

Высокочастотный ионный двигатель с четырехэлектродной ионно-оптической системой

© О.Д. Пейсахович^{1,2}, А.В. Мельников^{1,2},
А.И. Могулкин¹, С.А. Хартов^{1,2}

¹НИИ ПМЭ МАИ, Москва, 125993, Российская Федерация

²МАИ, Москва, 125993, Российская Федерация

В настоящее время повышенный интерес вызывают двухрежимные электроракетные двигатели, которые смогут выполнять как те задачи, где требуется повышенная тяга, так и те, где необходим повышенный удельный импульс тяги. На режиме повышенной тяги можно выполнять орбитальные задачи по совершению перелета с минимальными временными затратами, например, задачи по довыведению и коррекции орбиты. Режим повышенного удельного импульса тяги позволяет экономить рабочее тело при точном позиционировании и ориентации на орбите. Представлены результаты оценки характеристик двухрежимного высокочастотного ионного двигателя с четырехэлектродной ионно-оптической системой. Особенность двигателя рассматриваемой конфигурации — возможность работать на режиме как повышенной тяги, так и повышенного удельного импульса тяги при сохранении суммарной потребляемой мощности. В качестве исходных данных для расчетов использованы результаты экспериментальных исследований характеристик работающей на ксеноне лабораторной модели высокочастотного ионного двигателя с диаметром пучка 80 мм.

Ключевые слова: *многорежимный электроракетный двигатель, ионно-оптическая система, высокочастотный разряд, ионный пучок*

Введение. Одно из перспективных применений электроракетных двигателей (ЭРД) — обеспечение тяги в двух диапазонах. Благодаря этому можно использовать ЭРД как для довыведения космического аппарата (КА) на орбиту функционирования, когда требуется относительно высокая тяга, так и для выполнения последующих задач позиционирования и корректирования орбиты КА, на которых экономически целесообразнее работать на режиме с повышенным удельным импульсом тяги (УИТ), для того чтобы сэкономить рабочее тело (РТ). Сейчас такие задачи, как правило, выполняются с применением двигателей с замкнутым дрейфом электронов и ионных двигателей с разрядом постоянного тока. Несмотря на внушительную летную историю и высокий спрос, они все же не лишены недостатков. В частности, двигатели с замкнутым дрейфом электронов имеют относительно низкие значения УИТ и довольно большой угол расходимости плазменной струи, что негативно воздействует на элементы конструкции КА. При этом ионные двигатели позволяют регулировать тягу только посредством изменения расхода РТ с неизменным

напряжением разряда, что в случае дросселирования тяги приводит к снижению тягового КПД.

Основная цель данной работы — рассмотреть возможность создания двухрежимного высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД), способного работать как на режиме с повышенной тягой, так и на режиме повышенного УИТ. Преимущество использования ВЧИД заключается в том, что можно независимо регулировать расход рабочего тела и подводимой высокочастотной (ВЧ) мощности. Это позволяет более гибко управлять потребляемой мощностью двигателя на режимах дросселирования тяги. Кроме того, варьирование ускоряющего напряжения дает возможность изменять УИТ путем управления скоростью истечения ионов. Однако при этом ограниченная предельными пробойными свойствами материалов электродов напряженность электрического поля в ионно-оптической системе (ИОС) будет совместно с параметрами плазмы в газоразрядной камере определять форму границы плазмы — плазменного мениска, который, в свою очередь, задает начальную форму ионного пучка. Отсюда вытекает важный фактор обеспечения двухрежимности, а именно оптимально подобранная геометрия ИОС, которая способна стабильно работать на различных плотностях ионного тока, с относительно невысокими показателями расходимости ионного пучка. Проблема взаимосвязи УИТ и извлекающих характеристик ИОС, существующая в классической трехэлектродной схеме ускорения, где процесс разделения зарядов и процесс ускорения ионного пучка совместно происходят на едином промежутке времени, является ограничивающим фактором создания двухрежимного двигателя с высоким КПД на обоих режимах работы. Разделение процессов извлечения положительных зарядов и ускорения ионного пучка может быть реализовано в четырехэлектродной ИОС. Добавление еще одного электрода позволит перераспределить приложенные напряжения, реализовав оптимальную разность потенциалов на первой паре электродов для обеспечения оптимальной формы плазменного мениска, а затем ускорить ионный пучок, для того чтобы достичь требуемой скорости в зазоре дополнительного электрода.

Обобщив вышеприведенное, можно сформулировать основное преимущество двухрежимного четырехэлектродного ВЧИД. Такой двигатель сможет работать на режиме как повышенной тяги, так и повышенного УИТ, перераспределяя выделенную с борта КА мощность на увеличение ВЧ мощности и расхода совместно с уменьшением ускоряющих напряжений на первом режиме и уменьшением ВЧ мощности и расхода с увеличением ускоряющих напряжений на втором режиме.

У четырехэлектродной схемы ИОС и схем с большим числом электродов существует еще одна область применения, где такая схема может продемонстрировать весомое преимущество над классическими

схемами ускорения, поскольку она обеспечивает сверхвысокие удельные импульсы тяги, требующиеся для проведения миссий в дальнем космосе — дальше орбиты Юпитера вплоть до пояса Койпера. Для решения этих задач наиболее эффективно будет использовать двигательные установки (ДУ) с УИТ на уровне 150 000 м/с и выше. Такие значения можно обеспечить только в многоступенчатой системе ускорения с распределением потенциалов на четыре электрода и более.

Принципиальная схема трехэлектродной ИОС и распределение электрических потенциалов на электродах приведены на рис. 1.

