

ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИЙ ИОННЫЙ УСКОРИТЕЛЬ С КОНТАКТНОЙ ИОНИЗАЦИЕЙ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

**О.Ю. Цыбин¹, С.Б. Макаров¹, Д.Б. Дюбо¹, Ю.В. Кулешов²,
П.С. Гончаров², В.В. Мартынов², Н.А. Шуневич²**

¹ Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,
Санкт-Петербург, Российская Федерация;

² Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,
Санкт-Петербург, Российская Федерация

Выполнены экспериментальные измерения ряда характеристик лабораторного образца электростатического ионного ускорителя (ЭИУ) с контактной ионизацией, предназначенного для электрических ракетных двигателей космических аппаратов. В крупногабаритной вакуумной камере ($2,4 \text{ м}^3$, 10^{-3} Па) в Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского были обеспечены необходимые физико-технологические процессы, параметры и режимы работы ЭИУ и использованы соответствующие методы и средства измерений. Выполнен теоретический анализ, в том числе методом компьютерного моделирования, особенностей конструкции ЭИУ, а также физических процессов и рабочих параметров. Установлено, что реализованные и тестируемые методы измерений, технологии и ионно-физические характеристики лабораторного образца ЭИУ соответствуют задачам разработки перспективных электрических ракетных двигателей.

Ключевые слова: вакуумная камера, компьютерное моделирование, ионизация, ионный поток, ионный ускоритель

Ссылка при цитировании: Цыбин О.Ю., Макаров С.Б., Дюбо Д.Б., Кулешов Ю.В., Гончаров П.С., Мартынов В.В., Шуневич Н.А. Электростатический ионный ускоритель с контактной ионизацией для перспективных электрических ракетных двигателей // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2020. Т. 13. № 2. С. 99–115. DOI: 10.18721/JPM.13208

Статья открытого доступа, распространяемая по лицензии CC BY-NC 4.0 (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>)

AN ELECTRICALLY POWERED ION ACCELERATOR WITH CONTACT IONIZATION FOR PERSPECTIVE ELECTRICALLY POWERED THRUSTERS

**O.Yu. Tsybin¹, S.B. Makarov¹, D.B. Dyubo¹, Yu.V. Kuleshov²,
P.S. Goncharov², V.V. Martynov², N.A. Shunevich²**

¹ Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, St. Petersburg, Russian Federation;

² Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky, St. Petersburg, Russian Federation

A number of characteristics of ionic and ion-plasma accelerators laboratory samples designed for electrically powered spacecraft propulsion have experimentally been studied. A large-sized vacuum chamber (2.4 m^3 , 10^{-3} Pa) made at the Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky provided the necessary physical and technological processes, methods and means of measurement, parameters and operation modes of the ionic accelerators with contact ionization. The samples' design features, physical processes and operating parameters were theoretically analyzed, including the use of computer simulation. The implemented and tested measuring methods, technologies and

ion-physical laboratory samples' characteristics were found to correspond to the tasks of developing the promising electrically powered spacecraft propulsion.

Keywords: vacuum chamber, experimental studies, computer simulation, ionization, ion beam, ion accelerator, electrically powered spacecraft propulsion

Citation: Tsybin O.Yu., Makarov S.B., Dyubo D.B., Kuleshov Yu.V., Goncharov P.S., Martynov V.V., Shunevich N.A., An electrically powered ion accelerator with contact ionization for perspective electrically powered thrusters, St. Petersburg Polytechnical State University Journal. Physics and Mathematics. 13 (2) (2020) 99–115. DOI: 10.18721/JPM.13208

This is an open access article under the CC BY-NC 4.0 license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>)

Введение

Ускоренные потоки ионов в вакууме широко используются в физических исследованиях, медицине, технологиях производства материалов и микроэлектроники, а также в электрических ракетных двигателях (ЭРД) космических летательных аппаратов [1 – 13]. В мировой науке признана необходимость систематизированного изложения физических проблем ЭРД [2 – 6, 14 – 17]. Недостаточные теоретические фундаментальные положения сдерживают совершенствование имеющихся и создание новых ЭРД. Актуальной задачей является разработка ЭРД нового поколения, в которых должны сочетаться альтернативные виды рабочего тела (РТ), эффективные конструктивные и эксплуатационные решения, высокая надежность, увеличенный срок службы, относительная простота и невысокая стоимость.

Типовые ЭРД представляют собой вакуумные электронно-механические устройства, в которых электромагнитная энергия преобразуется в механическую энергию реактивного движения. Для создания механического импульса движения используют рабочий цикл, включающий преобразование РТ в ионизованную парогазовую фазу, ускорение ионов с помощью электрической энергии с последующей нейтрализацией заряда ускоренных частиц и свободным расширением факела нейтрализованного вещества в космическое пространство. Основным условием достижения требуемой тяги является увеличение механического импульса массы РТ за счет повышения его массового расхода или скорости истечения.

Снижение расхода массы РТ в ЭРД принципиально основано на достижении высокой скорости реактивного факела от 50 до 100 км/с. При этом ЭРД имеют КПД от 50 % и выше, тогда как КПД химических двигателей составляет не более 35 %. Масса РТ на борту КА с ЭРД составляет 5 – 15 % начальной массы и до 70% и выше – для ракеты с химическим двигателем. Важнейшим отличительным преимуществом ЭРД является возможность его многократного управляемого включения в работу (10^6 раз и более) и большой срок службы (10 тыс. ч и более).

Современные ЭРД в основном представлены группой электростатических двигателей, в том числе ионных двигателей (ИД) с сеточными перфорированными электродами, а также плазменных двигателей с эффектом Холла, включающих стационарные плазменные двигатели (СПД), двигатели с анодным слоем (ДАС), торцевые холловские двигатели (ТХД) и многоступенчатые холловские двигатели [1 – 17].

Сеточные ИД имеют наиболее высокую эффективность (КПД составляет от 60 до 80 % и выше), большой удельный импульс от 2000 до 10000 с (определяется как скорость истечения РТ в окружающее пространство, деленная на ускорение свободного падения у поверхности Земли, приблизительно $9,8 \text{ м/с}^2$) при разности напряжений на сетках до 10 кВ и выше. Такие двигатели экономно расходуют топливо и имеют большое время жизни (от 10 до 12 лет эксплуатации в космическом полете).

Холловские двигатели конструктивно проще ионных сеточных и требуют меньшее



количество источников электропитания. В отличие от сеточных, в них используется магнитное поле для создания дрейфового движения электронов в направлении вектора $\vec{E} \times \vec{B}$, т.е. в направлении, перпендикулярном векторам магнитного и электрического полей. Такое движение заряженных частиц в вакууме можно отнести не к эффекту Холла (классический эффект Холла заключается в возникновении разности потенциалов в полупроводнике, помещенном в магнитное поле), а к известному с конца XIX века фильтру Вина с дрейфом электронов в скрещенных полях в вакууме. Принципы фильтра Вина были использованы впервые Дж. Томсоном в масс-анализаторах в начале XX века. В отечественной литературе и практике иногда обоснованно принято называть СПД по имени А.И. Морозова, доказавшего реальность получения пространственно-распределенного электростатического поля в плазме, что и лежит в основе функционирования СПД [2, 3].

