

DOI: 10.18721/JPM.13107
УДК 621.455.4; 621.455.34

КОМПЬЮТЕРНАЯ МОДЕЛЬ УСКОРИТЕЛЯ ИОНОВ С КОНТАКТНОЙ ИОНИЗАЦИЕЙ ДЛЯ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Д.Б. Дюбо, О.Ю. Цыбин

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

С целью исследования физических процессов и расчета механических сил в ускорителе ионов, построен аналитический электродинамический алгоритм, объединенный с компьютерным моделированием электромагнитного поля и траекторий заряженных частиц. В качестве примера рассмотрены компьютерные модели ускорителей ионов с поверхностной или контактной ионизацией в области инжекции. Созданный теоретический аппарат позволит оценивать предполагаемые конструкторские решения и параметры разрабатываемых электроракетных двигателей космических летательных аппаратов, сравнивать применение в них различных рабочих веществ.

Ключевые слова: компьютерное моделирование, ионизация, ионный поток, ионный ускоритель, электроракетный двигатель

Ссылка при цитировании: 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. DOI: 10.18721/JPM.13107

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

THE CONTACT IONIZATION ION ACCELERATOR FOR THE ELECTRICALLY POWERED SPACECRAFT PROPULSION: A COMPUTER MODEL

D.B. Dyubo, O.Yu. Tsybin

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

An analytical electrodynamic algorithm has been developed in order to study physical processes and calculate mechanical forces in an ion accelerator. This algorithm is combined with computer simulation of the electromagnetic field and charged particles' trajectories. Computer models of ion accelerators with surface or contact ionization in the injection region were considered as an example. Ultimately, the created theoretical apparatus makes it possible to evaluate the proposed engineering solutions and diagnostic parameters of electric spacecraft propulsions as well as to compare the applicability of various working agents inside.

Keywords: computer modeling, ionization, ion beam, ion accelerator, electrically powered spacecraft propulsion

Citation: Dyubo D.B., Tsybin O.Yu., The contact ionization ion accelerator for the electrically powered spacecraft propulsion: a computer model, St. Petersburg Polytechnical State University Journal. Physics and Mathematics. 13 (1) (2020) 78–91. DOI: 10.18721/JPM.13107

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 научных исследованиях, медицине, материаловедении, микроэлектронике, а также в технологии нанесения тонких пленок, очистке поверхности деталей и т. п. [1 – 5]. Большое значение ускорители ионов приобрели в космической технике, особенно для использования в электрических ракетных двигателях (ЭРД) космических летательных аппаратов [6 – 9]. В этом направлении накоплены значительные результаты фундаментальных научно-технических исследований [10 – 14], развита соответствующая теория [15 – 19], реализованы методы компьютерного моделирования [17 – 19].

Типичные ЭРД – это вакуумные ионные и ионно-плазменные устройства, в которых электромагнитная энергия на этапе ускорения ионов рабочего тела (РТ) преобразуется в механическую энергию ускоренного движения космического аппарата. Преимущественно используют два типа конструкций ускорителей ЭРД: ионные и ионно-плазменные [6, 10, 11]. Физику ЭРД представляет сложный комплекс явлений, включающий преобразование рабочего тела в парогазовую фазу, процессы ионизации, характеристики плазмы в камере ионизации, инжекцию плазмы и ионов в ускоритель и их ускорение, возникновение и параметры механических сил, процессы нейтрализации и перезарядки, экстракции и формирования диаграммы направленности факела. При выходе из ускорителя быстрые ионы должны быть нейтрализованы, что необходимо для предотвращения зарядки корпуса летательного аппарата и связанных с этим падением силы тяги и вторичных разрядных явлений. Факел нейтрализованных частиц выбрасывается в окружающее пространство с высокой скоростью – до десятков км/с, т. е. много выше, чем в химических реактивных двигателях. В практически значимых современных ЭРД в качестве РТ в основном используют сжатые газы, преимущественно ксенон. Однако ксенон относится к дефицитным и дорогим веществам, что требует его замены в перспективных массовых разработках двигателей. Новые ЭРД должны сочетать простую, надежную и долговечную конструкцию с более приемлемой стоимостью, работать на альтернативных видах РТ, эффективно создавать требуемую тягу, экономно расходовать запасенное рабочее

вещество, а также использовать новые технологии и материалы [8, 12 – 14]. Для разработки новых ЭРД необходимы развитие теории и методов изучения ионно-механических процессов в ускорителях, а также стендовые и полетные экспериментальные исследования. Стендовые осуществляются в наземных лабораториях и, как правило, в дорогостоящих вакуумных установках большого объема, а это требует больших затрат времени и расхода рабочих веществ.

Аналитические методы в теории ЭРД применяют в основном для наиболее простых ионно-оптических и электродинамических задач [10 – 15]. Эффективные решения для плазменных состояний получают методом численного моделирования динамики укрупненных частиц по временным шагам (так называемым методом Монте-Карло) [17 – 19]. Для вычисления электромагнитных полей и траекторий частиц в этих полях, применяют дифференциальные уравнения в конечно-разностной форме, сеточные методы и преобразование Фурье. Этот ставший классическим метод является довольно сложным и громоздким, требует больших затрат компьютерного времени. Программный пакет трехмерного моделирования, разработанный компанией “Computer Simulation Technology” (CST, www.cst.com), позволяет эффективно осуществлять траекторный анализ различных электронных и ионных устройств с учетом собственного электрического поля объемного заряда [20, 21]. Однако в известных источниках не представлено применение CST-кодов для исследования и проектирования ионных и ионно-плазменных ЭРД. Несмотря на большое значение комплекса микроскопических силовых характеристик, электродинамические модели и расчеты механических процессов в ускорителях недостаточно развиты, что сдерживает проектирование новых устройств. В известных источниках не представлено описания зависимостей силы тяги от координат, от формы электродов и режимов работы ускорителя, а также от других параметров. Обычно принимают упрощенно, безотносительно к элементам конструкции, что сила тяги может быть выражена через параметры факела в виде

$$F_f = v_{in} (dm_w/dt),$$

где dm_w/dt – поток массы рабочего тела m_w в нейтрализованном факеле, t – время; v_{in} – скорость нейтральной частицы в факеле.

