

Научная статья

УДК 629.783

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187582>

EDN: <https://www.elibrary.ru/RSEGJD>



Моделирование взаимодействия плазменной струи электроракетного двигателя с панелями солнечных батарей космических аппаратов

Степан Васильевич Канев¹, Андрей Борисович Надирадзе^{2✉}, Иван Игоревич Грабовский³

^{1, 2, 3} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Российская Федерация

³ Корпорация «ВНИИЭМ», Москва, Российская Федерация

¹ k208@mail.ru

² nadiradze@mai.ru✉

³ parsec1.34@gmail.com

Аннотация. На орбите Земли работает множество космических аппаратов (КА) с электроракетными двигателями (ЭРД) на борту. С расширением функционала КА требуется расширить и диапазон рабочих напряжений солнечных батарей (БС) системы электропитания КА. Увеличение рабочего напряжения БС позволяет снизить омические потери в кабельной сети и потери на преобразование напряжения. Однако такой рост приводит к тому, что плазма, генерируемая при работе ЭРД, начинает взаимодействовать с электродами панелей солнечных батарей, приводя к возникновению электронного тока утечки из плазмы на открытые электроды БС и повышая вероятности возникновения дуговых разрядов. В совокупности эти явления могут стать причиной значительной потери мощности БС и нарушению нормальной работы КА. Так как моделирование процессов взаимодействия плазмы ЭРД с панелями БС в стендовых условиях затруднено, то единственным способом получения информации о параметрах взаимодействия остается численное моделирование. В связи с этим цель данной работы – построить численную модель и разработать методики определения вольт-амперных характеристик (ВАХ) открытых электродов БС с учетом их электрического потенциала и параметров окружающей плазмы струи ЭРД.

Ключевые слова: стационарный плазменный двигатель, плазменная струя, солнечная батарея, вольт-амперная характеристика, экранирование, численная модель, токи утечки

Для цитирования: Канев С.В., Надирадзе А.Б., Грабовский И.И. Моделирование взаимодействия плазменной струи электроракетного двигателя с панелями солнечных батарей космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 1. С. 106-117. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187582>

Original article

Simulation of the Electric Propulsion Plasma Jet Interaction with Spacecraft Solar Array Panels

Stepan V. Kanev¹, Andrey B. Nadiradze^{2✉}, Ivan I. Grabovsky³

^{1, 2, 3} Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

³ VNIIEEM Corporation, Moscow, Russian Federation

¹ k208@mail.ru

² nadiradze@mai.ru✉

³ parsec1.34@gmail.com

© Канев С.В., Надирадзе А.Б., Грабовский И.И., 2026

Abstract

The article addresses one of the problems associated with the interaction between the plasma plume of an electric propulsion (EP) thruster and the high-voltage solar arrays (SA) of a spacecraft. The problem under consideration is the leakage of electric current from the EP thruster's plasma plume to the exposed SA electrodes. It is noted that this problem arises when it is necessary to increase the power capacity of the spacecraft's electrical power system. The most advantageous way to achieve this is to increase the operating voltage of the solar arrays. This leads to an increased influx of electrons from the thruster's plasma plume onto the exposed SA electrodes. Such an increase in electron current from the plasma contributes to the heating of the electrode material and the release of neutral particles from it, which creates favorable conditions for the formation of an arc discharge. Since the occurrence of an arc discharge can lead to the failure of the spacecraft's SA, the authors of this paper propose a method for the quantitative assessment of the electric current leaking to the SA electrodes. Moreover, compared to existing analytical methods, the authors' proposed calculation method allows for accounting of the electrode form factor. The two-dimensional spatially resolved calculations performed in the work make it possible to explicitly observe the effect of EP thruster plasma polarization near the exposed SA electrodes. The achieved capability for spatial resolution of the electron collection region from the thruster's plasma opens further prospects for investigating the collective influence of multiple electrodes on each other.

This paper outlines the main principles of the developed calculation methodology. The proposed methodology consists of two sequential calculation stages. The first stage involves the numerical simulation of the thruster plume using the particle-in-cell method with Boltzmann–Vlasov kinetic equations, aiming to determine the thruster plasma concentration near the SA electrode. The second stage involves the direct simulation of charged plasma particle motion near the SA electrode using the finite element method with Newton's and Poisson's equations. To make the calculation results suitable for practical applications, the authors introduced a scaling factor for ion velocities relative to electrons. Introducing this coefficient, defined as the ratio of electron to ion velocities, allows for an increase in the physical time step during calculation convergence without altering particle trajectories, thereby preserving the qualitative picture of motion. As a result of applying this coefficient, the computation time is reduced by a factor equal to this coefficient. The paper presents calculated current-voltage characteristics of an electrode in the plasma of an SPT-70 thruster and their comparison with experimental data. An investigation of the computational model's grid convergence is also conducted. The authors present their first intermediate results on applying the model to calculate the collective interaction of multiple electrodes.