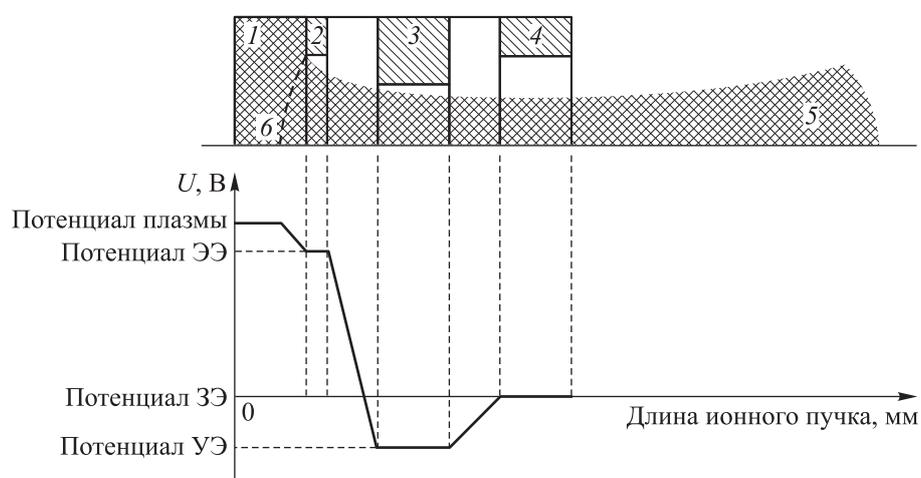


Рис. 1. Принципиальная схема трехэлектродной ионно-оптической системы: 1 — плазма газоразрядной камеры; 2 — эмиссионный электрод (ЭЭ); 3 — ускоряющий электрод (УЭ); 4 — замедляющий электрод (ЗЭ); 5 — плазма ионного пучка; 6 — плазменный мениск

В трехэлектродной ИОС изменение ускоряющей разности потенциалов между эмиссионным электродом (ЭЭ) и ускоряющим электродом (УЭ) приводит к изменению формы плазменного мениска. Так, при повышении или понижении напряженности электрического поля плазменный мениск соответственно увеличивает или уменьшает радиус кривизны, что приводит к изменению фокусировки ионного пучка. Поэтому для обеспечения стабильной работы ИОС необходимо подбирать оптимальную величину межэлектродного зазора. При работе на напряжении 4 кВ и выше его требуется увеличивать, что, согласно закону Чайлда — Ленгмюра [1], способствует падению извлекаемого ионного тока. Это также подтверждается и результатами экспериментальных данных [2]. Проблему взаимосвязи конфигурации пучка при разных значениях ускоряющих потенциалов позволяет решить использование четырехэлектродной ИОС, принципиальная схема которой с распределением электрических потенциалов показана на рис. 2.

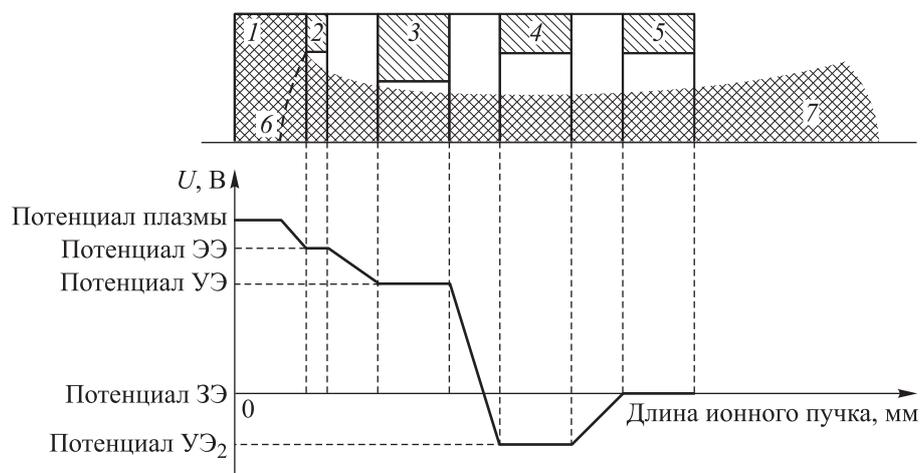


Рис. 2. Принципиальная схема четырехэлектродной ИОС:

1 — плазма газоразрядной камеры; 2 — эмиссионный электрод (ЭЭ); 3 — извлекающий электрод (ИЭ); 4 — ускоряющий электрод (УЭ); 5 — замедляющий электрод (ЗЭ); 6 — плазменный мениск; 7 — плазма ионного пучка

Добавление в конструкцию четвертого извлекающего электрода (ИЭ) позволяет разделить процессы извлечения ионного пучка из плазмы газоразрядной камеры (ГРК) и ускорение его до требуемых скоростей. Между ЭЭ и ИЭ подбирается, исходя из предельно допустимых зазоров для заданной разности потенциалов ускорения, оптимальный межэлектродный зазор, обеспечивающий предельную для данной конструкции извлекающую способность ИОС. Таким образом, появляется дополнительная степень свободы в регулировании характеристиками ионного пучка. Следует отметить, что заметная эффективность данной системы наблюдается при потенциалах 4 кВ и выше [3].

Обзор двигателей с двухступенчатой системой ускорения.

В настоящее время наблюдается возрастающая тенденция к применению электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) на борту КА различного назначения. В сегменте аппаратов для исследований дальнего космоса требуются высокие значения суммарных УИТ двигательных установок при относительно небольших значениях тяги, что приводит к доминированию ионных двигателей, обеспечивающих наиболее длительный ресурс при высоких значениях КПД и УИТ. Миссии Hayabusa 1 и 2 [4], DAWN [5], VeriColombo [6], Deep space 1 [7] были успешно проведены с использованием ионных двигателей.

Во всех таких двигателях установлена традиционная трехэлектродная ИОС, т. е. реализована одноступенчатая схема ускорения ионов рабочего тела. Технология двухступенчатой схемы ускорения ионов в ИОС DS4G (Dual Stage 4 Grid Ion Engine) была предложена

Д.Г. Ферном [3]. Следует отметить, что многоступенчатая схема ускорения ионов давно реализована в инжекторах легких нейтральных атомов, а именно изотопов водорода и гелия для ввода их в реакторы термоядерного синтеза. В четырехэлектродных ИОС и в системах с большим числом электродов ионы легких элементов ускоряются до энергий порядка 100 кэВ и после их перезарядки в специальных камерах поступают в виде высокоэнергетичных нейтральных атомов в реактор для поддержания реакции. Фактически, Д.Г. Ферн предложил применить данную технологию для тяжелых ионов, используемых в ионных двигателях. Применительно к ионным двигателям разработки технологии DS4G ведутся с 2008 г. в Саутгемптонском университете в рамках проекта HiPER (High impulse Propulsion Electric Rocket), фактически представляющие собой дорожную карту будущего использования ЭРД в космических миссиях. Ранее, в 2006 г., группа специалистов из Саутгемптоновского университета представила лабораторную модель двигателя с ионным пучком диаметром 5 см, на которой для ксенона были получены рекордные значения УИТ, достигавшие почти 150 000 м/с. Впоследствии исследования данной группы были включены в проект HiPER, продолжающийся и в настоящее время. Фотография лабораторной модели двигателя с двухступенчатой ионно-оптической системой DS4G показана на рис. 3 [3].