При этом значения величин dm_w/dt не являются измеряемыми. Результирующую силу тяги F_f электростатического ионного и ионно-плазменного двигателя записывают через ток I и напряжение U_d для ионов массой μ и зарядом q в ускорительном зазоре (см., например, работы [10, 11]):

$$F_f = I[2U_d(\mu/q)]^{1/2}.$$

Принимается, что поле ионов на выходе из ускорителя равно нулю, поток и скорость частиц в факеле равны таким же величинам в ускорителе и не изменяются в нейтрализаторе; принимается, что нейтрализация имеет 100%-ю эффективность, в камере ускорения отсутствуют частицы с зарядом противоположного знака, ионы не имеют поперечных компонент скоростей, отсутствуют потери ионов, столкновения и перезарядка и т. п.

При таком упрощении неточно учитываются ионно-оптические свойства инжектора, ускорителя и нейтрализатора, а также связанные с ними микроскопические процессы генерации механических сил. В общем, точность приведенных выше формул требует изучения и оценок.

Подобнометоду Монте-Карло и некоторым другим аналогичным пакетам компьютерных программ, в пакете CST не могут быть выявлены связи механических сил, действующих в ионных ускорителях, с внутренними микроскопическими процессами.

Цель данной работы – построить электродинамический алгоритм, определяющий механические параметры и объединенный с компьютерным моделированием в пакете CST, для установления указанных выше связей. Кроме того, стояла задача применения разработанного аппарата для исследований физических процессов в ионных и ионно-плазменных ЭРД.

Электродинамический алгоритм для определения механических параметров ионных и ионно-плазменных ускорителей

В компьютерной CST-модели, объединенной с электродинамическим алгоритмом, мы прежде всего проанализировали ионные траектории в однокаскадных и многокаскадных ускорителях прямого действия в неоднородных полях, с учетом за-

рядов поляризации и объемного заряда, который образуется в ходе движения потока заряженных частиц. В результате проведенного анализа нами предложен электродинамический алгоритм, который учитывает связи механических свойств с особенностями конструкций и режимов, характеристики основных процессов и рабочих веществ. Алгоритм представлен взаимосвязанными модулями различной сложности, что позволило производить расчеты как простых элементов ускорителя, так и их совокупности.

Основные принципы алгоритма для определения механических параметров электростатического ускорения ионов состоят, в частности, в следующих положениях.

Приложенное ускоряющее напряжение и объемные заряды в ускорителе совместно индуцируют определенные заряды поляризации. Это поверхностные заряды, связанные на электродах и распределенные по их поверхностям; распределение задается геометрической формой, размерами и расположением электродов.

Генерация механического импульса тяги двигателя происходит в камере ускорения ионов. Сила тяги, приложенная к электродам, возникает за счет кулоновского притяжения поверхностных зарядов поляризации к ускоряемому иону. Основным условием и процессом получения механической тяги является ускорение ионов электрическим полем в ускорителе, их дальнейшая нейтрализация и выброс факела нейтральных частиц в пространство. Необходимость нейтрализации ускоренных ионов обусловлена тем, что уход ионов создает избыточный заряд противоположного знака. Такой заряд тормозит уходящие ионы, снижая силу тяги, а также создает разрушительные разрядные явления на конструктивных деталях устройства. На испытательном стенде действие силы ФТМ создает механическое напряжение в конструкции крепления неподвижного устройства, а в полетном режиме это действие обеспечивает ускорение летательного аппарата.

Упрощенная схема типичного однокаскадного ускорителя ионов прямого действия для электроракетного космического двигателя представлена на рис.1.

На рис. 1. показан объемный заряд Z «внутренних» ионов с полной массой m и скоростью $v(z)$ в ускорителе; факел S нейтрализованных частиц выбрасывается

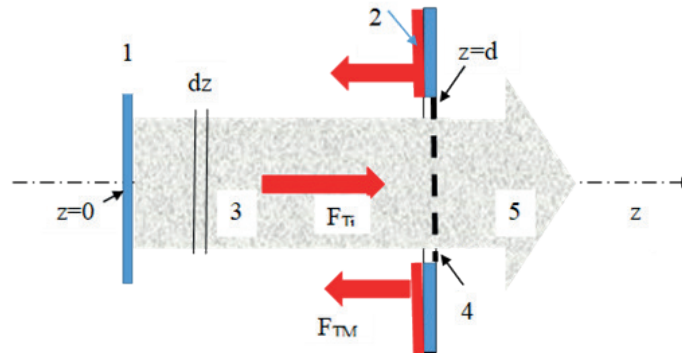


Рис.1. Упрощенная схема однокаскадного ускорителя ионов:

1 – входной электрод в плоскости инжекции ионов ($z = 0$); 2 – связанные заряды на выходном электроде в плоскости экстракции ионов ($z = d$); 3 – объемный заряд Q ; 4 – область нейтрализации ионов; 5 – факел нейтрализованных частиц, выбрасываемый в пространство; F_{TM} , F_{Ti} – силы, действующие на выходной электрод со стороны ионного потока и на ионный поток со стороны связанных зарядов, соответственно

в пространство со скоростью v_f . Сила F_{Ti} , действующая на ионный поток со стороны связанных поверхностных зарядов 2, равна силе инерции ионов массой m :

$$F_{Ti} = m (dv/dt).$$

Сила F_{TM} , действующая на выходной электрод со стороны ионного потока 3, выражается как

$$F_{TM} = -v(dm/dt).$$

Ускорение ионов вызывает сила притяжения к поверхностным зарядам, которая вычисляется как сила Лоренца, действующая на заряженные частицы со стороны электрического поля в ускорителе с учетом зарядов поляризации электродов. Отметим, что параметры ионного потока в приведенных двух формулах относятся не к факелу, а к частицам в ускорителе.

Дрейф ионов в ускорительном зазоре направлен вдоль оси z от плоскости инжекции 1 при $z = 0$ до плоскости нейтрализации 4. Мгновенные «внутренние» заряд и масса в ускорительном зазоре равны Q и m , ширина зазора равна d .