In conclusion, the paper states that the proposed model can be used for engineering estimation calculations, as well as a platform for investigating collective effects in the interaction of multiple SA electrodes. Furthermore, the flexibility of the computational model allows it to be applied to various plasma thrusters and to investigate changes in the electrodes' current-voltage characteristics depending on the relative positioning of the thruster and the SA.

Keywords: stationary plasma thruster, plasma jet, solar array, volt-ampere characteristic, shielding, numerical model, leakage currents

For citation: Kanev S.V., Nadiradze A.B., Grabovsky I.I. Simulation of the Electric Propulsion Plasma Jet Interaction with Spacecraft Solar Array Panels. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(1):106–117. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187582>

List of Figures

Fig. 1. Relative position of stationary plasma thrusters and solar arrays on a spacecraft [19]

Fig. 2. Experimental setup diagram [23]

Fig. 3. Numerical model geometry for the particles-in-cell method computations

Fig. 4. The SPT plasma concentration field

Fig. 5. Computational area geometry nearby the electrode

Fig. 6. Particles space charge field increment

Fig. 7. Comparison of experimental and computed probe V–I characteristics in the plasma [23]

Fig. 8. The impact of several electrodes collective interaction

Введение

Если панели БС КА попадают в плазменную струю ЭРД, то на открытых электродах БС, находящихся под электрическим потенциалом, отличным от электрического потенциала плазмы, неизбежно возникают электрические токи утечки [1–5]. При

этом наибольшую опасность, с точки зрения надежности работы БС, представляет случай положительно смещенного электрического потенциала открытых электродов БС относительно плазмы ЭРД. Помимо дополнительных потерь мощности БС, из области плазменной струи ЭРД на положи-

тельный электрод выпадают электроны и вызывают его разогрев. Это может привести к выходу БС из строя путем оплавления или за счет выхода в этом процессе нейтральных частиц с последующей их ионизацией через формирование дугового разряда [6]. В обоих случаях интенсивность процесса определяется не только рабочим напряжением на открытых электродах БС и их потенциалом, но и такими параметрами струи двигателя как угловое распределение ионов по энергиям и совокупный ток разряда.

Современный уровень рабочих напряжений БС КА составляет порядка 100–150 В [7, 8], а наиболее распространенное напряжение разряда плазменных ЭРД, таких как СПД-70, СПД-100 и СПД-140 составляет порядка 300 В, что с учетом углового распределения частиц по энергиям не представляет серьезной угрозы для БС. Однако потребности увеличения мощности электропитания КА определяют потенциальное увеличение уровня рабочих напряжений БС вплоть до 300 В, и превращают их в, так называемые, высоковольтные БС [8]. Такие уровни электрических потенциалов на БС уже сопоставимы со средними значениями ускоряющего напряжения современных стационарных плазменных двигателей (СПД). При таком соотношении ускоряющего напряжения разряда двигателя и рабочего напряжения БС, в зависимости от угла прилета частиц из двигателя на БС, возникает экранирование части ионов низких энергий от области, прилегающей к открытым электродам БС. В возникшей области, свободной от ионов плазмы, остаются только электроны из струи двигателя. Такая поляризация квазинейтральной плазмы струи ЭРД вблизи открытых электродов БС, формирующая характерный размер области сбора электронов из плазмы, устанавливает ток из плазмы, утекающий на электроды БС. В явном виде зависимость тока, текущего на открытые электроды БС, представлена в ВАХ этих электродов. Такая ВАХ электрода представлена линейным графиком, где по оси ординат отложен ток электронов, а по оси абсцисс — потенциал, приложенный к электроду. Так как при заданном электрическом потенциале электродов БС пространственная локализация этой области зависит от характерных энергий, налетающих частиц от струи ЭРД, то для рассматриваемой задачи взаимодействия плазмы ЭРД и БС КА определяющим является тип двигателя и его характеристики.

В составе электроракетных двигательных установок чаще всего применяются два типа ЭРД — ионный и плазменный [9]. Рассматривая взаимодействия плазменной струи двигателя с высоковольтными БС КА, наибольшую опасность, с точки зрения воз-

никновения токов и развития их в дуговой разряд, для КА представляет плазменный тип двигателя. Это обстоятельство обусловлено расхождением плазменной струи двигателя на большой угол [10–18] относительно ионного двигателя, что позволяет струе быть ближе к КА или непосредственно попадать на электроды БС. Также частицы из струи двигателя в этом случае имеют меньшую энергию вблизи электродов БС по сравнению с потенциалом экранирующего электрического поля от батареи. Этот факт свидетельствует о меньшем совокупном токе заряженных частиц в ионном двигателе по сравнению с плазменным, что позволяет рассматривать плазменный двигатель как носитель большего числа потенциально опасных заряженных частиц для электродов БС. На основании приведенной информации в этой работе в качестве объекта для численного моделирования выступала плазма стационарного плазменного двигателя СПД-70.