Рис. 3. Двигатель с двухступенчатой ионно-оптической системой DS4G



Рис. 4. Модель RIT-3,5 с изменяемым удельным импульсом тяги

В Германии ведутся работы по созданию ВЧИД RIT-3,5 с ионным пучком диаметром 3,5 см и с аналогичной ступенчатой схемой ускорения в четырехэлектродной ИОС [8]. Экспериментально был отработан режим с удельным импульсом 50 000 м/с и тягой до 2 мН. Была показана возможность регулирования тяги в диапазоне от 50 мкН до 2 мН с ценой тяги примерно 40 Вт/мН. Эти результаты явно продемонстрировали преимущество над классической схемой

ускорения в трехэлектродной ИОС, у которой при дросселировании номинального режима по тяге существенно ухудшается энергетический КПД. Фотография лабораторной модели RIT-3,5 приведена на рис. 4 [8].

На основе экспериментальных данных лабораторного образца высокочастотного двигателя с ионным пучком диаметром 80 мм [8] было проведено расчетное исследование в приближении использования четырехэлектродной ИОС для обоснования возможности создания двухрежимного ВЧИД.

Оценка интегральных характеристик. Результаты расчетных оценок интегральных характеристик двухступенчатой схемы ускорения ионов, а именно тяги, удельного импульса тяги, коэффициента использования рабочего тела и тягового КПД при различных значениях вкладываемой в плазменный разряд ВЧ мощности и расходе рабочего газа представлены на рис. 5–12.

Характерные для высокочастотного разряда экспериментальные зависимости ВЧ мощности от расхода рабочего тела по постоянному току $I_{\text{п}}$ ионного пучка, полученные для рассматриваемой в рамках данной работы лабораторной модели ВЧИД с ионным пучком диаметром 80 мм, приведены на рис. 5 [9].

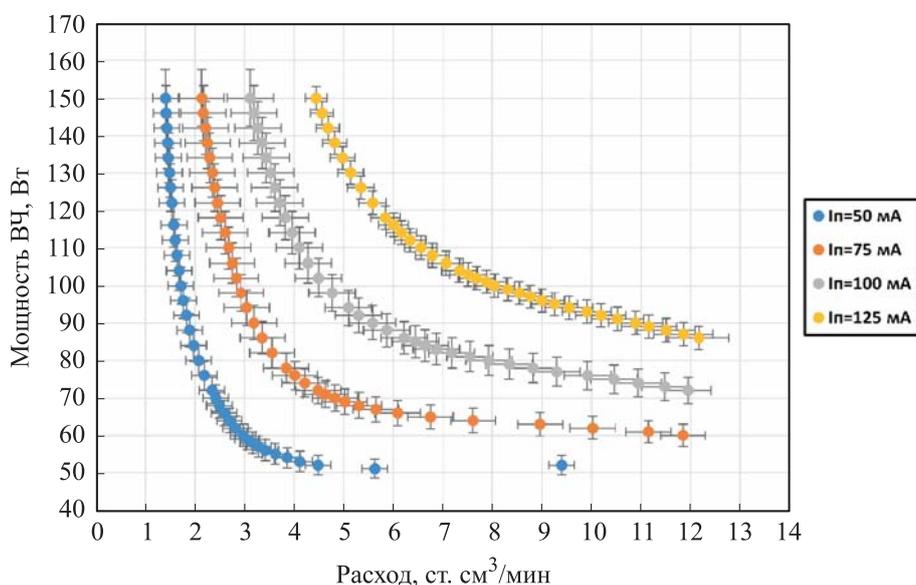


Рис. 5. Зависимость ВЧ мощности лабораторной модели ВЧИД от расхода ксенона при разных токах пучка $I_{\text{п}}$

Используемые для проведения расчетных оценок экспериментальные данные (зависимости извлекаемого ионного тока пучка от расхода РТ при постоянной ВЧ мощности) показаны на рис. 6 [9].

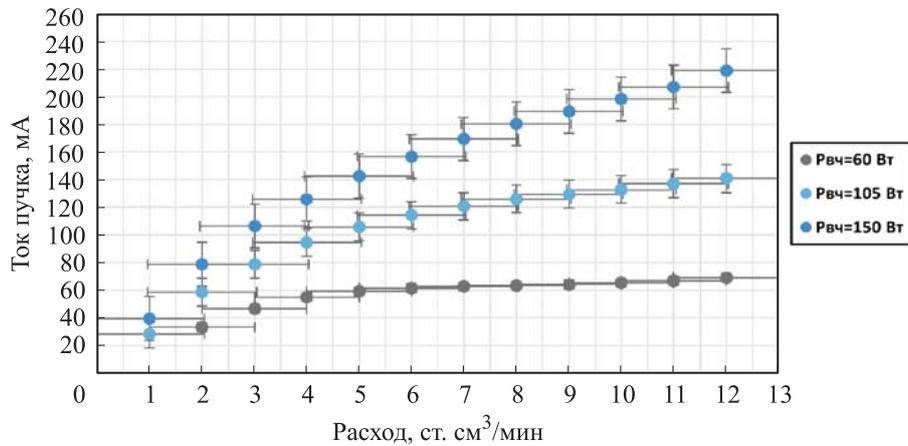


Рис. 6. Зависимость извлекаемого ионного тока от расхода рабочего тела при трех значениях ВЧ мощности, выделенной на двигатель лабораторной модели с ионным пучком диаметром 80 мм

При проведении оценочных расчетов предполагалось, что суммарная мощность, выделенная с КА на двигатель, лежит в диапазоне от 300 Вт до 550 Вт. Общая потребляемая мощность двигателя рассчитывается по формуле

$$N = N_{ВЧ} + N_{п} + N_{к-н}, \quad (1)$$

где $N_{ВЧ}$ — мощность, приходящая от ВЧ-генератора, Вт; $N_{п}$ — мощность, затрачиваемая на ускорение ионного пучка, $N_{п} = I_i U_+$ (I_i — извлекаемый ионный ток, А; U_+ — напряжение на эмиссионном электроде, В), Вт; $N_{к-н}$ — мощность, потребляемая катодом-нейтрализатором, Вт (в рамках данной работы принято допущение $N_{к-н} = 0$).

На основании экспериментальных данных были построены зависимости тягового КПД от общей мощности двигателя:

$$\eta_T = \frac{P^2}{2\dot{m}_{рТ}N}, \quad (2)$$

где P — тяга двигателя, Н; $\dot{m}_{рТ}$ — расход рабочего тела, кг/с.