В мировой практике за данными двигателями закрепилось название — двигатели с эффектом Холла или холловские двигатели. Эти ЭРД обеспечивают наиболее практически значимые и надежные параметры эксплуатации, создают несколько меньший импульс, чем ионные сеточные, но большую силу тяги при одинаковой потребляемой электрической мощности. Типовые параметры холловских двигателей (производство ОКБ «Факел», г. Калининград, Россия) в разных конфигурациях находятся в пределах энергетической цены тяги от 13 до 19 Вт/мН, при потреблении электрической мощности от 200 Вт до 2,5 кВт. При этом удельный импульс составляет от 1600 до 2500 с. Для сравнения в таблице приведены основные характеристики таких двигателей отечественного производства.

Холловским двигателем на ксеноне СПД-50 оснащены космические аппараты «Метеор», «Космос-1066», «Канопус-В», «БКА» и ряд других.

Добавим еще информацию для сравнения: отношение значений силы тяги к мощ-

ности электромагнитной волны в проектах «Солнечный парус», «Лазерный двигатель» или «Фотонный двигатель» составляет 3,33 и 6,67 мкН/кВт при падении прямого солнечного излучения или отраженного, соответственно.

В соответствии с фундаментальными законами физики, реактивное движение может быть реализовано в устройстве с излучением электромагнитного поля (ЭМП). При излучении ЭМП реактивная сила производит механическое давление на антенну, что было предсказано в 1873 году Дж. Максвеллом и экспериментально доказано П.Н. Лебедевым в 1899 году, а также подтверждено теоретически на основе уравнений Максвелла в рамках классической электродинамики для процессов на границе проводника.

При этом максимальное давление ЭМП на антенну приблизительно определяется из соотношения $F_{EMF} \approx 2 \cdot W / V_g$, где W , Вт — мощность излучения, свободно распространяющегося в пространство; V_g , м/с — групповая скорость волны (которая имеет значение, близкое к скорости света); коэффициент 2 появляется, когда падающая волна отражается и излучается в обратном направлении.

Для производства заметных значений ускорения силой примерно 1 Н требуется большая мощность волны — около 150 МВт.

Обычно в конструкции ЭРД наиболее сложным и критически значимым элементом считается ионизатор РТ [2, 3, 11 — 13, 16, 18]. Способ и характеристики ионизации РТ существенно определяют достижение требуемых механических параметров. Ионизатор должен обеспечивать по возможности более полную ионизацию РТ с тем, чтобы число нейтральных частиц, попадающих в ускоряющий промежуток, не превышало 10 — 20 % от общего количества частиц, выходящих из ионизатора. Заряды и массы всех ионов, как правило, должны быть одинаковыми, а число посторонних примесей минимальным. При этом необходимо обеспечить однородность процессов в камере объемной ионизации. Кроме того, энергия, потребляемая ионизатором, и его масса должны быть ми-

Таблица 1

Основные рабочие параметры холловских двигателей

Параметр	Единица измерения	Значение		
		СПД-50	СПД-70	СПД-РРТ
Тяга	мН	14,3	40	80
Удельный импульс	с	860	1450	1600
КПД	%	26	44	48
Мощность	Вт	220	650	1350

нимальными. Плотность тока на выходе из ионизатора должна соответствовать заданным режимам ионного ускорителя и двигателя в целом.

Основной способ ионизации в СПД и в сеточных ИД состоит в объемной ионизации электронами. Конструкция объемного ионизатора должна удовлетворять определенному комплексу требований. В частности, для газа частиц РТ, имеющих сечение ионизации σ и концентрацию n , размер L камеры ионизации должен превышать ионизационную длину λ пробега электрона в газе ($\lambda = 1/\sigma n$), т. е. $L > \lambda$.

Указанные условия должны сочетаться с большим жизненным ресурсом (порядка 10 тыс. ч), в течение которого необходимо обеспечивать безотказные управляемые включения в работу и стабильную ионизацию. Кроме ионизации электронами, способы объемной ионизации в СПД, ИД и опытных моделях двигателей включают разрядную, плазменную, лазерную, высокочастотную ионизацию и др. [2, 3, 14 – 16].

Высокую плотность силы тяги на локальных участках поверхности обеспечивает полевая ионизация с сильным локальным электрическим полем вблизи острых элементов, например, с РТ в виде жидкого металла: ртуть, магний, индий, цезий, цинк, галлий и др., а также электрораспылительные капиллярные, в которых частицы РТ находятся в коллоидном растворе. Полевые ионизаторы при использовании многоострой поверхности в ИД создают тягу около 10 мН при потреблении электрической мощности около 300 Вт. Коллоидные двигатели обеспечивают

импульс 2500 с, тягу силой 100 мкН, с энергетической ценой приблизительно 40 мН/кВт. У коллоидного двигателя объем камеры ионизации составляет 0,3 дм³, а КПД достигает 50 %. Однако, в силу высокой концентрации энергии, разрушающей микроскопические участки поверхности, такие конструкции не могут конкурировать с объемными электронными ионизаторами, особенно в части долговечности.

Можно сделать вывод о том, что в известных ЭРД широко используют самые многообразные способы ионизации, в том числе ионизацию и ускоренное движение заряженных частиц, получаемых из сжатых газов (азот, аргон, ксенон, криптон и т. п.), жидких металлов, а также коллоидных растворов органических веществ. Считается, что хорошие перспективы могут иметь испаряемые твердые вещества, например йод, тефлон и т. п. Несмотря на большой объем выполненных исследований, широкий перечень материалов РТ относится в основном к апробациям в лабораторных установках. В ЭРД, применяемых на космических аппаратах, в основном используется ксенон, что обусловлено рядом его преимуществ: химическая инертность, достаточно большие значения атомной массы и сечения ионизации, приемлемая энергия ионизации. Тем не менее, в связи с высокой стоимостью и ограничением ресурса, актуальна замена ксенона альтернативными РТ. Для альтернативного РТ необходима разработка соответствующей новой конструкции ЭРД.

В этой связи привлекает внимание полевая, или контактная ионизация,



распределенная по поверхности твердого тела [17 – 23]. Контактные источники с поверхностным ионизатором в виде пористой вольфрамовой пластины, сквозь которую пропускали пары цезия, были испытаны в электростатических ИД [2 – 6]. Однако этот опыт, по понятным теперь причинам, не был достаточно успешным, и работа не получила конструктивного продолжения.

В настоящее время, в связи с развитием теории и технологии пористых материалов, новый этап исследований поверхностной ионизации выглядит более обоснованным. В пористом материале вероятность туннелирования электронов и поверхностной ионизации может быть увеличена за счет новых материалов и технологий, нестационарных процессов, повышения энергии нейтральных частиц и электронов в веществе, а также неоднородности поверхности [12, 13, 16 – 23].

Для реализации новой разработки требуется большой объем экспериментальных исследований, проводимых в наземных лабораториях. Важное место в таких исследованиях должны занимать поверхностная ионизация в сочетании с реализацией и диагностикой комплекса ионно-плазменных процессов.

Наземные испытания образцов ЭРД космических аппаратов в процессе их разработки осуществляются в вакуумных установках большого объема с высокой скоростью откачки. К ним относится установка ВУ-М с вакуумным объемом $2,4 \text{ м}^3$ и давлением 10^{-3} Па , созданная в Военно-космической академии (ВКА) имени А.Ф. Можайского [24, 25].