При рассмотрении вопроса взаимодействия струи ЭРД и высоковольтных электродов БС практический интерес представляет количественное определение электрического тока на открытые электроды и таким образом определение массива всех ВАХ электродов БС. Интерес к определению ВАХ именно расчетным путем вызван не только сложностью и дороговизной проведения экспериментальных исследований, но и потребностью иметь прогностическую модель ВАХ в плазме ЭРД. Такая модель позволяет закладывать необходимые запасы по надежности КА на этапе его проектирования, а также вносить конструкторские решения по организации совместной работы ЭРД и БС. Несмотря на то, что существуют методы расчета токов на открытые электроды БС [19, 20] с интерполяцией результатов на всю батарею, эти методы не учитывают форм-фактор геометрии электродов и взаимное влияние их друг на друга. При этом с точки зрения нахождения наиболее точного решения модели, описывающей систему ЭРД-БС, требуется решать полностью трехмерную задачу, в расчетной области которой находятся двигатель и вся БС. Такой прямой путь решения задачи требует больших вычислительных ресурсов и временных затрат на проведение расчета, что в инженерной практике не применяется. Поэтому необходимо разработать метод, который за приемлемое в инженерных расчетах время и с точностью порядка погрешности проведения эксперимента, определяет ВАХ всех открытых электродов БС в зависимости от параметров и расположения ЭРД относительно БС, а также с учетом форм-фактора электродов и коллективного взаимодействия их массивов. Целью данной работы является разработка метода, который может служить основой для разработки описанной методики расчета.

В статье рассматривается только влияние плазмы ЭРД на КА, а окружающая аппарат естественная плазма космического пространства не учитывается при построении моделей. Упрощение вызвано рассмотрением разных физических процессов, приводящих к возникновению разряда. Так, при воздействии космической плазмы на КА возникновение разрядов обусловлено дифференциальной зарядкой и соответственно большой разностью электрических потенциалов на поверхности аппарата при характерных концентрациях плазмы 10^{12} 1/м^3 [3, 21]. Дуговые разряды, возникающие под действием плазмы ЭРД, происходят при низких значениях электрического потенциала, но в более плотной плазме двигателя с концентрацией порядка 10^{14} 1/м^3 , так как определяющим фактором возникновения разряда является ток заряженных частиц из плазмы. Поэтому, учитывая разницу в порядках концентрации плазмы, влиянием малых токов космической плазмы на возникновение разряда под действием плазмы ЭРД можно пренебречь.

Исследуемое взаимное расположение СПД и БС аналогично приведенному на рис. 1 для КА серии «Экспресс» [19].

Постановка задачи

Исходно заданными считаются такие параметры СПД-70, как ток разряда, ускоряющий электрический потенциал, угловое расхождение струи, площадь торца разрядной камеры. Также известно взаимное расположение и ориентация двигателя и элемента БС. В качестве элемента БС выступает открытый электрод [22, 23], расположенный на таком удалении от двигателя, что полностью входит в его струю. Схема расположения приведена на рис. 2 [24].

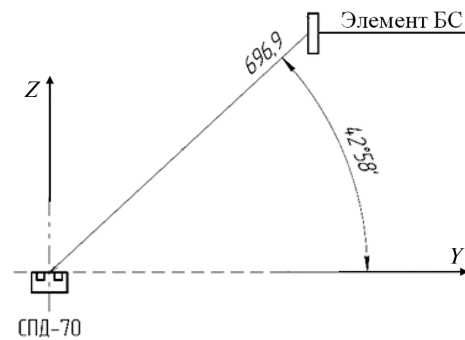


Рис. 2. Схема экспериментальной установки [24]