Зависимость тягового КПД от общей мощности двигателя представлена на рис. 7. В области наиболее высокого тягового КПД, а именно около 0,38, имеется точка пересечения двух режимов при постоянной ВЧ мощности $P_{ВЧ} = 150$ Вт и ускоряющих напряжениях ($U_{ЭЭ} = 2$ кВ и $U_{ЭЭ} = 4$ кВ). Соответствующая оптимальной работе двигателя на двух режимах мощность составляет 323 Вт. Для дальнейших расчетов общая мощность двигателя была принята равной 325 Вт. Два рассматриваемых режима работы отмечены вертикальной линией на рис. 7–12.

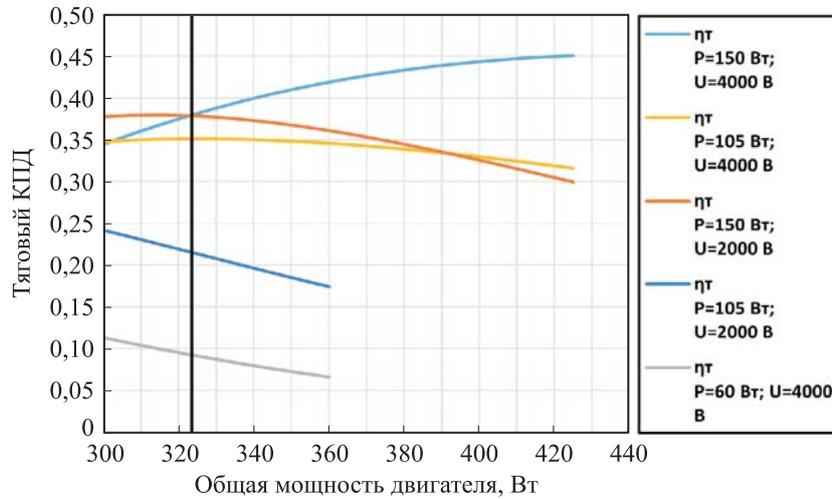


Рис. 7. Зависимость тягового КПД от общей мощности двигателя

По экспериментальным данным были построены зависимости ионного тока пучка от общей мощности двигателя при фиксированной ВЧ мощности $P_{ВЧ} = 150$ Вт и ускоряющих напряжениях $U_{ЭЭ} = 2$ кВ и $U_{ЭЭ} = 4$ кВ. При принятой общей мощности двигателя $P = 325$ Вт были определены токи ионного пучка для двух режимов работы. На рис. 8 показаны графики зависимости извлекаемого тока ионного пучка от общей мощности двигателя.

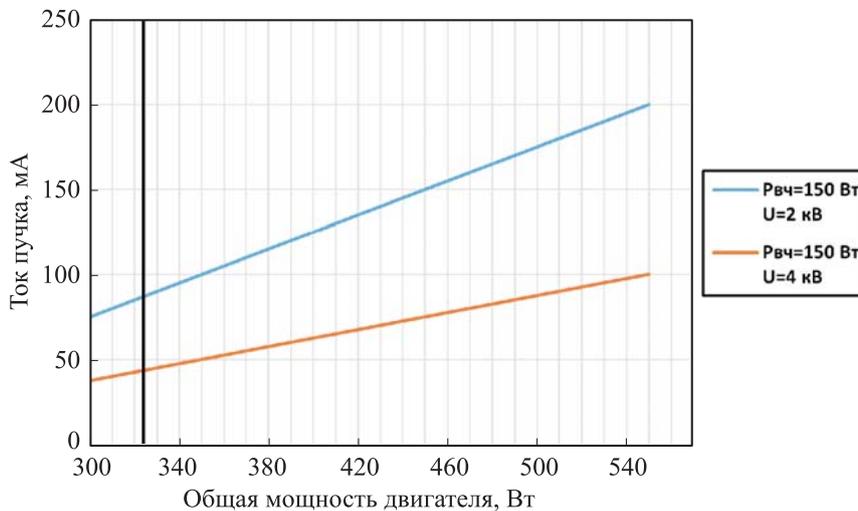


Рис. 8. Зависимость извлекаемого тока пучка от общей мощности двигателя при работе на двух режимах

На первом режиме значение тока ионного пучка составляет примерно 88 мА, на втором — 44 мА. Расход рабочего тела, соответствующий этим режимам, представлен на рис. 9, где показана зависимость расхода ксенона от общей мощности двигателя.

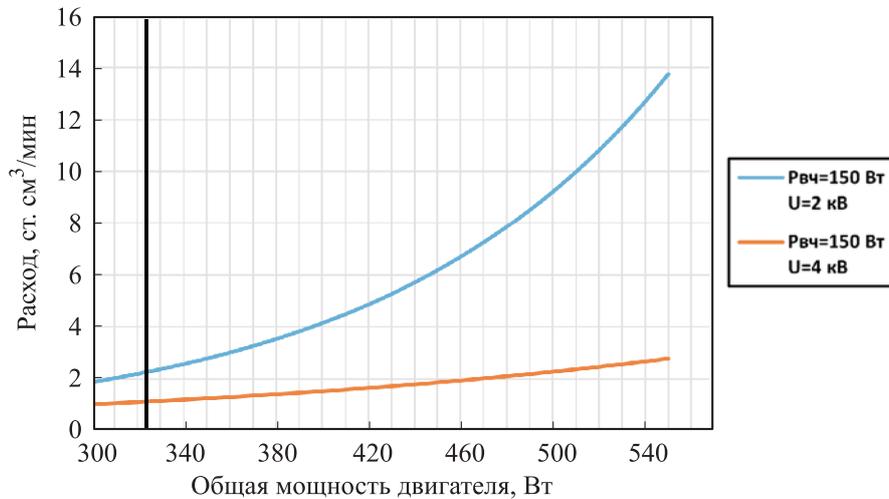


Рис. 9. Зависимость расхода рабочего тела от общей мощности двигателя при работе на двух режимах

Расход РТ на первом режиме с ускоряющим напряжением 2 кВ составляет 2,26 ст. см³/мин, а на втором режиме с ускоряющим напряжением 4 кВ равен 1,12 ст. см³/мин.

Коэффициент использования рабочего тела (КИРТ) вычисляется по формуле

$$\beta = \frac{I_i M_{Xe}}{e \dot{m}}, \quad (3)$$

где M_{Xe} — масса иона ксенона, кг; \dot{m} — массовый расход ксенона, кг/с, e — элементарный заряд электрона, Кл.

Зависимость КИРТ от общей мощности двигателя представлена на рис. 10.