В созданных современных ионно-плазменных или холловских двигателях создают плазму РТ в непосредственно в ускорительном зазоре, объединенном с камерой ионизации, а в ионных двигателях на начальном этапе получают плазму РТ в объемной камере левее плоскости инжекции (см. рис.1), после чего вытягивают ионы электрическим полем в ускорительный зазор.

Процессы в ионном ускорительном зазоре. Ускорение ионов силой F_{Ti} вдоль оси z уравновешивает в центре масс силу инерции ускоряемого аппарата и завершается выбросом факела. Ионы притягивают электрод со связанными на нем индуцированными зарядами силой F_{TM} , что вызывает встречное ускорение центра масс аппарата в направлении против оси z (см. рис.1). Соответственно, ускоряющая аппарат сила тяги, равная F_{TM} , создается только ионами, находящимися в зазоре, и должна становиться нулевой в момент прохождения ионном плоскости выходного зазора и области нейтрализации, если последняя совпадает с данной плоскостью 4 (см. рис. 1).

Если использовать кинетический (механический) подход, то силу F_{Ti} получаем через интегрирование силы инерции вдоль пути ускорения ионов:

$$F_{Ti}(z) = \int_0^z \frac{dv(z)}{dt} dm(z), \quad (1)$$

где $dm(z)$ – масса каждого слоя dz , $v(z)$ – скорость движения этого слоя.

Электродинамическим способом эту силу можно вычислить как совокупность сил Лоренца, действующих со стороны электрического поля E на заряд $dQ(z)$ в каждом слое dz :

$$F_{Ti}(z) = \int_0^z E(z) dQ(z) \quad (2)$$

Естественно, что вычисленные значения величины силы по формулам (1) и (2) должны совпадать при заданном значении

координаты z , в том числе при $z = d$.

Для начального тестирования алгоритма и компьютерной программы, значения физических величин, входящих в формулы (1) и (2), мы определяли через простые модели, используя, например, плоскопараллельный зазор сплошными электродами. В таком ускорительном зазоре ионный ток аналитически задается формулой Чайльда–Ленгмюра в режиме насыщения, т. е. ограничения тока пространственным зарядом (ОТПЗ). Соответственно, инжекция ионов в ускоритель осуществляется при нулевом электрическом поле и с нулевой начальной скоростью. Поскольку поле равно нулю, то и заряд на входной поверхности равен нулю, а поляризационный заряд Q_p , равный внутреннему дрейфующему заряду Q по величине и противоположный по знаку, сосредоточен на внутренней поверхности сплошного выходного электрода. Известные формулы включают зависимость тока I от напряжения U_d по закону «3/2», распределение потенциала $U(z)$, скорости ионов $v(z)$, электрического поля $E(z)$, а также полные величины силы тяги, заряда и массы ионов в зазоре [1, 2, 10, 15, 16]:

$$I = \frac{4}{9} \sqrt{2 \frac{q}{\mu}} \varepsilon_0 S U_d^{\frac{3}{2}} d^{-2},$$

$$E(z) = \frac{4}{3} U_d d^{-\frac{4}{3}} z^{\frac{1}{3}},$$

$$E_0 = \frac{U_d}{d}, E_d = \frac{4}{3} E_0,$$

$$F_{TM} = \frac{1}{2} \varepsilon_0 S E_d^2 = \frac{8}{9} \varepsilon_0 S E_0^2,$$

$$Q = \frac{4}{3} \varepsilon_0 S E_0, m = \frac{\mu}{q} Q.$$

Здесь использованы следующие обозначения: S – площадь поперечного сечения зазора; μ – масса иона; q – заряд иона; ε_0 – электрическая постоянная ($\varepsilon_0 \approx 8,85 \cdot 10^{-12}$ Ф/м).

Развивая указанную известную модель, получим новые распределения по координате z значений физических величин, в том числе силы, заряда и массы тонкого слоя dz внутри ускорительного зазора:

$$dF_{Ti}(z) = \frac{16}{27} \varepsilon_0 S E_0^2 d^{-\frac{2}{3}} z^{-\frac{1}{3}} dz, \quad (3)$$

$$dQ(z) = \frac{4}{9} \varepsilon_0 S U_d d^{-\frac{4}{3}} z^{-\frac{2}{3}} dz. \quad (3)$$

Соотношения (3) дают описание механического поля скоростей и распределение масс РТ в ускорителе. Значения физических величин удовлетворяют системе уравнений Пуассона, движения и непрерывности (при заданных граничных и начальных условиях) в объеме ускорителя, причем в квазистатическом, нерелятивистском, недиамагнитном бесстолкновительном гидродинамическом приближении. Описания сил Лоренца и Кулона в ускорителе связаны между собой законом Гаусса. Например, распределение заряда (см. формулу (3)) и электрического поля $E(z)$ согласуется с теоремой Гаусса для каждого тонкого слоя dz и для всего зазора в целом. Из формул (2) и (3) следует зависимость силы, действующей на ионы в режиме ОТПЗ, на участке от нуля до координаты z в зазоре:

$$F_{Ti}(z) = \frac{8}{9} \varepsilon_0 S E_0^2 \left(\frac{z}{d}\right)^{\frac{2}{3}}. \quad (4)$$

Соответственно, кинетическая мощность W_i ионного потока (в собственной системе отсчета аппарата) равна подводимой к ускорителю электрической мощности (без учета тепловых потерь):

$$W_i = \int_0^d v(z) E(z) dQ(z) = \frac{4}{9} \varepsilon_0 S E_0^2 v(d) = I U_d \quad (5)$$

Следовательно, в модели сплошного выходного электрода отношение силы тяги к подводимой мощности достигает наибольшего значения и определяется формулой

$$F_{TM}/W_i = \beta/v(d); \beta = 2. \quad (6)$$

Однако в зависимости от формы частично открытого выходного электрода (сетка, диафрагма, вырез и другие), электрическое поле в зазоре уменьшается, в результате чего значение коэффициента $\beta < 2$. Согласно выражениям (1) – (6), для вычисления механических параметров сложного многокаскадного электростатического ускорителя прямого действия требуются пространственные распределения электрического поля $E(z)$, заряда $Q(z)$ и скорости $v(z)$ ионов с учетом зарядов поляризации и



объемного заряда, которые можно получить путем компьютерного моделирования. Для этого в области потоков ионов и электронов устанавливали компьютерные «мониторы» для съема данных о микроскопических процессах.