С использованием данной установки проведен цикл совместных исследований рабочей группой из сотрудников двух организаций: ВКА имени А.Ф. Можайского и СПбПУ Петра Великого. Выполнены измерения характеристик и проведен теоретический анализ, в том числе методом компьютерного моделирования, физических процессов, а также рабочих параметров лабораторного образца ЭИУ с контактной ионизацией (далее в тексте – лабораторного образца) для электрических ракетных двигателей космических

аппаратов. В вакуумной камере были обеспечены необходимые физико-технологические процессы, параметры и режимы работы ЭИУ и использованы соответствующие методы и средства измерений. Определено, что реализованные и тестируемые ионно-физические характеристики лабораторного образца соответствуют задачам разработки перспективных электрических ракетных двигателей. В данной статье рассматриваются основные методики проведения исследования лабораторного образца, его этапы, полученные характеристики и результаты.

Методы исследования и аппаратура

Характеристика лабораторного образца.

Требуемые параметры лабораторного образца для тестирования были получены методом компьютерного моделирования, преимущественно с использованием пакета Computer Simulation Technology (CST) [26 – 30]. Указанный подход позволил получить размеры и форму электродов, а также вольтамперные характеристики (ВАХ) потока заряженных частиц в цепи инжектора и распределения скорости частиц и электрического поля по координатам в объеме ускорителя. Дополнительно применялись новые физические и технологические решения, а также ионно-механический алгоритм, с помощью которого вычисляли силу тяги в различных сечениях ускорителя при варьировании рабочих режимов [31 – 35]. Изменялись значения следующих параметров лабораторного образца:

- электрическое напряжение ускорения ионов,
- дрейфовый ионный ток ускорителя,
- коэффициент ионизации инжектируемого парового потока,
- коэффициент нейтрализации ускоренного ионного потока,
- сила давления факела.

На основе полученных значений вычислялись основные эксплуатационные параметры разрабатываемого лабораторного образца.

Блок-схема лабораторного образца в виде одноступенчатого линейного ускорителя

прямого действия и электрическая схема измерений представлены на рис. 1. Принцип работы лабораторного образца для случая получения в ионизаторе катионов следующий. Рабочее тело *1* подается в ионизатор *2*. В ионизаторе РТ ионизируется, и катионы инжектируются в ускорительный зазор *4* между электродами-формирователями электрического поля *3* и *6*. В нем формируется дрейфовый ток *5* ускоряемых катионов. Катионы притягиваются кулоновской силой к электроду-формирователю электрического поля *6*, находящемуся под отрицательным потенциалом. За счет этого создаются ускорение катионов и сила тяги. Ускоренные катионы нейтрализуются в нейтрализаторе *7*, после чего силу тяги больше не создают,

и расширяются в вакуумный объем в виде факела *8*. Электрическая энергия источника *10* вкладывается в ионный поток в зазоре *4*, и затем в виде кинетической энергии потока нейтральных частиц уносится факелом. Для измерения импульса нейтральных частиц в факеле используется измеритель *9*.

На рис. 3 показан лабораторный образец, соответствующий схеме на рис. 2.

Конструкция лабораторного образца основана на поверхностной, или контактной ионизации в модуле инжекции потока ионов в ускорительную секцию. Ионизация с образованием положительно или отрицательно заряженных частиц происходит за счет туннелирования электрона от нейтральной частицы к поверхности или

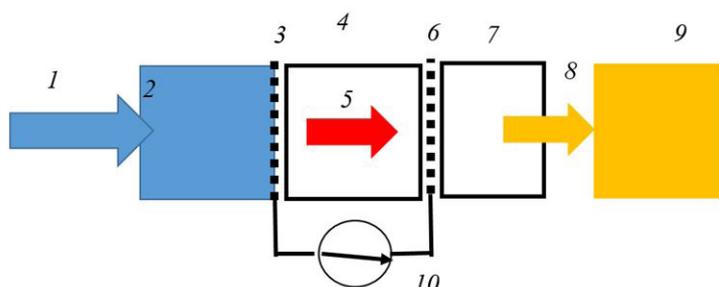


Рис. 1. Блок-схема лабораторного образца и электрическая схема измерений (при получении катионов):

1 – газовый поток РТ; *2* – ионизатор; *3, 6* – электроды-формирователи электрического поля; *4* – ускорительный зазор; *5* – дрейфовый ток ионов в ускорительном зазоре; *7* – нейтрализатор; *8* – факел нейтральных частиц; *9* – измеритель импульса факела; *10* – источник ЭДС

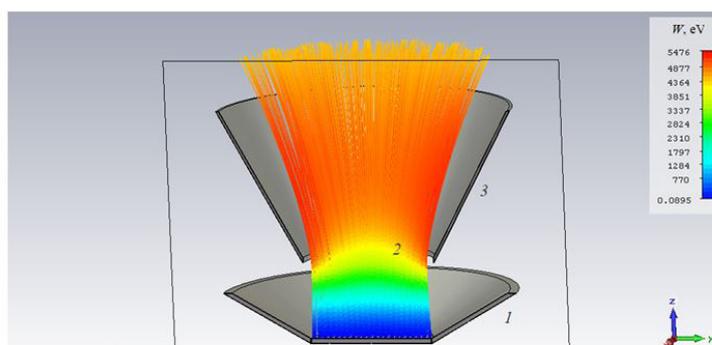


Рис. 2. Схематическое изображение лабораторного образца с траекториями ионов в ускорительном зазоре, полученного в результате компьютерного CST-моделирования (область расчета выделена прямоугольником):

1 – электрод с ионизатором, *2* – ионно-плазменный поток, *3* – электрод-формирователь электрического поля; цветовая шкала отражает энергетический спектр плазмы

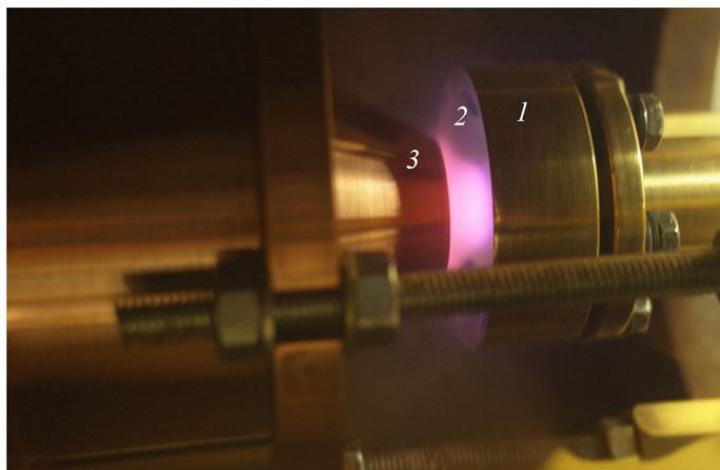


Рис. 3. Фотография тестируемого лабораторного образца (см. рис. 2):
1 – электрод с ионизатором,
2 – ионно-плазменный поток, 3 – электрод-формирователь электрического поля

в обратном направлении. В лабораторном образце использован структурированный микропористый газовый распределитель-ионизатор с плоской электропроводящей пластиной (поз. 1 на рис. 3), изготовленный в соответствии с описанием, представленным в работе [23]. Кроме эффективной генерации ионного потока и плазмы, такая форма пространственно-развитой поверхности ионизатора позволила реализовать фокусировку ионного потока в электростатическом поле ускорителя. Электроды 1 и 3 (см. рис. 3) изготовлены из меди. Диаметр газового распределителя-ионизатора составлял 25 мм, межэлектродный зазор между указанными электродами устанавливали в пределах от 2 до 20 мм.