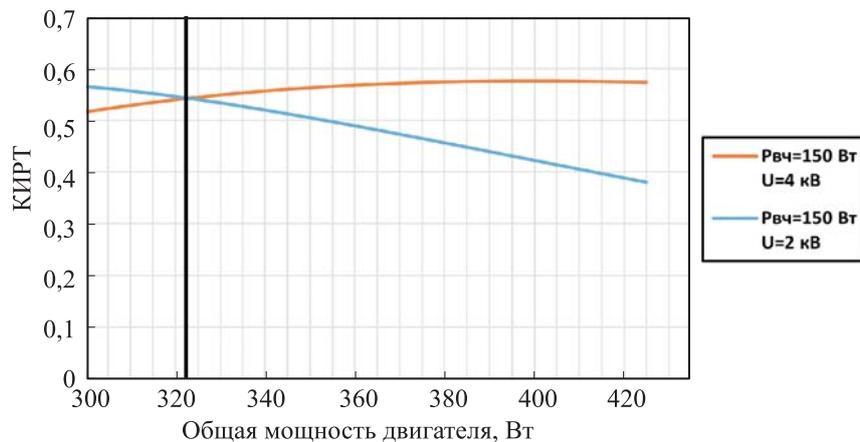


Рис. 10. Зависимость коэффициента использования рабочего тела от общей мощности двигателя при работе на двух режимах

Для двух выбранных режимов работы двигателя тяга была рассчитана следующим образом:

$$P = \dot{m}_i v_i, \quad (4)$$

где \dot{m}_i — массовый расход ионов через ИОС; v_i — скорость ионов.

Массовый расход ионов рабочего тела \dot{m}_i через ИОС можно найти по известной величине извлекаемого тока ионного пучка I_i :

$$\dot{m}_i = \frac{I_i M_{Xe}}{e}. \quad (5)$$

Скорость ионов V_i , которая зависит от значения заданного потенциала на эмиссионном электроде U_+ , можно определить из следующего соотношения:

$$V_i = \sqrt{\frac{U_+ 2e}{M_i}}. \quad (6)$$

Полученная расчетная зависимость тяги от мощности двигателя представлена на рис. 11.

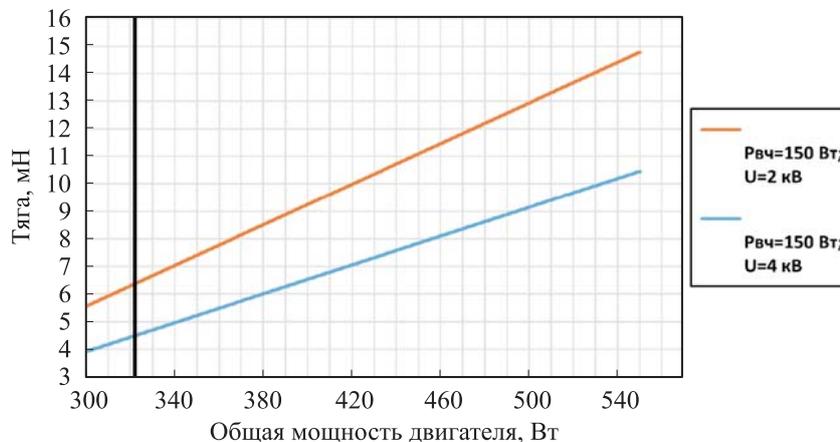


Рис. 11. Зависимость тяги от общей мощности двигателя при работе на двух режимах

Согласно расчетам, тяга двигателя на первом режиме с ускоряющим напряжением 2 кВ составит 6,92 мН, на втором с ускоряющим напряжением 4 кВ — 4,57 мН.

Для двух режимов работы двигателя также были рассчитаны значения удельного импульса тяги:

$$I_{уд} = \frac{P}{\dot{m}_{РТ}} = \frac{\dot{m}_i V_i}{\dot{m}_{РТ}} = \beta V_i. \quad (7)$$

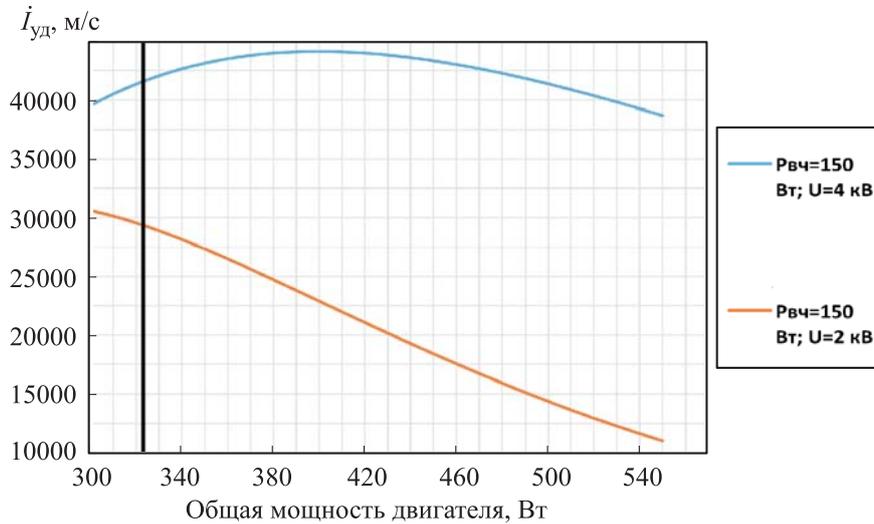


Рис. 12. Зависимость удельного импульса тяги от общей мощности двигателя при работе на двух режимах

Зависимость удельного импульса от мощности двигателя представлена на рис. 12.

Обобщенные результаты расчетов для двух выбранных режимов работы двигателя приведены в табл. 1.

Таблица 1

Интегральные характеристики двухрежимного ВЧИД

Параметр	Первый режим	Второй режим
Общая мощность двигателя, Вт	325	
ВЧ мощность, Вт	150	
Потенциал ЭЭ, В	2000	4000
Ток ионного пучка, мА	88	44
Расход, ст. см ³ /мин (мг/с)	2,26 (0,22)	1,12 (0,10)
КИРТ	0,54	
Тяга, мН	6,92	4,57
Удельный импульс, м/с	29242	41694
Тяговый КПД	0,38	

Моделирование четырехэлектродной ионно-оптической системы. Рассмотрим результаты моделирования двух режимов работы двигателя и сравним данные для трех- и четырехэлектродной ИОС. Параметры плазмы, полученные в ходе физико-математического мо-

делирования ВЧ разряда в ГРК исследуемого ВЧИД и соответствующие выбранным двум режимам работы двигателя, приведены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры плазмы лабораторного образца двухрежимного ВЧИД

Параметр	Первый режим в области ГРК		Второй режим в области ГРК	
	центральной	периферийной	центральной	периферийной
T_e , эВ	3,78		2,84	
$n_e \cdot 10^{17}$, 1/м ³	2,23	1,42	1,41	0,71
j_{is} , А/м ²	59,4	37,7	32,5	16,3

Расчеты проводились в программе IGUN [10]. Геометрические параметры трех- и четырехэлектродной ИОС лабораторного образца двухрежимного ВЧИД представлены в табл. 3.