Впервые получали микроскопические параметры траекторий и характеристики физических процессов, включая распределения от координаты z вдоль оси устройства: скоростей частиц, полей $E(z)$ и потенциалов, зарядов $dQ(z)$ и токов, с учетом собственного электрического поля объемного заряда ионов и электронов.

На следующем этапе усложнения исследуемого физического процесса производили анализ нейтрализации ионного потока путем инжекции в этот поток пучка электронов.

Тестирование двух-, трех- и многоэлектродных конструкций ионных ускорителей

Для определения корректности и точности вычислений на начальном этапе осуществляли моделирование и тестирование простой плоской двухэлектродной модели, характеристики которой за счет выбора размеров и режимов были близки к одномерной модели в режиме ОТПЗ. Верификация методики производилась путем сопоставления с аналитическими вычислениями по формулам (1) – (6). Кроме того, тестировали известные конструкции на основе алгоритмов пушки Пирса [5, 16].

На втором этапе были реализованы трехэлектродная и затем четырех-, пяти- и шестиэлектродная модели. С помощью секционированного набора неплоских электродов задавали неоднородные граничные условия, компенсирующие рассогласование полей Лапласа и Пуассона на границах. Поверхности инжекции в ускорительный зазор задавали как гладкими плоскими, так и гладкими параболическими. В такой конфигурации мы реализовывали эмиссию различных по удельному заряду ионов в режиме ОТПЗ. На практике это означало реализацию поверхностной (контактной) ионизации [22 – 25], перспективы применения которой в ионных и ионно-плазменных ускорителях оцениваются выше, чем применяемой объемной [26, 27].

Для всех исследованных моделей были построены траектории ионов (частично показаны далее в качестве примеров), для

которых с помощью компьютерных мониторов были собраны микроскопические параметры. Поверхности граничного параллелепипеда, окружающего всю конструкцию, были достаточно удалены от ускорительных зазоров и поддерживались под фиксированным нулевым потенциалом.

Примеры результатов вычислений. Типичные зависимости электронно-физических и механических параметров от координат и режимов работы для моделей ионных ускорителей с использованием ионов ксенона представлены на рис. 2–6.

Для приведенных примеров были выбраны следующие параметры двухэлектродных моделей:

напряжение U_d между пластинами – до 2 кВ,

диаметр ионного потока – 20 мм,
расстояние между пластинами $d = 4$ мм,
площадь эмиссии $S = 314$ мм².

Расчеты проведены для трех конструкций:

модель А – с двумя сплошными электродами;

модель G (grid) – с одним сплошным и вторым сетчатым электродом;

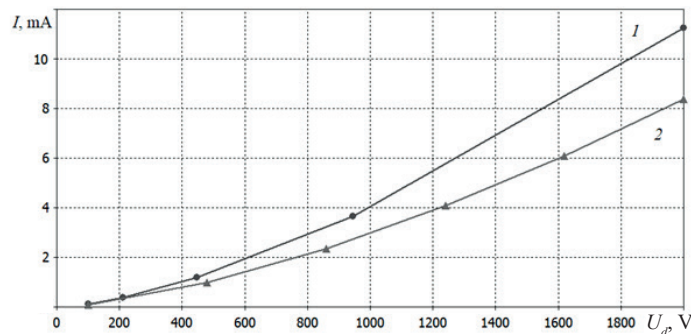
модели D5 и D10 – с одним сплошным электродом и вторым сетчатым, с диафрагмами диаметрами 5 мм (D5) и 10 мм (D10).

На рисунках показаны расчетные характеристики аналитических (для режима ОТПЗ ионов) и численных расчетов.

Численные результаты близки к теоретическим аналитическим кривым с наибольшим отклонением около 10%. Такое расхождение можно объяснить, во-первых, действием краевых эффектов из-за конечных размеров и открытых границ ускорительного зазора, и во-вторых, погрешностями вычисления поля и скорости частиц вблизи границы $z = 0$ в компьютерной модели. Внесение определенных корректировок уменьшало расхождение аналитических и компьютерных параметров до 1% и менее. Полученные результаты позволили перейти к исследованию более сложных многоэлектродных конструкций ионных двигателей.

Тестируемые простые трехэлектродные двумерные модели по своему устройству были принципиально близки к реально созданным конструкциям ионных ЭРД космических аппаратов. В типичных ионных ЭРД используют объемную ионизацию в камере, ограниченной сеткой в виде полидиафраг-

a)



b)

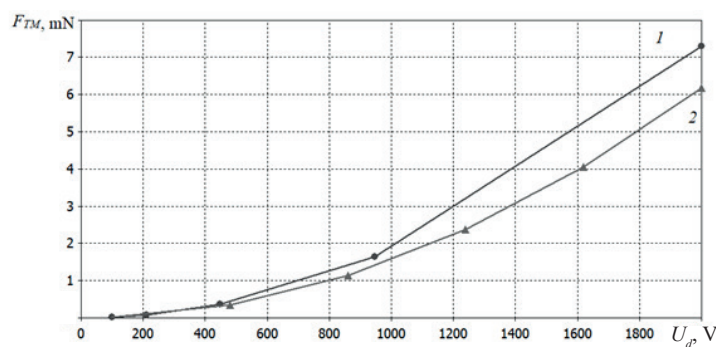


Рис. 2. Результаты численных (1) и аналитических (2) расчетов тока (a) и результирующей механической силы (b) от напряжения U_d между пластинами. Использована двухэлектродная модель А с ионами ксенона ($d = 4$ мм)