Измеряемые значения параметров лабораторного образца сравнивали с полученными результатами компьютерного моделирования, а также с известными типовыми значениями параметров современных ЭРД.

Исследовательская вакуумная установка. При испытаниях лабораторного образца в крупногабаритной исследовательской вакуумной установке ВУ-М были обеспечены необходимые параметры процессов и режимов работы, технических средств и технологий [22 – 23].

При проведении испытаний измеряли параметры ионных и ионно-плазменных процессов, в том числе значения следующих величин:

- электрическое напряжение на электродах;
- электрические токи в цепях электродов;
- массовый расход РТ, поступающего в ионизатор;
- характеристики излучений в видимом диапазоне;
- механическая сила тяги, создаваемой факелом частиц.

Измерения выполнялись при подаче на лабораторный образец непрерывного или импульсного высоковольтного напряжения. Измеряемые значения параметров лабораторного образца сравнивали как с теоретическими, так и с типовыми значениями известных параметров существующих и разрабатываемых ионных двигателей.

Лабораторный образец устанавливали в приборный отсек, подключенный к вакуумной камере ВУ-М объемом 2,4 м³ через шиберный затвор (рис. 4).

Приборный отсек представляет собой металлическую конструкцию в форме цилиндра с объемом около 0,03 м³. Между фланцем и цилиндрическим корпусом установлен шиберный затвор. Такое техническое решение

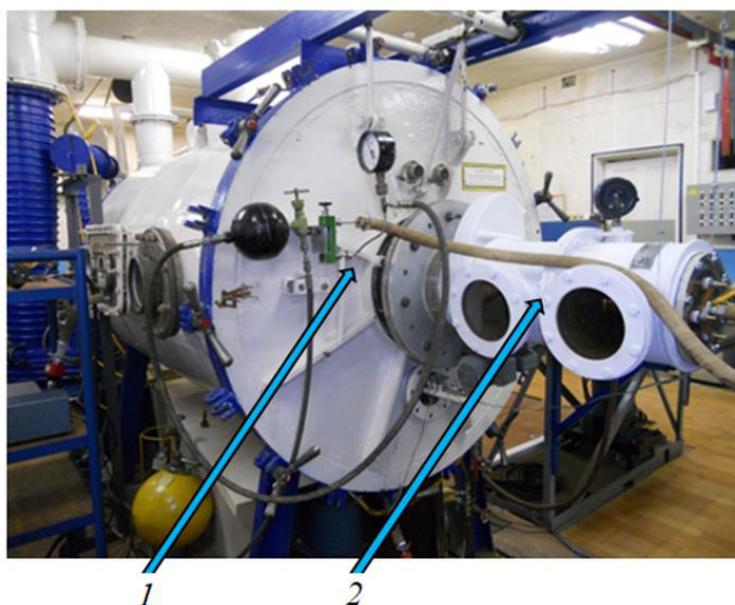


Рис. 4. Фотография основной вакуумной камеры ВУ-М (1) с приборным отсеком (2)

позволяет осуществлять оперативный доступ к лабораторному образцу. При этом в вакуумной камере сохраняется вакуум. Приборный отсек оснащен двумя прозрачными окнами для регистрации оптического излучения, и торцевым фланцем для крепления лабораторного образца, высоковольтных вводов и штуцера для подачи РТ. Измерение силы тяги, создаваемой факелом, осуществляется с помощью баллистического маятника, установленного в приборном отсеке.

Схема вакуумной установки ВУ-М представлена на рис. 5. При испытаниях установка обеспечивает требуемое вакуумное разрежение в камере, а также в приборном отсеке при подаче РТ.

В состав вакуумной установки ВУ-М входят: два паромасляных бустерных насоса НВБМ-5;

паромасляный диффузионный насос НВДМ-400;

турбомолекулярный насос ТМН-500;

система трубопроводов с запорными вентилями и затворами;

манометрические преобразователи контроля вакуума;

форвакуумная система, включающая механические насосы, систему трубопроводов с запорными вентилями и затворами, а также

манометрические преобразователи контроля вакуума;

контрольно-измерительная аппаратура.

Параметры вакуумной установки ВУ-М: давление остаточных газов (без напуска рабочего газа) – не выше 10^{-3} Па;

давление при напуске РТ – не выше 10^{-2} Па;

время откачки от атмосферного давления воздуха до уровня давления остаточных газов ниже 10^{-3} Па – не более 4 ч.

Входящие в состав установки ВУ-М высоковакуумные насосы обеспечивают общую производительность около $18 \text{ м}^3/\text{с}$ при давлении 10^{-1} Па, что позволяет при подаче РТ в лабораторный образец обеспечивать остаточное давление в вакуумной камере, необходимое для свободного пролета ионами ускорительного зазора.

Измерение и регулирование массового расхода подаваемого РТ осуществлялось с помощью ротаметра РС-3А. Значения массовых расходов различных РТ, используемых в экспериментах (сжатый воздух, гелий, аргон и др.), устанавливали в диапазоне $0,5 - 15 \text{ мг/с}$. Верхний предел измерения для воздуха составлял $0,06 \text{ м}^3/\text{ч}$, погрешность измерения – не более $\pm 4,0 \%$ от этого значения.

Градуировку ротаметра осуществляли по

атмосферному воздуху; для измерения расходов РТ производили перерасчет по формуле

$$Q_{wm} = Q_{a.gr} \sqrt{\frac{\rho_{a.gr}}{\rho_{wm}}}, \quad (1)$$

где $Q_{a.gr}$, м³/ч, – расход воздуха при градуировке; $\rho_{a.gr}$, кг/м³, – плотность воздуха при градуировке; ρ_{wm} , кг/м³, – плотность РТ при напуске в вакуумную камеру.

Массовый расход рабочего тела \dot{m} на входе в ионизатор определяли из соотношения:

$$\dot{m} = \dot{m}_{wm} = Q_{wm} \rho_{wm} = Q_{a.gr} \sqrt{\rho_{a.gr} \rho_{wm}}. \quad (2)$$

В процессе экспериментальных исследований измеряли одновременно массовый расход РТ и ионный ток в цепи инжектора в ускорительном зазоре, что позволяло определять коэффициент ионизации атомов РТ в потоке газа с помощью соотношения

$$K_i(\dot{m}, I) = [(e\dot{m}/\mu I) - 1]^{-1} \quad (3)$$

где \dot{m} , мг/с, – массовый расход; I , А, – ионный ток; μ , мг, – масса иона; e , Кл, – заряд электрона.

Коэффициент ионизации зависит от геометрических и физических параметров лабораторного образца.

Приближенная оценка значения механической силы тяги основана на формальном учете механического импульса факела:

$$F_T(z=d) = \frac{dm}{dt} \cdot v = \sqrt{\frac{2\mu U_d}{q}} \cdot I,$$

где U_d , В, – напряжение; q , Кл, – заряд иона; v , м/с, – скорость ионов на выходе из зазора, d , мм, – ширина зазора.