Таблица 3

Геометрические параметры трех- и четырехэлектродной ИОС лабораторного образца двухрежимного ВЧИД

Параметр, мм	Трехэлектродная ИОС	Четырехэлектродная ИОС
Диаметр отверстий:		
ЭЭ		2,5
ИЭ	–	1,7
УЭ		1,7
ЗЭ		2,5
Толщина:		
ЭЭ		0,3
ИЭ	–	1
УЭ		1,5
ЗЭ		1,0
Межэлектродный зазор:		
ЭЭ–ИЭ	–	0,7
ЭЭ–УЭ	0,7	–
ИЭ–УЭ	–	0,7
УЭ–ЗЭ		0,7

Для проведения сравнительного анализа трех- и четырехэлектродной ускорительной системы были использованы геометрические параметры ИОС из работы [9]. В рассматриваемой лабораторной модели ВЧИД замедляющий электрод был выполнен в виде кольцевого фланца, поэтому траекториями ионов, выпадающих на ЗЭ, можно пренебречь. На ресурс двигателя в основном влияет износ УЭ, который может быть подвержен эрозии как от первичных ионов, так и от ионов перезарядки. По углу расходимости потока можно качественно оценить долю первичного ионного пучка, выпадающую на УЭ.

На первом режиме с повышенной тягой двигатель работает в режиме, близком к номинальному, поэтому форма плазменного мениска и полуугол расходимости близки к оптимальным. Для каждого режима расчет проводился для центральной и периферийной области ГРК исходя из учета неравномерности плазмы [9]. Траектории ионного пучка в трехэлектродной ИОС для первого режима представлены на рис. 13.

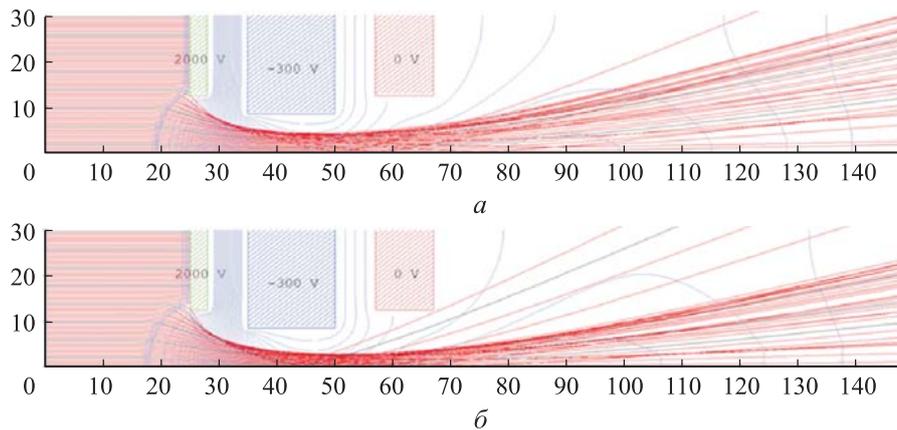


Рис. 13. Траектории ионов в трехэлектродной ИОС на первом режиме:
a — центральная область ГРК; *б* — периферийная область ГРК

В случае перехода на такой конфигурации ИОС в режим повышенного удельного импульса, т. е. во второй режим с ускоряющим потенциалом 4 кВ, будет происходить значительное уменьшение радиуса плазменного мениска и, следовательно, сильная расфокусировка ионного пучка ввиду совместного снижения плотности плазмы (на втором режиме извлекаемый ионный ток приблизительно в 2 раза меньше) и повышения напряженности электрического поля. Траектории ионного пучка в трехэлектродной ИОС для второго режима представлены на рис. 14.

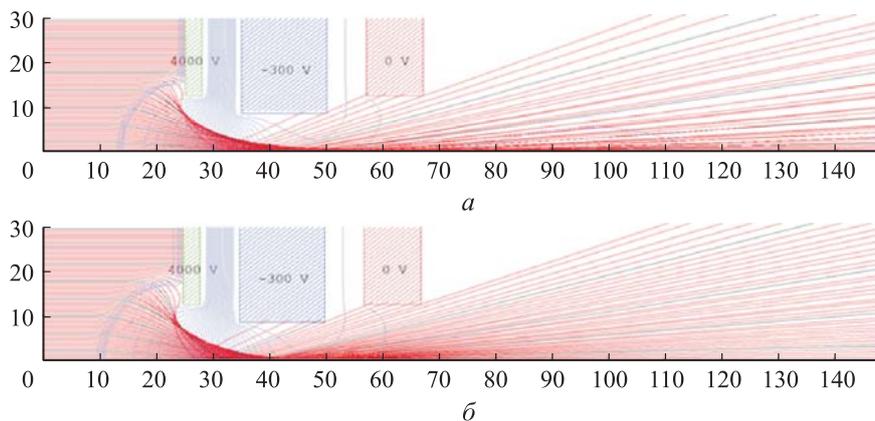


Рис. 14. Траектории ионов в трехэлектродной ИОС на втором режиме:
a — центральная область ГРК; *б* — периферийная область ГРК

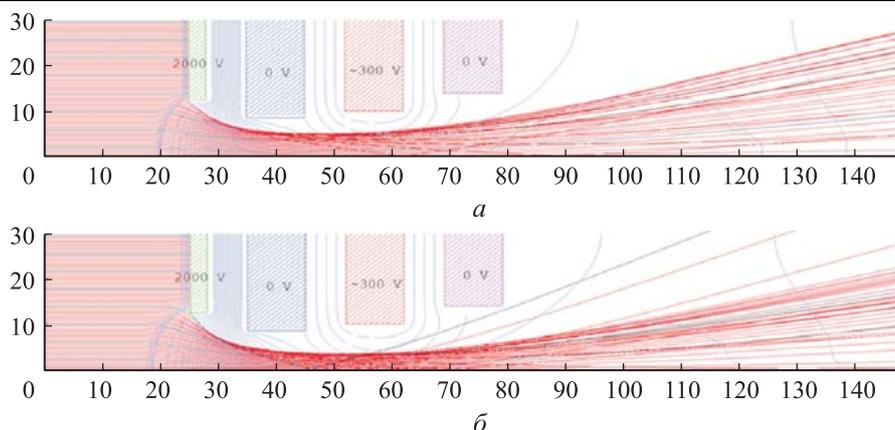


Рис. 15. Траектории ионов в четырехэлектродной ИОС на первом режиме:
a — центральная область ГРК; *б* — периферийная область ГРК

На первом режиме работы в составе четырехэлектродной ИОС предполагается, что ИЭ будет находиться под нулевым потенциалом. Этот режим будет аналогом номинального режима работы трехэлектродной ИОС — первого режима. Траектории ионного пучка в четырехэлектродной ИОС для первого режима представлены на рис. 15.