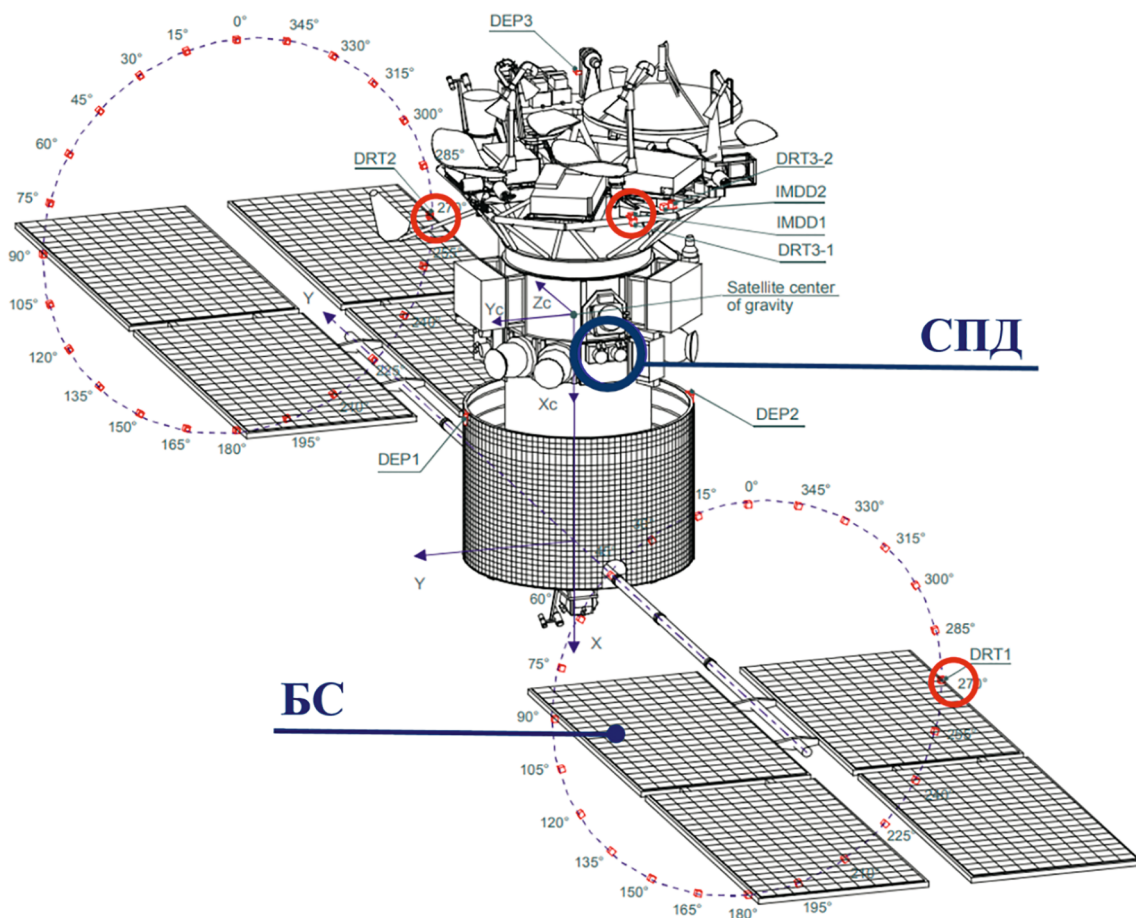


Рис. 1. Взаимное расположение СПД и БС на КА [19]

Геометрические размеры электрода БС также известны. В задаче варьируется электрический потенциал, приложенный к открытому электроду БС. Требуется определить ток утечки на электрод при положительном электрическом потенциале в диапазоне от 50 до 450 В. Таким образом, необходимо построить ВАХ электрода БС под действием плазменной струи ЭРД.

Приведенные в работе входные данные для расчетов были получены в ходе проведения эксперимента с зондом в плазме СПД-70, где зонд имитировал открытый электрод БС [24]. Данные этого эксперимента служат реперными точками для проведения оценки точности разработанной численной модели.

Численная модель

Решение поставленной задачи с учетом влияния пространственного заряда требует решить уравнения для динамики отдельных частиц. Поэтому формулировка физической модели — это кинетические уравнения движения заряженных частиц во внешних и самосогласованных электрических полях. Однако требуется получить совместное решение уравнений на двух принципиально разных временных и пространственных масштабах. С одной стороны, это масштаб порядка пространственного разрешения струи, масштаб метров. С другой стороны, масштаб порядка дебаевского радиуса экранирования вблизи открытых электродов БС. Разрешение поляризации квазинейтральной плазмы двигателя вблизи электрода требует в явном виде отделения быстро движущихся электронов и медленных ионов, что при совместном решении на одном характерном масштабе по времени является вычислительно неэффективным. Поэтому разработанная численная модель состоит из двух последовательных решений кинетических уравнений на разных масштабах.

Применение существующих подходов к моделированию динамики заряженных частиц в плазме, таких как магнитогидродинамический (МГД) подход, прямой кинетический подход и гибридный МГД-кинетический подход, с точки зрения инженерных приложений сопряжено с рядом недостатков. Полный МГД подход, рассматривающий плазму как двухкомпонентную ионно-электронную жидкость, подходит для описания плазмы с числом Кнудсена порядка долей единицы. Однако вблизи электродов БС струя плазмы становится разреженной и уже не может считаться сплошной средой (число Кнудсена много больше единицы). Поэтому оперировать такими понятиями, как ионное давление и вязкость, не представляется возможным. В противоположность МГД подходу,

существует полностью кинетический подход, наиболее приемлемый для описания разреженных сред, но требующий больших вычислительных ресурсов и временных затрат на получение решения. Так, например, расчетный метод частиц в ячейке требует густых расчетных сеток или большего числа модельных частиц. Разработанные актуальные гибридные подходы, которые сочетают МГД подход к описанию движения электронов и кинетический подход для описания движения ионов являются наиболее подходящими. Однако практическая реализация этого подхода для рассматриваемой задачи и с применением метода конечных элементов оказывается вычислительно неустойчивой. По этой причине в рамках данной статьи авторы модифицировали полностью кинетический подход с точки зрения сокращения времени вычислений.

Первый этап — это численное решение кинетических уравнений Больцмана — Власова с самосогласованным электрическим полем методом частиц в ячейке на характерном масштабе струи двигателя в трехмерной постановке. Рассматриваемые уравнения Больцмана — Власова применительно к моделированию плазменной струи приведены в источниках [25, 26].