В этом выражении не учитываются упругие взаимодействия ионов с нейтралами, резонансная перезарядка, радиационные потери и рассеяние ионов в ускорительном модуле, поэтому данная формула использовалась только для первичной грубой оценки.

Мощность источника питания неподвижного лабораторного образца преобразуется в

мощность дрейфового движения ионов в зазоре, тепловые и радиационные потери. Механические свойства неподвижного лабораторного образца на стенде по потребляемой мощности источника питания соответствуют режиму холостого хода, в котором энергия движения устройства равна нулю.

Результаты измерений и их обсуждение

При подаче постоянного напряжения от 0 до 5 кВ на электроды лабораторного образца при нулевом потоке РТ, разрядные явления (пробой) отсутствовали, измеряемые токи в цепях ускорительного модуля были близки к нулевым значениям.

При подаче напряжения и РТ запуск лабораторного образца в рабочий режим происходил практически безынерционно. Измеряемый ток в цепи электрода (поз. 3 на рис. 1) достигал максимальных значений до 1 А в зависимости от типа РТ, значений напряжения (до 5 кВ) и массового расхода. Для различных РТ порог включения (среднее значение напряженности электрического поля в ускорительном зазоре) составлял приблизительно от 250 до 500 В/см. Одновременно наблюдалось яркое свечение сфокусированного потока, обусловленное, как обычно в подобных устройствах, зарядовой и энергетической релаксацией ионов в потоке. Свечение было равномерно распределенным по поверхности плоской микроструктурированной пластины, стабильным и неизменным в течение времени непрерывного испытания. В частности, видимое излучение из ускорительного зазора лабораторного образца (см. рис. 3) получено при напуске осушенного воздуха в режиме генерации отрицательных ионов. Подобные результаты получены также для других РТ.

Типовые экспериментальные и их экстраполирующие характеристики в виде зависимостей ионного тока в цепи электрода с ионизатором от приложенного постоянного напряжения при разных значениях массового расхода РТ, а также за-

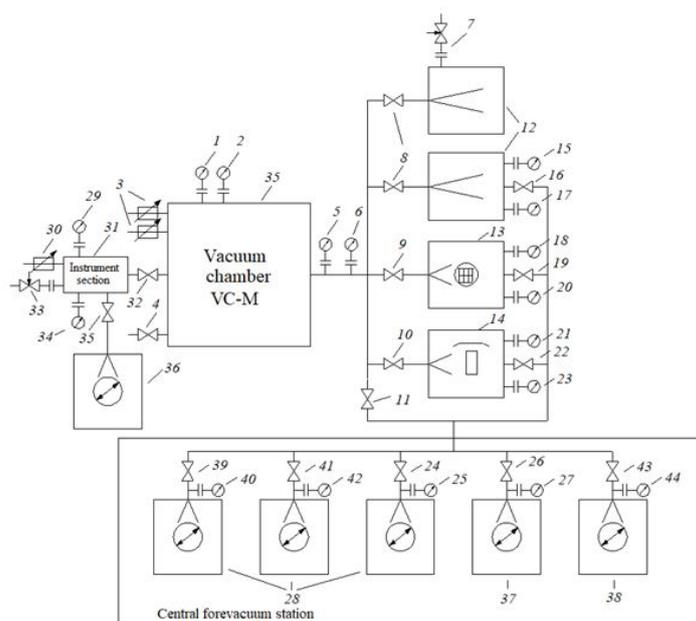


Рис. 5. Схема вакуумной установки ВУ-М:

- 1, 5, 15, 18, 21, 25, 27, 29, 40, 42, 44 – термопарные манометрические преобразователи типа ПМТ-2;
 2, 6, 17, 20, 23, 34 – ионизационные манометрические преобразователи типа ПМИ-2;
 3, 30 – электрические вводы; 7, 33 – натекатели; 4, 8 – 11, 16, 19, 22, 24, 26, 32, 35, 39, 41, 43 – клапаны;
 12 – высоковакуумные паромасляные бустерные насосы НВБМ-5;
 13 – высоковакуумный турбомолекулярный насос ТМН-500;
 14 – высоковакуумный паромасляный диффузионный насос НВДМ-400;
 28 – форвакуумные насосы с масляным уплотнением ВН-6Г; 31 – приборный отсек;
 35 – вакуумная камера ВК-М; 36 – форвакуумный насос с масляным уплотнением ВН-461М;
 37 – форвакуумный насос с масляным уплотнением ВН-6Гм; 38 – форвакуумный насос с масляным уплотнением ВН-7

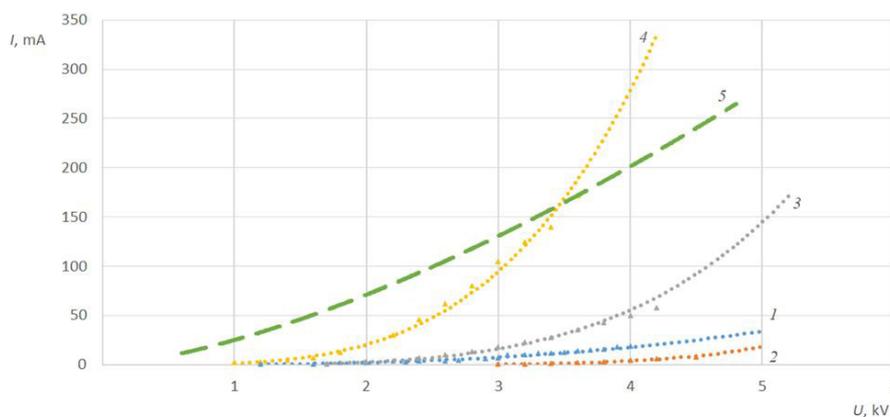


Рис. 6. Типовые экспериментальные вольтамперные характеристики

(точки) потока отрицательных ионов в цепи инжектора и их экстраполирующие кривые (линии) для разных РТ и значениях их массового расхода \dot{m} :

- 1 – воздух, $\dot{m} = 8$ мг/с; 2 – 4 – элегаз SF_6 , $\dot{m} = 3, 6$ и 9 мг/с соответственно. Приведены для условий $d = 16$ мм, $h = 4$ мм (1 – 4); 5 – теоретическая кривая, полученная методом CST-моделирования для условий, соответствующих зависимости 4. Экстраполирующие степенные зависимости сведены в табл. 2.



висимости коэффициента ионизации от массового расхода РТ представлены на рис. 6 и 7. Данные получены для двух расстояний между электродами d и двух значений толщины микропористой пластины h . Для сравнения с экспериментальными данными на рис. 6 приведена кривая 5 – теоретическая зависимость, полученная методом CST-моделирования для условий, соответствующих экспериментальной зависимости 4. Экстраполирующие степенные зависимости сведены в табл. 2.

Согласно виду экстраполирующих степенных зависимостей, теоретическая вольт-амперная характеристика 5 на рис. 6 компьютерной модели (см. рис. 2) соответствует кинетической ионной модели, соответствующей закону «степени 3/2» Чайльда – Ленгмюра. Экспериментальные кривые, полученные в широком диапазоне режимов, однако, имели существенные различия и особенности в отношении возрастания тока. Это указывает на влияние ионно-плазменных явлений, в том числе сильных радиационных эффектов, столкновений, нейтрализацию и резонансную перезарядку частиц. Наряду с этим, процессы в целом имели квазистационарный характер и не сопровождалась неконтролируемыми разрядными явлениями. Типовые зависимости коэффициента ионизации от массового расхода РТ (рис. 7), вычисленные на основании экспериментальных кривых по формуле (3), соответствуют приблизительно линейному нарастанию эффектов плазмообразования в

широком диапазоне параметров.