Согласно расчетам при переходе на четырехэлектродную ИОС полуугол расходимости уменьшится с $\sim 26^\circ$ до $\sim 16,3^\circ$.

На втором режиме четырехэлектродная ИОС позволяет перераспределить 4 кВ ускоряющего напряжения, сохранив соответствующую номинальному режиму работы извлекающую разность потенциалов на уровне 2 кВ. Это обеспечивает сохранение формы плазменного мениска, близкой к форме при номинальном режиме работы, что улучшает фокусировку (полуугол расходимости снижается с $\sim 32,6^\circ$ до $\sim 20,7^\circ$). Траектории ионного пучка в четырехэлектродной ИОС для второго режима представлены на рис. 16.

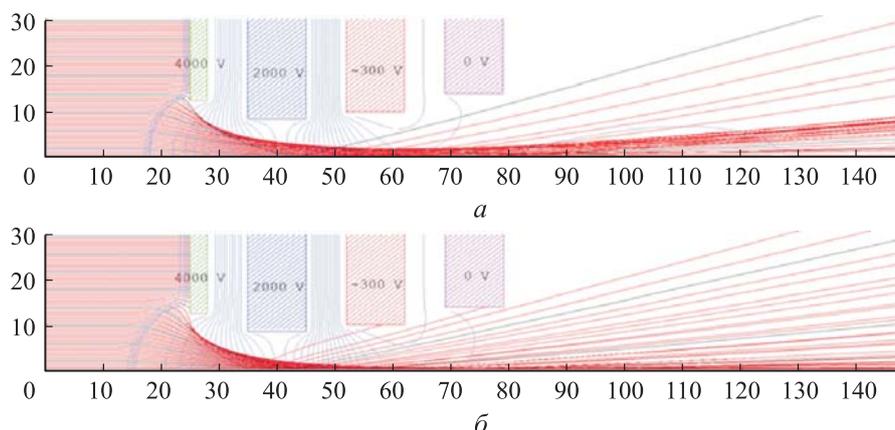


Рис. 16. Траектории ионов в четырехэлектродной ИОС на втором режиме:
a — центральная область ГРК; *б* — периферийная область ГРК

Результаты расчетов ионного пучка для трех- и четырехэлектродной ИОС

Параметр	Первый режим в области ГРК		Второй режим в области ГРК	
	центральной	периферийной	центральной	периферийной
<i>Трехэлектродная ИОС</i>				
Полуугол расходимости ионного потока α (95 %)° / (mRad)	26 / (455,18)	30 / (530,4)	31,8 / (556,53)	33,5 / (586,32)
<i>Четырехэлектродная ИОС</i>				
Полуугол расходимости ионного потока α (95%)° / (mRad)	16,3 / (285,2)	26,2 / (459,01)	19,3 / (337,8)	22,28 / (388,9)

Результаты расчетов ионного пучка для трех- и четырехэлектродной ИОС приведены в табл. 4.

Заключение. Расчетное исследование четырехэлектродной ИОС, выполненное на основе экспериментальных данных ВЧИД с ионным пучком диаметром 80 мм, показало возможность работы двигателя на двух режимах с постоянной потребляемой общей мощностью 325 Вт. По оценкам, на рассмотренной конфигурации ВЧИД на режиме повышенной тяги можно ожидать тягу на уровне 6,92 мН и УИТ порядка 29 242 м/с, а на режиме повышенного удельного импульса — тягу 4,57 мН и УИТ 41694 м/с. Полный КПД лабораторной модели при этом на двух режимах будет составлять около 0,38. Показано явное преимущество в обеспечении лучшей фокусировки ионного пучка в четырехэлектродной ИОС. Полуугол расходимости на двух режимах снизился более чем на 35 %. Это дает основание продолжить исследования в части расчетной и экспериментальной отработки двухрежимного ВЧИД с четырехэлектродной ИОС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Григорян В.Г. *Системы ускорения электростатических ДЛА*. Москва, МАИ, 1984, 35 с.
- [2] Loeb H.W. State of the art and recent developments of the radio frequency ion motors. *Proc. of 7th Electric Propulsion Conference*, 3–5 March 1969, Williamsburg, Virginia, USA. AIAA-69-285.
- [3] Walker R., Bramanti C., Sutherland O., Boswell R., Charles C., Fearn D., Del Amo J.G., Frigott P.E., Orlandi M. Initial experiments on a dual-stage 4-grid ion thruster for very high specific impulse and power. *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 09 July 2006 – 12 July 2006, Sacramento, California. <https://doi.org/10.2514/6.2006-4669>
- [4] Kuninaka H., Kajivara K. Overview of JAXA's activities on electric propulsion. *Proc. of 32nd International Electric Propulsion Conference*, 11–15 Sept. 2011, Wiesbaden, Germany. IEPC-2011-332.

- [5] Garner Ch., Rayman M., Brophy J., Mikes S. In-Flight operation of the dawn ion propulsion system through the preparations for escape from Vesta. *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (2012), 20150008767, hdl:2014/44986.
- [6] Lewis R.A., Perez Luna J., Coombs N., Guarducci F. Qualification of the T6 thruster for BepiColombo. *Proceedings of the Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science 34th International Electric Propulsion Conference (IEPC) and 6th Nano-satellite Symposium*, Hyogo-Kobe, Japan, 2015, IEPC-2015-132/ISTS-2015-b-132.
- [7] Goebel D.M., Polk J.E., Sandler I., Mikellides I.G., Brophy J.R. Evaluation of 25-cm XIPS[©] thruster life for deep space mission applications. *The 31st International Electric Propulsion Conference*. University of Michigan, USA, September 20–24, 2009, IEPC-2009-152.
- [8] Smirnova M., Mingo A., Schein J., Smirnov P., Bosch E., Massotti L. Test campaign on the novel variable ISP radio frequency mini ion engine IEPC-2019-A-574. *36th International Electric Propulsion Conference University of Vienna*. Vienna, Austria September 15–20, 2019.
- [9] Кожевников В.В., Мельников А.В., Назаренко И.П., Хартов С.А. Высоко-частотный ионный двигатель с дополнительной магнитной системой. *Известия Российской академии наук. Энергетика*, 2019, № 3, с. 40–51.
- [10] Официальный сайт разработчика программного комплекса *IGUN*. URL: <http://www.egun-igun.com/> (дата обращения: 28.08.2025).

