, <https://www.nanosats.eu>
4. Grishin S.D., Zakharov Yu.A., Odelevskii V.K. *Proektirovanie kosmicheskikh apparatov s dvigatelyami maloi tyagi* (Designing spacecraft with low-thrust engines), Moscow, Mashinostroenie, 1990, 224 p.
5. Goebel D.M., Katz I. *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2008, 486 p.
6. Tkachuk A.V., Kozubski K.N., Rummyantsev A.V. Propulsion system with stationary plasma thrusters aboard small spacecraft. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 2, pp. 49–54.
7. Parakhin G.A., Rummyantsev A.V., Pankov B.B., Katashova M.I. Low-current cathode designing for small stationary plasma thruster. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 4, pp. 81–89. DOI: 10.34759/vst-2019-4-81-89
8. Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagaida A.A. *Khollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov* (Hall and ion electric propulsion for spacecraft), Moscow, Mashinostroenie, 2008, 280 p.
9. Zhang G., Ren J., Liang W. et al. Coupling plasma plume of a lowpower magnetically shielded Hall thruster with a hollow cathode. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020. DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.023
10. Lee D., Kim H., Lee S., Doh G., Choe W. Development and Performance Test of a 50 Wclass Hall Thruster. *36th International Electric Propulsion Conference (University of Vienna, Vienna, Austria; 15–20 September 2019)*. IEPC-2019-599. URL: <http://electricrocket.org/2019/599.pdf>

11. Gurciullo A., Jarrige J., Lascombes P., Packan D. Experimental performance and plume characterisation of a miniaturised 50W Hall thruster. *36th International Electric Propulsion Conference (University of Vienna, Vienna, Austria; 15–20 September 2019)*. IEPC-2019-142. URL: <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-02422774>
12. Dignani D., Ducci C., Cifali G., Rossetti P., Andrenucci M. HT-100 Hall thruster characterization tests results. *32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany; 11–15 September 2011)*. IEPC-2011-191. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2011-191.pdf>
13. *Hall-effect electric Thrusters*, lajp.org.ua/products/hall-effect-electric-thrusters
14. Herscovitz J., Zuckerman Z., Lev D. Electric Propulsion Developments at Rafael. *30th International Electric Propulsion Conference and 6th Nanosatellite Symposium (HyogoKobe, Japan; 4–10 July 2015)*. IEPC-2015-30. URL: <http://electricrocket.org/2015/30.pdf>
15. Lev D.R., Zimmerman R., Shoor B. et al. Electric Propulsion Activities at Rafael in 2019. *36th International Electric Propulsion Conference (University of Vienna, Vienna, Austria; 15–20 September 2019)*. IEPC-2019-600. URL: <http://electricrocket.org/2019/600.pdf>
16. Titov M., Loyan A., Rybalov O., Maksymenko T. The Comparison of Results of Tests of LowPower Hall Thrusters: SPT and TAL. *32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany; 11–15 September 2011)*. IEPC-2011-199. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2011-199.pdf>
17. Warner N.Z. *Theoretical and Experimental Investigation of Hall Thruster Miniaturization. The certified thesis*. Massachusetts Institute of Technology, Dept. of Aeronautics and Astronautics. 2007. URI: <http://hdl.handle.net/1721.1/42044>
18. Hillier A.C., Branam R.D., Huffman R.E., Szabo J., Paintal S. High Thrust Density Propellants in Hall Thrusters. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (Orlando, Florida; 4–7 January 2011)*. AIAA 2011-524. DOI: 10.2514/6.2011-524
19. Hruby P., Demmons N., Courtney D., Tsay M., Szabo J., Hruby V. Overview of Busek Electric Propulsion. *36th International Electric Propulsion Conference (University of Vienna, Vienna, Austria; 15–20 September 2019)*. IEPC-2019-926. URL: <http://electricrocket.org/2019/926.pdf>
20. Mani K.V. *Combined ChemicalElectric Propulsion Design and Hybrid Trajectories for Standalone DeepSpace CubeSats*. Doctor of Philosophy Thesis, Politecnico di Milano, Department of Aerospace Science and Technology, Milano, Italy, 2020.
21. Polzin K.A., Markusic T.E., Stanojev B.J. et al. Performance of a LowPower Cylindrical Hall Thruster. *29th International Electric Propulsion Conference (Princeton University, USA, 31 October – 04 November 2005)*. IEPC-2005-011. URL: [https://htx.pppl.gov/publication/Conference/CHT\\_IEPC\\_2005-011.pdf](https://htx.pppl.gov/publication/Conference/CHT_IEPC_2005-011.pdf)
22. Smirnov A., Raitses Y., Fisch N.J. Enhanced ionization in the Cylindrical Hall Thruster. *Journal of Applied Physics*, 2003, vol. 94, no. 2, pp. 852-857. DOI: 10.1063/1.1585114
23. Ellison C.L., Raitses Y., Fisch N.J. Direct measurement of spokeinduced, crossfield electron transport in a cylindrical Hall thruster. *32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany; 11–15 September 2011)*. IEPC-2011-173. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2011-173.pdf>
24. Smirnov A., Raitses Y., Fisch N.J. Parametric Investigations of Miniaturized Cylindrical and Annular Hall Thrusters. *Journal of Applied Physics*, 2002, vol. 92, no. 10, pp. 5673-5676. DOI: 10.1063/1.1515106
25. Spektor R., Diamant K.D., Beiting E.J. et al. Characterization of a Cylindrical Hall Thruster with Permanent Magnets. *32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany; 11–15 September 2011)*. IEPC-2011-264. URL: <https://htx.pppl.gov/publication/Conference/IEPC2011%20pmCHT%20Slava.pdf>
26. Ikeda T., Togawa K., Tahara H., Watanabe Y. Performance characteristics of very low power cylindrical Hall thrusters for the nanosatellite “PROITERES3”. *Vacuum*, 2013, vol. 88, pp. 63-69. DOI: 10.1016/j.vacuum.2012.04.012
27. Ikeda T., Obara H., Taguchi S., Neko R., Matsuo T., Tahara H. Development of lowpower micro cylindrical hall thruster “SCHT1”. *36th International Electric Propulsion Conference (University of Vienna, Vienna, Austria; 15–20 September 2019)*. IEPC-2019-A-779. URL: <http://electricrocket.org/2019/779.pdf>
28. Bernikova M.Yu., Gopanchuk V.V. Parametric family of the PlaStype thrusters: development status and future activities. *35th International Electric Propulsion Conference (Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA; 8–12 October 2017)*. IEPC-2017-39. URL: [http://electricrocket.org/IEPC/IEPC\\_2017\\_39.pdf](http://electricrocket.org/IEPC/IEPC_2017_39.pdf)
29. 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
30. Potapenko M.Yu., Gopanchuk V.V. Characteristic Relationship between Dimensions and Parameters of a Hybrid Plasma Thruster. *32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany; 11–15 September 2011)*. IEPC-201-1042. DOI: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2011-042.pdf>
31. Bernikova M.Yu., Gopanchuk V.V., Korkunov M.V. *Patent RU 2659009 C1*, 26.06.2018.