Заключение

Таким образом, в вакуумной установке ВУ-М были обеспечены необходимые физико-технологические процессы, параметры и режимы работы лабораторного образца и использованы соответствующие методы и средства измерений, а также выполнены вакуумные условия при подаче различных РТ (воздух, гелий, аргон и др.) при массовых расходах в диапазоне от 0,5 до 15 мг/с.

Измерения и анализ характеристик лабораторного образца подтвердили, что значения расчетных и экспериментальных ионно-физических характеристик испытанного лабораторного образца удовлетворяют требованиям, предъявляемым к существующим и перспективным ЭРД. Для испытанного лабораторного образца характерны следующие свойства:

- усиленная поверхностная ионизация;
- ионный и ионно-плазменный биполярные режимы;
- равномерное распределение излучения и температуры по развитой поверхности инжектора;
- практически безынерционный запуск ионной инжекции.

При этом установлена возможность применения различных РТ, альтернативных ксенону.

Установлено, что реализованные и тестируемые ионно-физические характеристики

Таблица 2
Экстраполирующие функции
для вольтамперных характеристик на рис. 6

Номер кривой	Зависимость $I(U)$
1	$I_1 = 0,3244U^{2,8949}$
2	$I_2 = 0,0004U^{6,7266}$
3	$I_3 = 0,1466U^{4,2848}$
4	$I_4 = 25,178U^{1,5000}$

Примечание. Приведенные функции относятся исключительно к данным на рис. 6

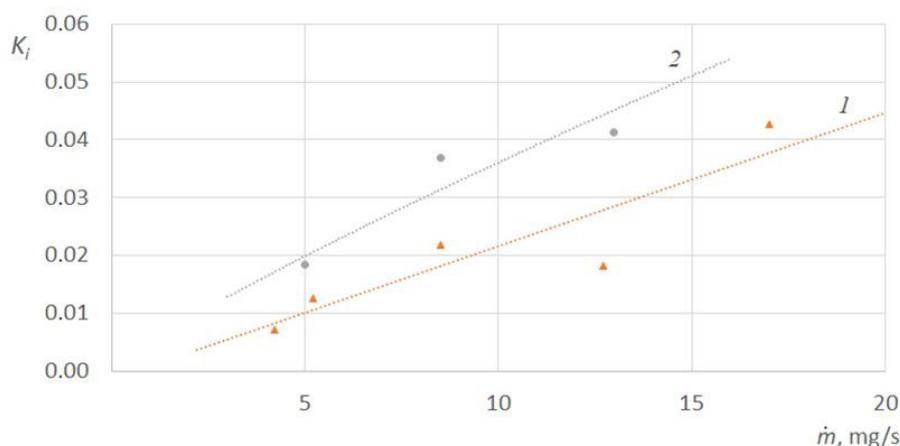


Рис. 7. Типовые зависимости коэффициента ионизации от массового расхода РТ (см. формулу (3)) для двух значений приложенного напряжения U , кВ: 2,5 (1) и 3,0 (2); РТ – элегаз SF_6 , $d = 12$ мм, $h = 3$ мм

лабораторного образца с контактной ионизацией могут соответствовать задачам разработки перспективных электрических ракетных двигателей.

Предполагается, что разрабатываемая конструкция лабораторного образца в новом физико-технологическом исполнении с указанными характеристиками будет представлять

интерес для разработчиков перспективных ЭРД. В целом, вакуумная установка ВУ-М, ее измерительные и технологические возможности, а также испытанная конструкция лабораторного образца создают значительный задел для дальнейших целенаправленных исследований и разработки перспективных электрических ракетных двигателей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Плазменные и электростатические ракетные двигатели. Пер. с англ. Под ред. Д.В. Разевига. М.: Изд-во иностр. лит-ры, 1962, 170 с.
2. Морозов А.И. Плазменные ускорители и ионные инжекторы. М.: Наука, 1984. 269 с.
3. Морозов А.И. Физические основы космических электрореактивных двигателей. Т. 1. Элементы динамики потоков в ЭРД. М.: Атомиздат, 1978. 328 с.
4. Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П. Электрические ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1975, 272 с.
5. Фаворский О.Н., Фишгойт В.В., Янговский Е.И. Основы теории космических электрореактивных двигательных установок. М.: Высшая школа, 1978. 384 с.
6. Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов. Под ред. акад. РАН А.С. Коротеева. М.: Машиностроение, 2008. 280 с.
7. Гусев Ю.Г., Пильников А.В. Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе // Труды МАИ (электронный журнал). 2012. Вып. № 60. С. 1–20. Режим доступа: www.mai.ru/science/trudy/.
8. Гопанчук В.В., Потапенко М.Ю. Электрореактивные двигатели для малых космических аппаратов // Вестник Балтийского федерального университета им. И. Канта. 2012. Вып. 4. С. 60–67.
9. Aston G. High efficiency ion beam accelerator system // Review of Scientific Instruments. 1981. Vol. 52. No. 9. Pp. 1325–1327.
10. Hassan A., Elsaftawy A., Zakhary S.G. Analytical studies of the plasma extraction electrodes and ion beam formation // Nuclear Instruments and Methods in Physics Research. A.



2008. Vol. 586. No. 2. Pp. 148–152.

11. **Goebel D.M., Katz I.** Fundamentals of electric propulsion ion and Hall thrusters. Hoboken, New Jersey, USA: John Wiley & Sons, 2008. Ch. 1, 6 and 7.

12. **Mazouffre S.** Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches // *Plasma Sources Sci. Technol.* 2016. Vol. 25. No. 3. P. 033002.

13. **Kaufman H.R.** Technology of electron-bombardment ion thrusters // *Advances in Electronics and Electron Physics*. Vol. 36. Ed. by L. Marton, New York: Academic Press, 1975. Pp. 265–373.

14. **Charles C.** Plasmas for spacecraft propulsion // *J. Phys. D: Applied Phys.* 2009. Vol. 42. No. 16. P. 163001.

15. **King J.G., Zacharias J.R.** Some new applications and techniques of molecular beams // *Advances in electronics and electron physics*. Vol. 8. Ed. by L. Marton. New York: Academic Press, 1956. Pp. 1–88.

16. **Kaminsky M.** Atomic and ionic impact phenomena on metal surfaces. New York: Springer Verlag, 1965. 402 p.

17. **Alton G.D.** Characterization of a cesium surface ionization source with a porous tungsten ionizer. I // *Review of Scientific Instruments*. 1988. Vol. 59. No. 7. Pp. 1039–1044.

18. **Datz S., Taylor E.H.** Ionization on platinum and tungsten surfaces. I. The alkali metals // *Journal of Chemical Physics*. 1956. Vol. 25. No. 3. Pp. 389–394.

19. **Dresser M.J.** The Saha – Langmuir equation and its application // *Journal of Applied Physics*. 1968. Vol. 39. No. 1. Pp. 338–339.