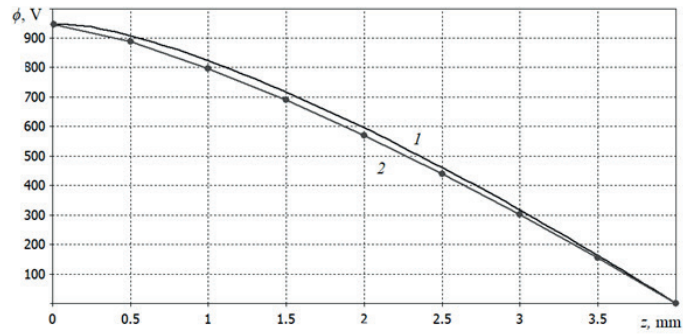
мированной маски [6, 10, 11]. В тестируемых трехэлектродных моделях между двумя сплошными электродами помещали сетку или сплошной электрод с диафрагмой, представляющий собой электростатическую фокусирующую линзу. На рис. 4 приведены типичные зависимости электронно-физических и механических параметров от координат и режимов работы в трехэлектродной модели с центральным электродом, установленном посередине. Для модели со сплошными электродами рассчитывались значения поля и плотности заряда вдоль оси z (см. рис. 2 и 3), для моделей с сеткой и диафрагмой вычисляли средние в поперечной плоскости поле и плотность заряда (см. рис. 4). На рис. 4 и 5 представлены функции $E(z)$, $\rho(z)$ и F_{TM} вычисленные на оси z без усреднения по сечениям (это не приводило к существенным ошибкам).

Сравнение данных на рис. 2, 3 и 4 показывает, что преимущества формирования ионного потока и достижения наибольшей механической силы тяги имеет двухкаскадная схема с промежуточной сеткой, подоб-

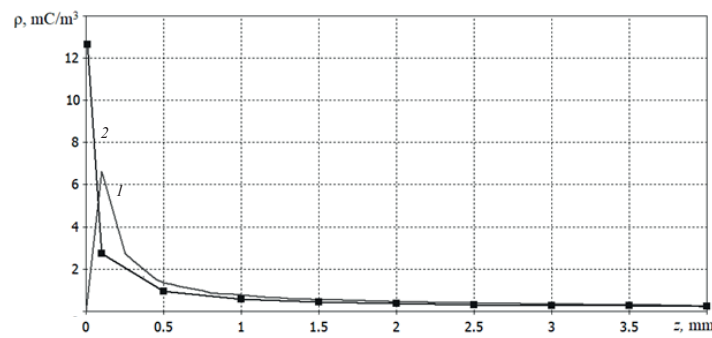
ная практическим ионным ЭРД. В этих ЭРД используют объемную ионизацию в камере, ограниченной сеткой в виде полидиафрагмированной маски [6, 10, 11].

На основе полученных данных, на следующем этапе работы мы выполняли компьютерное моделирование трехмерных многоэлектродных секционированных ионных ускорителей, конструктивно нацеленных на холловские ионно-плазменные ЭРД [6, 10, 11]. В программном пакете CST была задана предварительно выбранная многоэлектродная конструкция ионного ускорителя, типичного для конструкций холловских ионно-плазменных ЭРД. В отличие от двух- и трехэлектродных конструкций, где все поверхности наружного граничного параллелепипеда находились под заданным нулевым потенциалом, здесь была использована открытая верхняя граница (рис. 5), параметры модели приведены в подписи к рисунку. В ее основе – секционированный ионный электронно-механический ускоритель с оптимизированным формированием силы тяги и процессов нейтрализации. Как

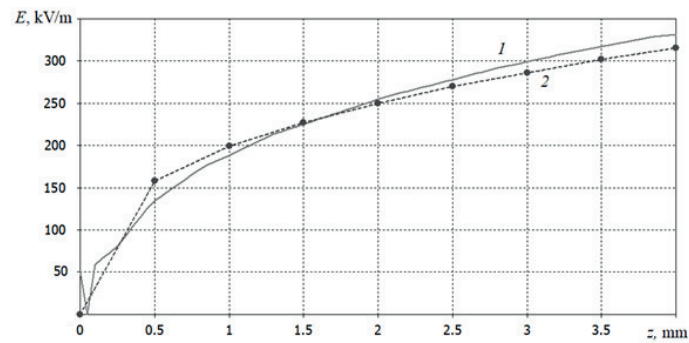
a)



b)



c)



d)

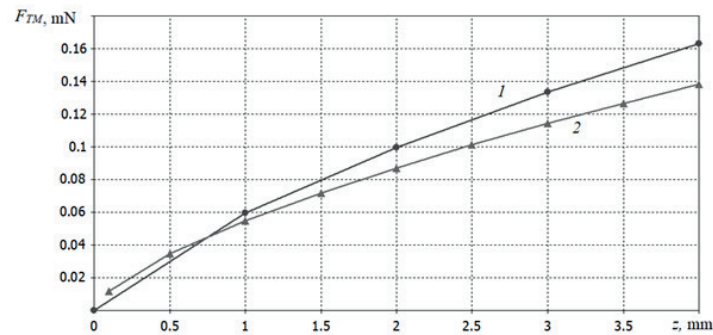


Рис. 3. Результаты численных (1) и аналитических (2) расчетов распределений потенциала (a), плотности объемного заряда (b), электрического поля (c) и результирующей механической силы F_{TM} (d) по координате z вдоль центральной оси ускорителя ионов.
Использована двухэлектродная модель А с ионами ксенона ($d = 4$ мм); $U_d = 945,74$ В