Статья поступила в редакцию 25.02.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Пейсахович О.Д., Мельников А.В., Могулкин А.И., Хартов С.А. Высоко-частотный ионный двигатель с четырехэлектродной ионно-оптической системой. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 4. EDN NELJOG

Пейсахович Олег Дмитриевич — аспирант, ведущий инженер-конструктор лаборатории Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: электроракетные двигатели, физика газового разряда и плазмы. e-mail: oleg_peysakhovich@mail.ru

Мельников Андрей Викторович — канд. техн. наук, заместитель начальника лаборатории Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: электроракетные двигатели, физика газового разряда и плазмы. e-mail: melnikov.andrey.sp@gmail.com

Могулкин Андрей Игоревич — канд. техн. наук, начальник лаборатории Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: электроракетные двигатели, физика газового разряда и плазмы. e-mail: revengard@yandex.ru

Хартов Сергей Анатольевич — д-р техн. наук, профессор кафедры 208, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: электроракетные двигатели, физика газового разряда и плазмы. e-mail: khartovsa@mai.ru

High-frequency ion thruster equipped with a four-electrode ion optical system

© O.D. Peysakhovich^{1,2}, A.V. Melnikov^{1,2},
A.I. Mogulkin¹, S.A. Khartov^{1,2}

¹Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, 125993, Russian Federation

²Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, 125993, Russian Federation

The dual-mode electric rocket engines are attracting significant interest currently, as they are able to perform tasks requiring both the increased thrust and the increased specific impulse thrust. The increased thrust mode ensures the orbital tasks completion, when a flight with the minimum time expenditure is required, for example, in the orbit additional insertion and correction. The increased specific impulse thrust mode makes it possible to save the working fluid with a precise positioning and orientation in orbit. The paper presents results of assessing characteristics of a dual-mode high-frequency ion engine equipped with the four-electrode ion optical system. A feature of the considered engine configuration is an ability to operate in both the increased thrust mode and the increased specific impulse thrust mode while maintaining the total power consumption. The initial computation data includes results of the experimental study of the laboratory model characteristics of a high-frequency ion engine with a beam diameter of 80 mm and operating on the xenon.

Keywords: multi-mode electric rocket engine, ion optical system, high-frequency discharge, ion beam

REFERENCES

- [1] Grigoryan V.G. *Sistemy uskoreniya elektrosticheskih DLA* [Acceleration systems of the electrostatic aviation engines]. Moscow, MAI Publ., 1984, 35 p.
- [2] Loeb H.W. State of the art and recent developments of the radio frequency ion motors. In: *Proc. of the 7th Electric Propulsion Conference*, 3–5 March 1969, Williamsburg, Virginia, USA. AIAA-69-285.
- [3] Walker R., Bramanti C., Sutherland O., Boswell R., Charles C., Fearn D., Del Amo J.G., Frigott P.E., Orlandi M. Initial Experiments on a dual-stage 4-grid ion thruster for very high specific impulse and power. In: *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 09 July 2006 – 12 July 2006, Sacramento, California. <https://doi.org/10.2514/6.2006-4669>
- [4] Kuninaka H., Kajivara K. Overview of JAXA's activities on electrical propulsion. In: *Proc. of the 32nd International Electric Propulsion Conference*, 11–15 Sept. 2011, Wiesbaden, Germany.
- [5] Garner Ch., Rayman M., Brophy J., Mikes S. In-flight operation of the dawn ion propulsion system through the preparations for escape from Vesta. *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (2012), 20150008767, hdl: 2014/44986.
- [6] Lewis R.A., Perez Luna J., Coombs N., Guarducci F. Qualification of the T6 Thruster for BepiColombo. In: *Proceedings of the Joint Conference of the 30th International Symposium on Space Technology and Science 34th International Electric Propulsion Conference (IEPC) and 6th Nano-satellite Symposium*, Hyogo-Kobe, Japan, 2015. IEPC-2015-132/ISTS-2015-b-132.

- [7] Goebel D.M., Polk J.E., Sandler I., Mikellides I.G., Brophy J.R. Evaluation of 25-cm XIPS[®] thruster life for deep space mission applications. *The 31st International Electric Propulsion Conference*. University of Michigan, USA September 20–24, 2009. IEPC-2009-152.
- [8] Smirnova M., Mingo A., Schein J., Smirnov P., Bosch E., Massotti L. Test campaign on the novel variable ISP radio frequency mini ion engine IEPC-2019-A-574. *36th International Electric Propulsion Conference University of Vienna*. Vienna, Austria, September 15–20, 2019.
- [9] Kozhevnikov V.V., Melnikov A.V., Nazarenko I.P., Khartov S.A. Vysokochastotnyi ionnyi dvigatel s dopolnitelnoy magnitnoy sistemoy [Radio frequency ion thruster with additional magnetic system]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Energetika — Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering*, 2019, no. 3, pp. 40–51.
- [10] Ofitsialnyi sayt razrabotchika programmogo kompleksa IGUN [Official website of the IGUN software package developer]. Available at: <http://www.egun-igun.com/> (accessed August 28, 2025).

Peysakhovich O.D., Postgraduate, Leading Design Engineer of the Laboratory, Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: electric rocket engines, gas discharge and plasma physics. e-mail: oleg_peysakhovich@mail.ru

Melnikov A.V., Cand. Sc. (Eng.), Deputy Head of the Laboratory, Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: electric rocket engines, gas discharge and plasma physics. e-mail: melnikov.andrey.sp@gmail.com

Mogulkin A.I., Cand. Sc. (Eng.), Head of the Laboratory, Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: electric rocket engines, gas discharge and plasma physics. e-mail: revengard@yandex.ru

Khartov S.A., Dr. Sc. (Eng), Professor, Department 208, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: electric rocket engines, gas discharge and plasma physics. e-mail: khartovsa@mai.ru