Практическая реализация этого этапа выполнена с использованием ПО открытого исходного кода SPIS (Spacecraft Plasma Interaction Software) [24]. На этом этапе строится геометрический эквивалент площади разрядной камеры СПД-70 и геометрия отдельно взятого солнечного элемента на БС в той точке, которая погружена в плазменную струю двигателя согласно известной расходимости струи СПД-70. При этом в моделировании не учитываются эффекты коллективного взаимодействия нескольких солнечных элементов. Согласно данным [27–29] по зондовым измерениям расхождения струи, тока разряда и ускоряющего напряжения на геометрическом модельном эквиваленте разрядной камеры СПД-70 задаются следующие граничные условия: угол расхождения струи 40° (лабораторная модель СПД-70), частицы с энергией от ускоряющего напряжения 290 В и совокупный ток ионов рабочего тела (ксенон) 1,45 А. При этом данная эквивалентная площадь СПД-70 также является источником электронов с током, равным ионному, для соблюдения квазинейтральности и имитации работы катода-компенсатора. Температура электронов была принята 4 эВ [14, 29]. Наличием нейтральных частиц, а также charge-exchange (СЕХ) реакциями в объеме плазмы, эрозией материалов и тепловыделением с поверхностей КА в модели пренебрегали, так как длина свободного пробега частиц в струе двигателя до соударения порядка метра, а характерный масштаб

области моделирования вблизи электрода порядка сантиметра. При этом изменение геометрии электрода с учетом его эрозии при моделировании на временном масштабе от 10^{-7} до $2 \cdot 10^{-6}$ с является пренебрежимо малым. Отрицательная ветвь ВАХ не рассматривается, так как для нее уже существуют относительно простые аналитические решения [20]. Также допущения основаны на пренебрежимо малом влиянии отдельных указанных факторов, а совместное моделирование всех эффектов приводит к вынужденному увеличению времени счета, что обесценивает получаемое решение в инженерной практике. Построенная модель в интерфейсе SPIS приведена на рис. 3. Здесь число элементов расчетной сетки 144,6 тысячи.

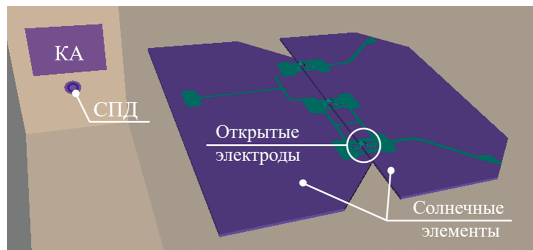


Рис. 3. Геометрия численной модели для расчета методом частиц в ячейке

Результатом решения построенной численной модели является распределение концентрации квазинейтральной, невозмущенной внешним полем плазмы двигателя вблизи открытых электродов БС, показанное на рис. 4. Данные о концентрации плазмы в окрестности электрода используются на последующем этапе численного моделирования. Так, расчетная величина концентрации плазмы составила $10^{13,65}$.

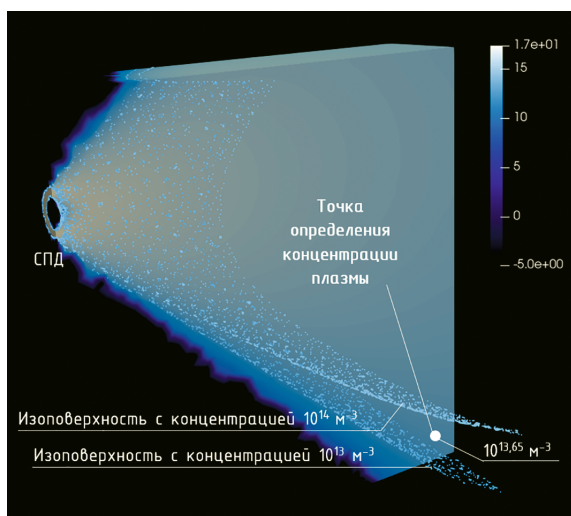


Рис. 4. Поле концентрации плазмы СПД

Второй этап — это численное совместное решение уравнения движения по механике Ньютона для ионов и электронов плазмы, в поле действия электрической силы от открытого электрода БС, по уравнениям Пуассона в двумерной постановке вблизи этого электрода, методом конечных элементов. Уравнения Ньютона и Пуассона представлены выражениями (1) и (2):

$$\frac{d}{dt} \left(m_p \frac{dq}{dt} \right) = F_i, \tag{1}$$

где dt — характерный масштаб времени; m_p — масса частицы; dq — координата частицы; F_i — сила воздействия на частицу.

$$E = -\nabla\varphi, \nabla\epsilon\epsilon_0 E = \rho_v, \tag{2}$$

где E — напряженность электрического поля; φ — электрический потенциал; ϵ — относительная диэлектрическая проницаемость; ϵ_0 — электрическая постоянная; ρ_v — объемная плотность заряда.