20. **Зандберг Э.Я.** Поверхностно-ионизационное детектирование частиц (Обзор) // *Журнал технической физики*. 1995. Т. 65. № 9. С. 1–38.

21. **Зандберг Э.Я., Ионов Н.И.** Поверхностная ионизация. М.: Наука, 1969. 432 с.

22. **Блашенко Н.М., Лаврентьев Г.Я.** Исследование неравновесной поверхностной ионизации методом полевой поверхностно-ионизационной масс-спектрометрии // *Успехи физических наук*. 2007. Т. 177. № 1. С. 59–85.

23. **Tsybin O.Yu., Tsybin Yu.O., Hakansson**

P. Laser or/and electron beam activated desorption of ions: a comparative study // *Desorption 2004, Papers of 10th International Conference*. Saint Petersburg, 2004. P. 61.

24. **Гончаров П.С., Кулешов Ю.В., Мартынов В.В., Цыбин О.Ю., Шуневич Н.А.** Вакуумная установка для огневых испытаний электрических ракетных двигателей // *Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского*. 2019. Вып. 668. С. 216–223.

25. **Гончаров П.С., Мартынов В.В., Пеньков М.М., Скутницкий В.М., Цыбин О.Ю., Шуневич Н.А.** Импульсный источник питания для проведения испытаний электрических ракетных двигателей // *Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского*. 2019. Вып. 668. С. 224–228.

26. **Kalentev O., Matyash K., Duras J., Luskow K.F., Schneider R., Koch N., Schirra M.** Electrostatic ion thrusters – towards predictive modeling // *Contributions to Plasma Physics*. 2014. Vol. 54. No. 2. Pp. 235–248.

27. **Lovtsov A.S., Kravchenko D.A.** Kinetic simulation of plasma in ion thruster discharge chamber. Comparison with experimental data // *Procedia Engineering*. 2017. Vol. 185. Pp. 326–331.

28. **Peng X., Keefert D., Ruytent W.M.** Plasma particle simulation of electrostatic ion thrusters // *Journal of Propulsion and Power*. 1992. Vol. 8. No. 2. Pp. 361–366.

29. **Kurushin A.** Basic course of design of microwave devices using CST Studio Suite. Moscow: One-Book, 2014. 433 p.

30. **Корушин А.А., Пластиков А.Н.** Проектирование СВЧ устройств в среде CST Microwave Studio. М.: Изд-во МЭИ, 2011. 155 с.

31. **Tsybin O.Y., Makarov S.B., Ostapenko O.N.** Jet engine with electromagnetic field excitation of expendable solid-state material // *Acta Astronautica*. 2016. Vol. 129. December. Pp. 211–213.

32. **Макаров С.Б., Цыбин О.Ю.** Ионный ракетный двигатель космического аппарата. Пат. № 2682962. Российская Федерация. МПК H05H1/54 (2006.01); F03H1/00 (2006.01); B64G1/00 (2006.01); заявитель и патентообладатель – Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего

образования «Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого» (ФГАОУВО «СПбПУ»). № 2018121762, заявл. 14. 06. 2018; опубл. 25.03. 2019. Бюлл. № 9. 17 с., с илл.

33. **Макаров С.Б., Цыбин О.Ю.** Мембранный ионно-плазменный ракетный двигатель космического аппарата. Патент № 2709231. Российская Федерация. МПК F03H 1/00 (2006.01); заявитель и патентообладатель – Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого» (ФГАОУВО «СПбПУ»). № 2018142412, заявл. 01.12.2018; опубл. 17.12.2019. Бюл. № 35.

34. **Дюбо Д.Б., Цыбин О.Ю.** Механические свойства ускорителя ионов для электроракетного двигателя космического аппарата // Неделя науки СПбПУ. 18 – 23 ноября 2019. Материалы научной конференции с международным участием. СПб.: Изд-во Политехнического университета, 2019. С. 144–147.

35. **Дюбо Д.Б., Цыбин О.Ю.** Компьютерная модель ускорителя ионов с контактной ионизацией для электроракетных двигателей космических летательных аппаратов // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2020. Т. 13. № 1. С. 78–91.

Статья поступила в редакцию 31.03.2020, принята к публикации 18.05.2020.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

ЦЫБИН Олег Юрьевич – доктор физико-математических наук, профессор Высшей инженерно-физической школы Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

195251, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29
otsybin@gphf.spbstu.ru

МАКАРОВ Сергей Борисович – доктор технических наук, профессор Высшей школы прикладной физики и космических технологий Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, главный научный сотрудник научной лаборатории «Космические телекоммуникационные системы» того же университета, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

195251, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29
makarov@cee.spbstu.ru

ДЮБО Дмитрий Борисович – аспирант Высшей инженерно-физической школы Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

195251, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29
doobinator@rambler.ru

КУЛЕШОВ Юрий Владимирович – доктор технических наук, профессор, заместитель начальника Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского по учебной и научной работе Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

197198, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Ждановская ул., 13
vka@mil.ru

ГОНЧАРОВ Павел Сергеевич – кандидат технических наук, доцент, начальник отдела (научно-исследовательского) Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

197198, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Ждановская ул., 13
vka@mil.ru



МАРТЫНОВ Виктор Васильевич – старший научный сотрудник лаборатории (научно-исследовательской) Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

197198, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Ждановская ул., 13
vka@mil.ru

ПУНЕВИЧ Николай Александрович – кандидат технических наук, начальник лаборатории (научно-исследовательской) Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

197198, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Ждановская ул., 13
vka@mil.ru

REFERENCES

1. Plazmennyye i elektrostatische raketnyye dvigateli [Plasma and electrically powered spacecraft propulsion], Ed. by D.V. Razevig, Foreign Literature Publishing, Moscow, 1962.
2. **Morozov A.I.**, Plazmennyye uskoriteli i ionnyye inzhektory [Plasma accelerators and ion injectors], Nauka, Moscow, 1984 (in Russian).
3. **Morozov A.I.**, Fizicheskie osnovy kosmicheskikh elektreaktivnykh dvigatelej. T. 1. Elementy dinamiki potokov v ERD [Physical foundations of electrically powered spacecraft propulsion. Vol. 1: Elements of flow dynamics in EPSP], M.: Atomizdat, Moscow, 1978 (in Russian).
4. **Grishin S.D., Leskov L.V., Kozlov N.P.**, Elektricheskie raketnyye dvigateli [Electrically powered spacecraft propulsion], Mashinostroenie, Moscow, 1975 (in Russian).
5. **Favorskij O.N., Fishgojt V.V., Yantovskij E.I.**, Osnovy teorii kosmicheskikh elektreaktivnykh dvigatel'nykh ustanovok [Fundamentals of the theory of electrically powered spacecraft propulsion setups], Vysshaya Shkola, Moscow, 1978 (in Russian).
6. **Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagayda A.A.**, Khollovskiye i ionnyye plazmennyye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov [Hall and ion plasma thrusters for spacecrafts], Ed. by Koroteyev A.S., Mashinostroyeniye, Moscow, 2008 (in Russian).
7. **Gusev Yu.G., Pilnikov A.V.**, The electric propulsion role and place within the Russian Space Program, Trudy MAI (Network scientific periodic publication) (60) (2012) 1–20. Access Mode: www.mai.ru/science/trudy/.
8. **Gopanchuk V.V., Potapenko M.Yu.**, Hall effect thrusters for small-sized spacecrafts, IKBFU's Vestnik. (4) (2012) 60–67.
9. **Aston G.**, High efficiency ion beam accelerator system, Review of Scientific Instruments. 52 (9) (1981) 1325 – 1327.
10. **Hassan A., Elsaftawy A., Zakhary S.G.**, Analytical studies of the plasma extraction electrodes and ion beam formation, Nuclear Instruments and Methods in Physics Research, A. 586 (2) (2008) 148–152.
11. **Goebel D.M., Katz I.**, Fundamentals of electric propulsion ion and Hall thrusters, John Wiley & Sons, Hoboken, New Jersey, USA, 2008, Ch. 1, 6 and 7.
12. **Mazouffre S.**, Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches, Plasma Sources Sci. Technol. 25 (3) (2016) 033002.
13. **Kaufman H.R.**, Technology of electron-bombardment ion thrusters, In the book: Advances in electronics and electron physics. Vol. 36. Ed. by L. Marton, Academic Press, New York (1975) 265–373.
14. **Charles C.**, Plasmas for spacecraft propulsion, J. Phys. D: Applied Phys. 42 (16) (2009) 163001.
15. **King J.G., Zacharias J.R.**, Some new applications and techniques of molecular beams, Advances in electronics and electron physics, Vol. 8, Ed. by L. Marton, Academic Press, New York (1956) 1–88.
16. **Kaminsky M.**, Atomic and ionic impact phenomena on metal surfaces, Springer Verlag, New York, 1965.