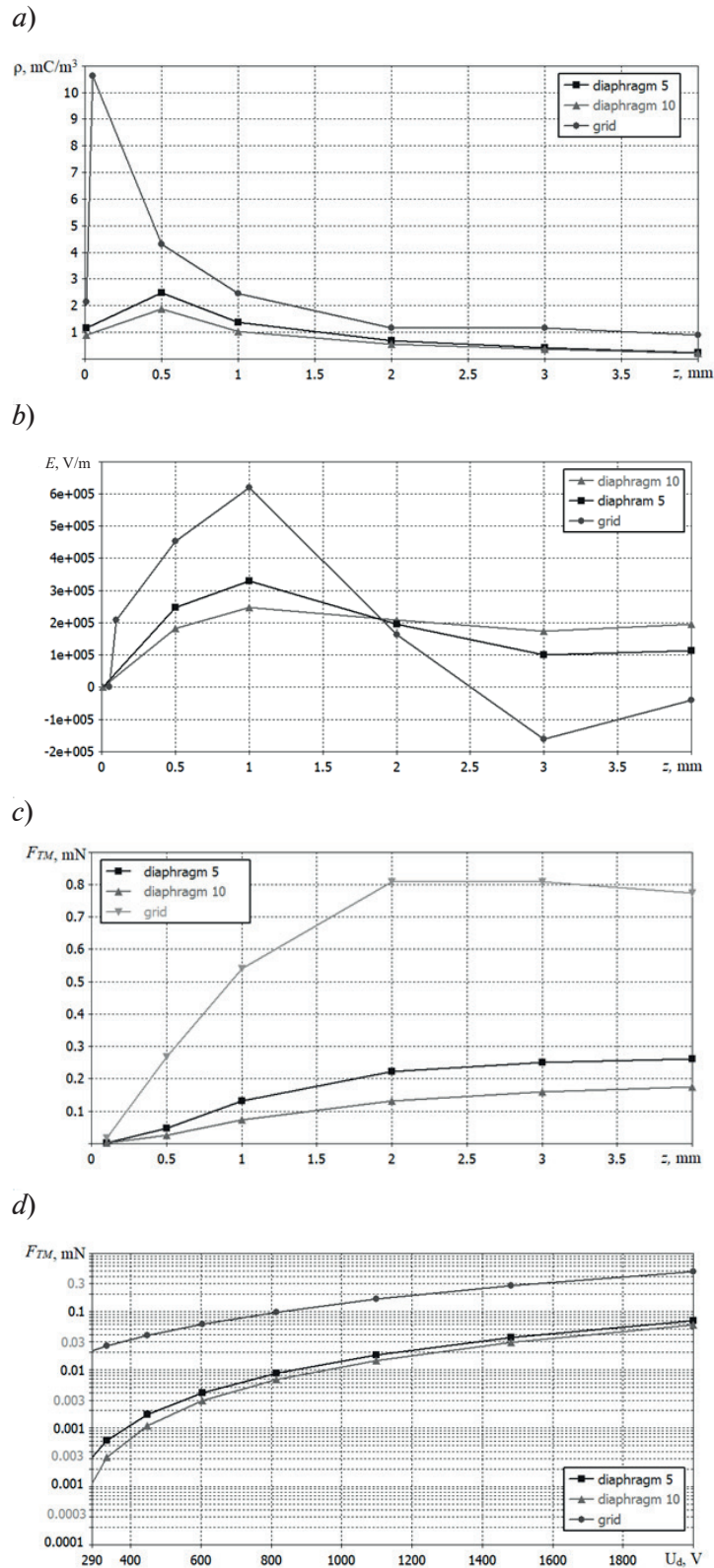


Рис. 4. Результаты численных расчетов распределений плотности объемного заряда (a), электрического поля (b), результирующей механической силы F_{TM} от z и $U(d)$ по координате z вдоль центральной оси ускорителя ионов.

Получены зависимости для моделей G (1), D5 (2) и D10 (3).

Радиус пятна эмиссии – 10 мм; потенциалы первого (φ_1 при $z = 0$), второго (φ_2) и третьего (φ_3) электродов φ_i , кВ: +1,0; -0,2; + 0,2, соответственно



и в основных используемых современных двигателях, нейтрализация в исследуемых устройствах осуществлялась электронным потоком. Форма и размеры электродов, прикладываемые к ним потенциалы, размер области эмиссии и величина тока заряженных частиц выбирались на основе полученных данных (см. рис. 2 и 3).

Подобные конструкции обсчитывались при разных размерах и напряжениях внешних источников, удельной массе ионов, токовых режимах. Определялись характеристики ионных и электронных траекторий, совмещенных в ускорителе и нейтрализаторе. Оценивались возможности совмещения и выполнения заданных функций, реализации комплекса ионно-электронных процессов в едином процессе, создание виртуального электронного катода.

На рис. 5 приведено изображение одной из рассмотренных многоэлектродных конструкций с совмещенными ионными и электронными траекториями в них. В данном примере электронный нейтрализатор ускоренных катионов был построен по принципу вложенных пучков и виртуального катода, что принципиально подобно ионно-плазменным холловским ЭРД, однако не требует применения источников магнитного поля. Это должно привести к уменьшению массы, габаритов и энергопотребления.

На рис. 6 приведены типичные зависимости электронно-физических и механических параметров от координат и режи-

мов работы в многоэлектродной модели, показанной на рис. 5.

Изменяя в небольших пределах геометрические параметры и потенциалы электродов конструкции, представленной на рис. 5, мы производили оптимизацию ионного потока, электронно-физических и силовых характеристик. В частности, определяли условия, при которых электронный поток создает эффективную потенциальную яму для ускорения и захвата ионов. Варьирование тока электронов приводило к изменению глубины потенциальной ямы, в которую захватывались ионы. График на рис. 6, *d* демонстрирует возможность ускорения и нейтрализации ионного потока объемным зарядом электронов. Изменение тока электронов в широких пределах (17,5 мА, 1,0 и 2,0 А) приводило к изменению потенциала в области $z > 13$ мм, улучшению фокусировки и нейтрализации ионного потока.

Заключение

С помощью пакета CST построен аналитический электродинамический алгоритм, объединенный с компьютерным моделированием электромагнитного поля и траекторий заряженных частиц. В алгоритме реализован принцип создания механической силы тяги в ионных ускорителях, обусловленный силовым кулоновским взаимодействием движущихся в вакууме ионов со связанными зарядами на поляризованных поверхностях элементов конструкции ускорительной камеры.

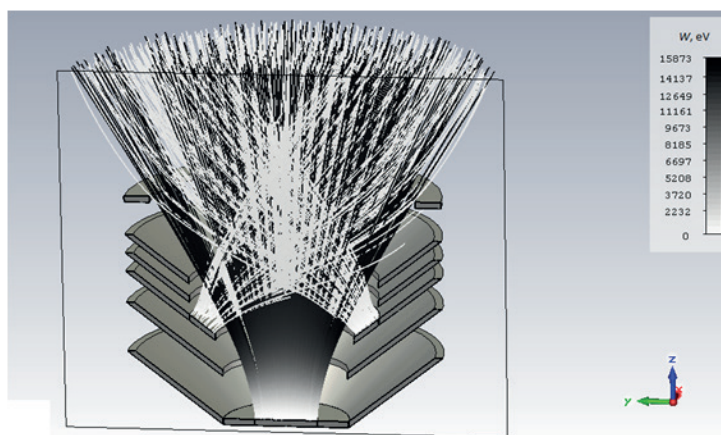


Рис. 5. Схематическое изображение модели многоэлектродной конструкции с совмещенными в ней ионными и электронными траекториями.