Рассматриваемая область на удалении от электрода имеет пространственное разрешение $0,020 \times 0,010$ м. В двумерной постановке задачи существует также и третье пространственное измерение, которое принимается равным 1 с соответствующими размерностями в системе СИ. Таким образом, эквивалентная площадь электрода пересчитана в один линейный размер на ширину электрода $0,00126$ м. Энергия входящих в расчетную область ионов определена как перпендикулярная к электроду составляющая проекции вектора ускоряющей разности потенциалов двигателя и называется потенциалом торможения. Потенциал торможения в рамках расчета для двигателя СПД-70 составляет 144 В. Схема расчетной области приведена на рис. 5.

В такой постановке из границы в расчетную область перпендикулярно электроду выбрасываются заряженные частицы, имитирующие ток частиц из струи двигателя в количестве 100 штук с током, определяемым по формуле (3) для ионов и по формуле (4) — для электронов:

$$I_i = n_p \cdot e \cdot v_{i0} \cdot d, \tag{3}$$

где I_i — ток ионов; n_p — концентрация плазмы; e — элементарный заряд; v_{i0} — начальная скорость ионов; d — ширина границы вылета частиц.

$$I_e = \frac{n_p \cdot e \cdot v_{et} \cdot 0,25}{K_v} \cdot s, \tag{4}$$

где I_e — ток электронов; v_{et} — тепловая скорость электронов; K_v — коэффициент масштаба; s — доля заряженных частиц со скоростью v_{et} .

Так как скорость электронов в плазме во много раз превышает скорость ионов ксенона, то для

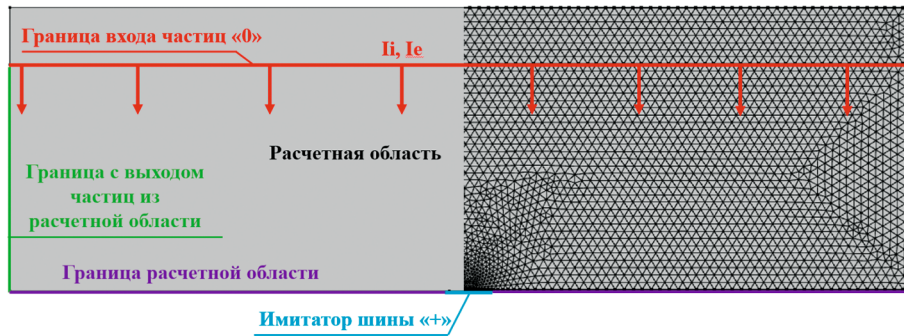


Рис. 5. Геометрия расчетной области вблизи электрода

сохранения качественной картины движения электронов относительно ионов, но при этом не уменьшая совокупный физический шаг по времени расчета, вводится коэффициент масштаба K_v , определяемый по формуле (5), и являющийся отношением тепловой скорости движения электронов относительно начальной скорости движения ионов согласно выражениям (6) и (7)

$$K_v = \frac{v_{et}}{2v_{j0}}; \tag{5}$$

$$v_{et} = \left(\frac{2T_e \cdot e}{M_e} \right)^{0,5}; \tag{6}$$

$$v_{i0} = \left(\frac{2\phi_0 \cdot e}{M_i} \right)^{0,5}, \tag{7}$$

где T_e – температура электронов; M_e – масса электрона; ϕ_0 – потенциал торможения ионов; M_i – масса иона.

Введение коэффициента масштаба позволяет модифицировать кинетический подход к описанию движения частиц в плазме с точки зрения временных затрат на проведение расчета. При этом для сохранения траектории движения электронов масса электронов в рамках расчетов искусственно увеличивается в K_v^2 раз. Поэтому во всех приведенных выражениях масса электрона M_e увеличена в K_v^2 раз. Это сделано для соблюдения баланса между кинетической энергией и энергией, полученной от поля заряженной частицей.

Коэффициент масштаба K_v входит в выражение (5) для тока, поступающих в расчет электронов, и равен 28,9 для ионов ксенона. Таким образом коэффициент уменьшает ток электронов, поступающих в расчетную область на величину кратную разнице в скоростях между электронами и ионами. Введение коэффициента масштаба K_v позволяет искусственно в рамках численной модели уменьшить разницу в скоростях между ионами и электронами,

что при этом отражается на результирующей картине движения только уменьшением максимальных значений скоростей. При этом выпадение частиц на границы расчетной области остается без изменений, а шаг по времени увеличивается. Увеличение шага по времени приводит к более быстрому нахождению совместного решения уравнений в рассматриваемом временном промежутке.