17. **Alton G.D.**, Characterization of a cesium surface ionization source with a porous tungsten ionizer. I, Review of Scientific Instruments. 59 (7) (1988) 1039–1044.
18. **Datz S., Taylor E.H.**, Ionization on platinum and tungsten surfaces. I. The alkali metals, Journal of Chemical Physics. 25 (3) (1956) 389–394.
19. **Dresser M.J.**, The Saha – Langmuir equation and its application, Journal of Applied Physics. 39 (1) (1968) 338–339.
20. **Zandberg E.Ya.**, Surface-ionization detection of particles (Review), Technical Physics. 40 (1995) 865–890.
21. **Zandberg E. Ya., Ionov N.I.**, Poverhnostnaya ionizatsiya [Surface ionization], Nauka, Moscow, 1969 (in Russian).
22. **Blashenkov N.M., Lavrent'ev G.Ya.**, Surface-ionization field mass-spectrometry studies of nonequilibrium surface ionization, Phys. Usp. 50 (1) (2007) 53–78.
23. **Tsybin O.Yu., Tsybin Yu.O., Hakansson P.**, Laser or/and electron beam activated desorption of ions: a comparative study, In: Desorption 2004, Papers of 10th International Conference, Saint Petersburg (2004) 61.
24. **Goncharov P.S., Kuleshov Yu.V., Martynov V.V., et al.**, Vacuum equipment for fire tests of electric rocket engines, Proceedings of the Military Space Academy Named after A.F. Mozhaisky, St. Petersburg. (668) (2019) 216–223.
25. **Goncharov P.S., Martynov V.V., Pen'kov M.M., et al.**, Switching power supply for fire tests of electric rocket engines, Proceedings of the Military Space Academy Named after A.F. Mozhaisky, St. Petersburg. (668) (2019) 224–228.
26. **Kalentev O., Matyash K., Duras J., et al.**, Electrostatic ion thrusters – towards predictive modeling, Contributions to Plasma Physics. 54(2) (2014) 235–248.
27. **Lovtsov A.S., Kravchenko D.A.**, Kinetic simulation of plasma in ion thruster discharge chamber. Comparison with experimental data, Procedia Engineering. 185 (2017) 326–331.
28. **Peng X., Keefert D., Ruytent W.M.**, Plasma particle simulation of electrostatic ion thrusters, Journal of Propulsion and Power. 8 (2) (1992) 361–366.
29. **Kurushin A.**, Basic course of design of microwave devices using CST Studio Suite, One-Book, Moscow, 2014.
30. **Kurushin A.A., Plastikov A.N.**, Proyektirovaniye SVCh ustroystv v srede CST Microwave Studio [Design of microwave devices in CST Microwave Studio], MEI Press, 2011.
31. **Tsybin O.Y., Makarov S.B., Ostapenko O.N.**, Jet engine with electromagnetic field excitation of expendable solid-state material, Acta Astronautica. 129 (December) (2016) 211–213.
32. **Makarov S.B., Tsybin O.Yu.**, Ionic rocket engine of spacecraft, Pat. No. 2682962, Russian Federation, MPK H05H1/54 (2006.01); F03H1/00 (2006.01); B64G1/00 (2006.01); Federalnoe gosudarstvennoe avtonomnoe obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego obrazovaniya "Sankt-Peterburgskij Politekhnikeskij Universitet Petra Velikogo" (FGAOUVO "SPbPU") is a declarant and patentee. No. 2018121762, declar. 14. 06. 2018; publ. 25.03. 2019, Bull. No. 9, 17 p.
33. **Makarov S.B., Tsybin O.Yu.**, Diaphragm ion plasma thruster for spacecraft, Pat. No 2709231, Russian Federation, MPK F03H 1/00 (2006.01); Federalnoe gosudarstvennoe avtonomnoe obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego obrazovaniya "Sankt-Peterburgskij Politekhnikeskij Universitet Petra Velikogo" (FGAOUVO "SPbPU"). No 2018142412, declar. 01.12.2018; publ. 17.12.2019. Bull. № 35.
34. **Dyubo D.B., Tsybin O.Yu.**, Mekhanicheskie svojstva uskoritelya ionov dlya elektroraketnogo dvigatelya kosmicheskogo apparata [Mechanical properties of an ion accelerator for an electrically powered spacecraft propulsion of a spacecraft], In: Proceedings of the Science Conference with International Participation "Nedelya nauki SPbPU [Scientific Week at SPbPU]", November 18–23 (2019) 144–147.
35. **Dyubo D.B., Tsybin O.Yu.**, The contact ionization ion accelerator for the electrically powered spacecraft propulsion: a computer model // St. Petersburg State Polytechnical University Journal. Physics and Mathematics. 2020. Vol. 13. No. 1. Pp. 78–91.

Received 31.03.2020, accepted 18.05.2020.

THE AUTHORS**TSYBIN Oleg Yu.**

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University

29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russian Federation

otsybin@rphf.spbstu.ru

MAKAROV Sergey B.

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University

29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russian Federation

makarov@cee.spbstu.ru

DYUBO Dmitry B.

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University

29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russian Federation

doobinator@rambler.ru

KULESHOV Yuri V.

Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky

13 Zhdanovskaya St., St. Petersburg, 197198, Russian Federation

vka@mil.ru

GONCHAROV Pavel S.

Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky

13 Zhdanovskaya St., St. Petersburg, 197198, Russian Federation

vka@mil.ru

MARTYNOV Viktor V.

Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky

13 Zhdanovskaya St., St. Petersburg, 197198, Russian Federation

vka@mil.ru

SHUNEVICH Nikolay A.

Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky

13 Zhdanovskaya St., St. Petersburg, 197198, Russian Federation

vka@mil.ru