Источник ионов находится в нижней части конструкции, источник электронов – в средней ее части. Тоновая шкала отображает энергии частиц. Пересечение пучков происходит на уровне и выше четвертого электрода. Потенциалы электродов (в последовательности от нижнего электрода вверх) ϕ_i , кВ: +5,0; -0,5; -1,0; +0,5; 0,0; 0,0. Значения тока ионов и электронов были равны 17,5 мА

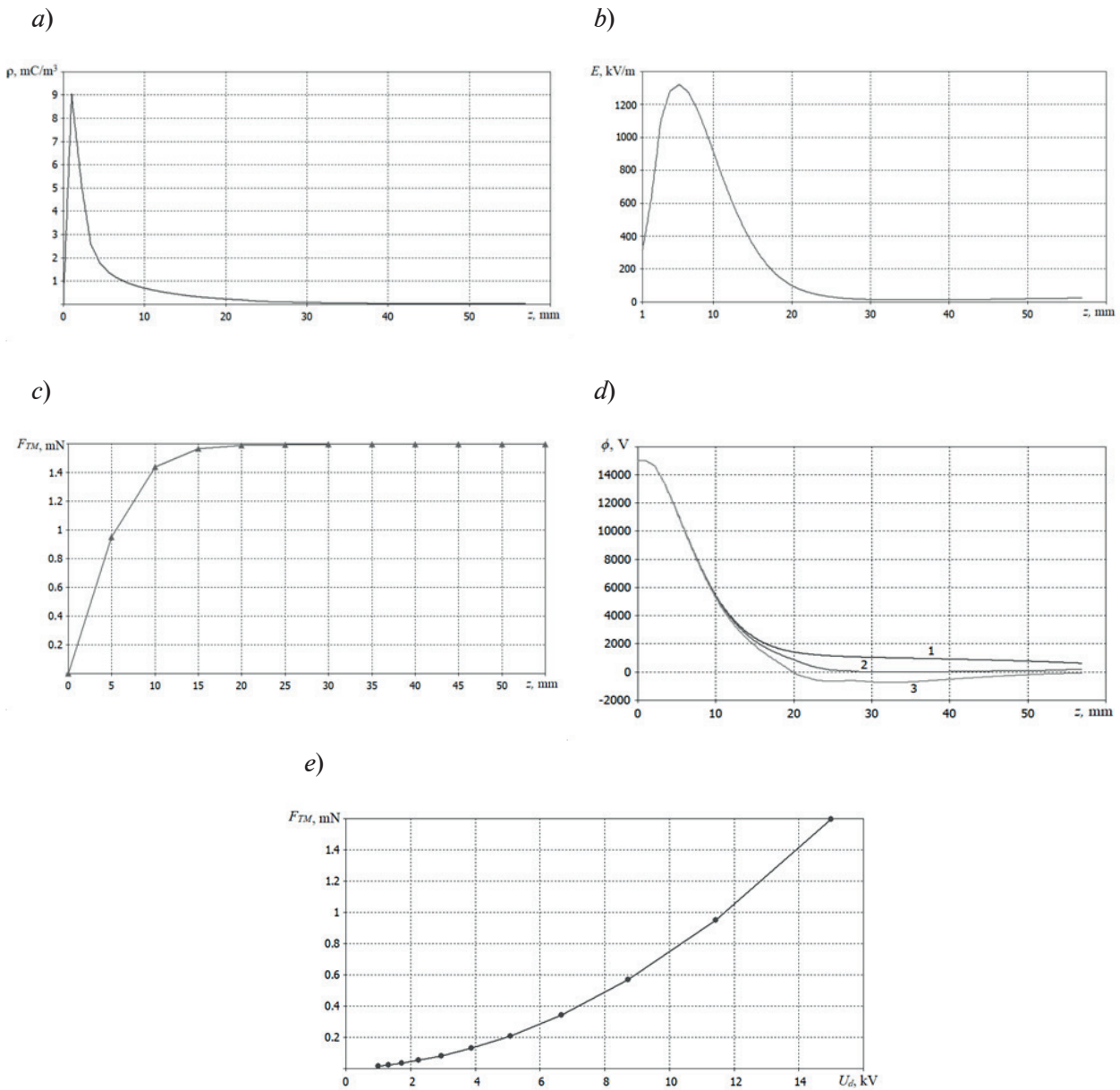


Рис. 6. Результаты численных расчетов распределений плотности объемного заряда (a), электрического поля (b), механической силы F_{TM} (c) и потенциала (d) по координате z вдоль центральной оси ускорителя ионов, а также зависимости результирующей механической силы F_{TM} от потенциала нижнего электрода (e);
 d – ток электронов I_e , А: 0,0175 (1), 1,0 (2), 2,0 (3); a, b, c, e – ток ионов $I_i = 17,5$ мА

Методами аналитических вычислений и компьютерного моделирования (с помощью указанного пакета) рассмотрен ряд моделей электростатических ионных ускорителей. Получены зависимости численных параметров от координат, в том числе распределение механических сил, потенциала и поля, плотности заряда и тока, скорости частиц в ускорительном зазоре. Анализ полученных данных показал удовлетвори-

тельную точность, адекватность и непротиворечивость предложенных подходов.

Разработанный аппарат предоставляет широкие возможности для исследования физических явлений и процессов в ионных и ионно-плазменных источниках, ускорителях и нейтрализаторах ЭРД, позволяет оценивать предполагаемые конструкторские решения и параметры разрабатываемых устройств, сравнивать применение в



них различных рабочих тел.