Вброшенные в расчетную область частицы движутся под действием электрического поля и собственного объемного заряда. После того, как моделируемые частицы выпадают на границы расчетной области, одна итерация расчета заканчивается, а полученное по окончании поле электрического потенциала передается на следующую итерацию расчета, где вновь вбрасываемые частицы движутся уже в этом электрическом поле. При этом сами частицы не взаимодействуют электрическим полем друг с другом и движутся только под действием электрического поля, пересчитанного через их объемный заряд. Итерации происходят до того момента, как вне зависимости от количества сбросов частиц результирующее поле электрического потенциала и распределение объемного заряда перестают меняться. Таким образом, полученная картина распределений является стационарной. Число электронов, выпавших на электрод, определяет ток из плазмы. При этом сформированная картина распределения потенциала и объемного заряда в расчетной области определяет пространственное разрешение области сбора. Областью сбора электронов из квазинейтральной плазмы является пространство с наименьшей плотностью объемного заряда. Это объясняется тем, что в этой области присутствуют только электроны плазмы, скорость которых во много раз превышает скорость ионов, поэтому плотность заряда в единицу времени в этой области будет кратно меньше у электронов, чем у ионов. Наибольшим градиентом плотности объемного заряда является граница раздела плазмы и области сбора частиц. Полученные распределения объемного заряда приведены на рис. 6 для потен-

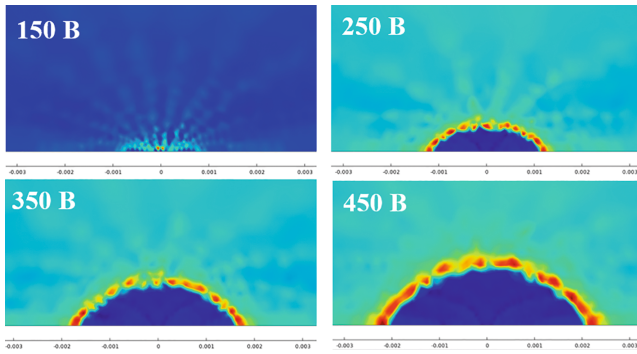


Рис. 6. Приращение поля объемного заряда частиц

циала шины в диапазоне от 50 до 450 В с шагом в 50 В. Моделирование происходило при временном разрешении процесса динамики как ионов, так и электронов с 10^{-7} до $2 \cdot 10^{-6}$ с.

Для повышения вычислительной устойчивости в расчете учитываются три группы электронов в зависимости от их скорости. Это приближает модель к некоторому физическому распределению по скоростям, наблюдаемому при работе двигателя. Также это позволяет всем заряженным частицам за время расчета выпасть на одну из границ расчетной области, что завершает их эволюцию в расчетном объеме за приемлемое в технических расчетах время порядка нескольких минут. Совокупный ток электронов по выражению (5) делится в долях единицы согласно параметру s как 0,4 – электроны без поправки к скорости; 0,3 – электроны, чья скорость составляет 0,1 от скорости электронов без поправки; 0,3 – электроны, чья скорость составляет 0,01 от скорости электронов без поправки.

Полученный вид ВАХ открытого электрода БС отражает линейный характер изменения тока на электрод от роста его электрического потенциала и приведен на рис. 7 [24].

Сопоставление с экспериментальными данными

На рис. 7 приведена расчетная и экспериментальная ВАХ имитатора открытого электрода БС в плазменной струе. Полученные данные по току утечки на электрод в результате расчета качественно верно отражают линейный характер ВАХ. Количественно численная модель точно предсказывает порядок величины тока, однако нуждается в дополнительных уточнениях, так как приращение тока численной модели превосходит приращение тока, наблюдаемое в эксперименте. Уточнения требуют как входные данные расчета, такие как начальное распределение тока электронов по энергиям, так и возможные вариации определения коэффициента масштаба скоростей K_v . Однако разработанная численная модель позволяет с удовлетворительной точностью проводить оценки в инженерных рас-

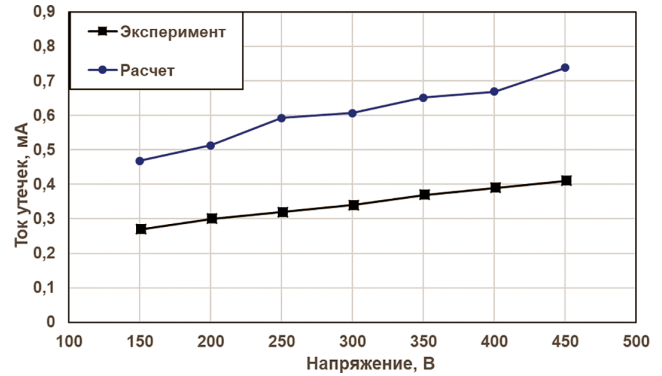


Рис. 7. Сравнение экспериментальной и расчетной ВАХ зонда в плазме [24]

четах тока электронов из плазмы на электрод, что и требуется в инженерной практике. Сравнение полученных результатов расчета электронного тока, приходящего на открытые электроды БС, со сходным моделированием струи ЭРД на КА [30, 31], показывает, что порядок величины электронного тока в плазме ЭРД аналогичен рассчитанному в статье. Отличия в конкретных значениях токов обусловлены различиями в расчетных геометриях и принятых допущениях.

Также разработанная численная модель может являться основой для дальнейших численных исследований взаимного влияния нескольких открытых электродов БС друг на друга под действием плазмы ЭРД и оценке их совокупного тока. В модели существует возможности менять не только площадь электрода, но и его форму, а также форму и границы расчетной области. Это открывает возможности для дальнейшего исследования влияния форм-фактора электрода на ток из плазмы.