Предложенный подход и разработка алгоритма на его основе позволит и в дальнейшем находить пути оптимизации ре-

ально созданных устройств, в том числе сравнивать характер физических процессов при использовании различных рабочих веществ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Форрестер Т.А.** Интенсивные ионные пучки. М.: Мир, 1992. 354с.
2. **Aston G.** High efficiency ion beam accelerator system // Review of Scientific Instruments. 1981. Vol. 52. No. 9. Pp. 1325–1327.
3. **Лебедев А.Н., Шальнов А.В.** Основы физики и техники ускорителей. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Энергоатомиздат, 1991. 528с.
4. **Chao A.W., Tigner M.** Handbook of accelerator physics and engineering. London: World Scientific Publishing, 1999. 650 p.
5. **Морозов А.И.** Плазменные ускорители и ионные инжекторы. М.: Наука, 1984. 269 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. Коротева. 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. **Mazouffre S.** Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches // Plasma Sources Sci. Technol. 2016. Vol. 25. No. 3. P. 033002.
9. **Levchenko I., Xu S., Teel G., Mariotti D., Walker M.L.R., Keidar M.** Recent progress and perspectives of space electric propulsion systems based on smart nanomaterials // Nature Communications. 2018. Vol. 9. No. 4. P. 879.
10. **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. Pp. 1–13, 243–389.
11. **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.
12. **Charles C.** Plasmas for spacecraft propulsion // J. Phys. D: Applied Phys. 2009. Vol. 42. No. 16. P. 163001.
13. **Cusson S.E., Dale E.T., Jorns B.A., Gallimore A.D.** Acceleration region dynamics in a magnetically shielded Hall thruster // Physics of Plasmas. 2019. Vol. 26. No. 2. P. 023506.
14. **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.
15. **Фаворский О.Н., Фишгойт В.В., Янговский Е.И.** Основы теории космических электрореактивных двигательных установок. М.: Высшая школа, 1978. 384 с.
16. **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.
17. **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.
18. **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.
19. **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.
20. **Kurushin A.** Basic course of design of microwave devices using CST Studio Suite. Moscow: One-Book, 2014. 433 p.
21. **Курушин А.А., Пластиков А.Н.** Проектирование СВЧ устройств в среде CST Microwave Studio. М.: Изд-во МЭИ, 2011. 155 с.
22. **Зандберг Э.Я.** Поверхностно-ионизационное детектирование частиц (Обзор) // Журнал технической физики. 1995. Т. 65. № 9. С. 1–38.
23. **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.
24. **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.
25. **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.

Статья поступила в редакцию 20.01.2020, принята к публикации 08.03.2020.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

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

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@rphf.spbstu.ru

REFERENCES

1. **Forrester T.A.**, Large ion beams: fundamentals of generation and propagation, Wiley-VCH, Weinheim, Germany, 1988.
2. **Aston G.**, High efficiency ion beam accelerator system, Review of Scientific Instruments. 52 (9) (1981) 1325–1327.
3. **Lebedev A.H., Shalnov A.V.**, Osnovy fiziki i tekhniki uskoriteley [Basic foundations of accelerators, Physics and techniques], Energoatomizdat Publisher, Moscow, 1991 (in Russian).
4. **Chao A.W., Tigner M.**, Handbook of accelerator physics and engineering, World Scientific Publishing, London, 1999.
5. **Morozov A.I.**, Plazmennyye uskoriteli i ionnyye inzhektory [Plasma accelerators and ion injectors], Nauka, Moscow, 1984 (in Russian).
6. **Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagayda A.A.**, Khollovskiy 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. **Mazouffre S.**, Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches, Plasma Sources Sci. Technol. 25 (3) (2016) 033002.
9. **Levchenko I., Xu S., Teel G., et al.**, Recent progress and perspectives of space electric propulsion systems based on smart nanomaterials, Nature Communications. 9 (4) (2018) 879.
10. **Goebel D.M., Katz I.**, Fundamentals of electric propulsion ion and Hall thrusters, John Wiley & Sons, Hoboken, New Jersey, USA Ch. 1, 6 and 7(2008) 1–13, 243–389.
11. **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.
12. **Charles C.**, Plasmas for spacecraft propulsion, J. Phys. D: Applied Phys. 42 (16) (2009) 163001.
13. **Cusson S.E., Dale E.T., Jorns B.A., Gallimore A.D.**, Acceleration region dynamics in a magnetically shielded Hall thruster, Physics of Plasmas, 26 (2) (2019) 023506.
14. **Gopanchuk V.V., Potapenko M.Yu.**, Hall effect thrusters for small-sized spacecrafts, IKBFU's Vestnik. (4) (2012) 60–67.
15. **Favorskiy O.N., Fishgoyt V.V., Yantovskiy E.I.**, Osnovy teorii kosmicheskikh elektroeaktivnykh dvigatelnykh ustanovok [Foundations of Hall effect thrusters for spacecrafts], Vysshaya Shkola Publishing, Moscow, 1978 (in Russian).
16. **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.
17. **Kalentev O., Matyash K., Duras J., et al.**, Electrostatic ion thrusters – towards predictive modeling, Contributions to Plasma Physics. 54(2) (2014) 235–248.



18. **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.
19. **Peng X., Keefert D., Ruytent W.M.**, Plasma particle simulation of electrostatic ion thrusters, *Journal of Propulsion and Power*. 8 (2) (1992) 361–366.
20. **Kurushin A.**, Basic course of design of microwave devices using CST Studio Suite, One-Book, Moscow, 2014. 433 p.
21. **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.
22. **Zandberg E.Ya.**, Surface-ionization detection of particles (Review), *Technical Physics*. 40 (1995) 865–890.
23. **Blashenkov N.M., Lavrent'ev G.Ya.**, Surface-ionization field mass-spectrometry studies of nonequilibrium surface ionization, *Phys. Usp.* 50 (1) (2007) 53–78.
24. **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.
25. **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.

Received 20.01.2020, accepted 08.03.2020.

THE AUTHORS

DYUBO Dmitry B.

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University

29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russian Federation
doobinator@rambler.ru

TSYBIN Oleg Yu.

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University

29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russian Federation
Federationotsybin@rphf.spbstu.ru