Так, для целей проверки предложенной модели на определение качественных эффектов взаимного влияния нескольких открытых электродов БС друг на друга, с отличным от плоского форм-фактора, было проведено моделирование на характерном масштабе расчетной сетки $M_s = 0,1$ с одной тысячей частиц и тремя эквивалентами электродов с форм-фактором – петля. Длина окружности петли равна ширине эквивалента электрода, таким образом, при изменении форм-фактора площадь самого электрода не меняется. Моделирование осуществлялось при постоянном приложенном потенциале к электроду в 400 В и наблюдалось как изменяется форма и площадь области сбора в зависимости от изменения расстояния dh между равноудаленными друг от друга электродами. Диапазон изменения расстояния dh составил от 5 до 3 мм с шагом 0,2 мм. Результаты моделирования для трех качественно значимых расстояниях dh приведены на рис. 8.

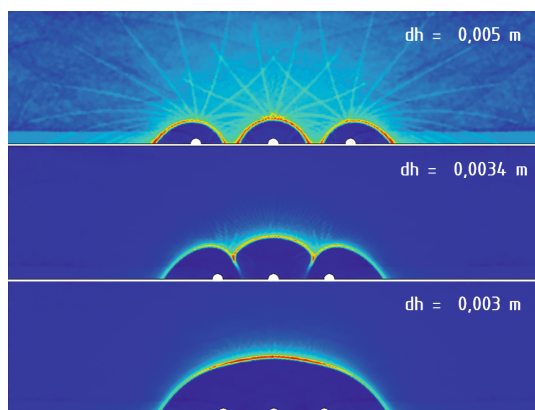


Рис. 8. Влияние коллективного взаимодействия нескольких электродов

Из рисунка видно, что при удалении электродов друг от друга на величину $dh = 0,005$ м, области сбора каждой отдельной шины представляются как обособленные области пространства с собственной замкнутой границей раздела плазма-область сбора. Однако при сокращении расстояния dh до уровня $dh = 0,0034$ м происходит слияние отдельных замкнутых границ областей сбора в одну единую область. На расстоянии $dh = 0,003$ м все три электрода находятся под одной общей областью сбора. При этом совокупная площадь области сбора, лежащая под границей раздела плазма-область сбора, для случая $dh = 0,003$ м в 2,81 раза больше, чем совокупная площадь всех трех областей сбора электродов при $dh = 0,005$ м. Таким образом, предложенная численная модель позволяет качественно наблюдать эффект покрытия поверхности БС, лежащей вблизи открытого электрода. Поэтому такую модель можно использовать как базу для дальнейших исследований коллективного взаимодействия нескольких электродов.

Выводы

Разработана численная модель для оценки электронного тока из плазменной струи ЭРД на открытые электроды БС с учетом влияния пространственного заряда. Представленная модель позволяет, в отличие от известных аналитических решений, определять пространственное разрешение области сбора частиц из плазмы двигателя для любого форм-фактора открытых электродов БС. Также преимуществом численной модели над аналитическими решениями является определение в явном виде границы возникновения эффекта экранирования в зависимости от расстояния между электродами. При этом для сокращения времени счета и использования модели в инженерных расчетах в численную модель введен коэффициент масштаба скоростей частиц K_v , а также учитывается

неизотропность по скоростям электронов, что позволяет использовать модель под любой энергетический спектр струи ЭРД.

Сравнение полученных ВАХ тока из плазмы СПД-70 на имитатор открытого электрода БС в диапазоне от 50 до 450 В в результате численного решения и проведенного эксперимента показывает, что точность расчета отвечает запросам инженерных оценок. При этом, в сравнении с аналитическими решениями, у разработанной модели существует возможность проверки точности не только по ВАХ электрода, но и по пространственному разрешению области сбора частиц. Так, предполагается, что в эксперименте возможно наблюдать область сбора частиц по косвенному признаку – эрозии материала вблизи электрода БС.

Гибкость построения расчетной сетки и геометрии в расчетной области позволяет использовать результаты расчета для проведения дальнейших исследований влияния форм-фактора открытого электрода БС на электронный ток под действием плазменной струи ЭРД. Возможность модели изменять направления сброса частиц открывает возможность для исследования эффекта экранирования в любом случае взаимного углового расположения ЭРД и БС, что не дают классические аналитические решения. Таким образом, предложенная численная модель может быть базисом для проведения дальнейших исследований влияния плазменной струи ЭРД на открытые электроды БС, в недоступной области исследований для аналитических методов.

Список источников

1. Валиуллин В.В., Кочура С.Г., Максимов И.А. и др. Вопросы обеспечения стойкости высоковольтных солнечных батарей космических аппаратов к воздействию вторичных дуговых разрядов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25. № 1. С. 85–105. DOI: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-85-105
2. Schneider T.A., Mikellides I.G., Jongeward G.A., et al. Solar Arrays for Direct-Drive Electric Propulsion: Arcing at High Voltages // Journal of Spacecraft and Rockets. 2005. Vol. 42. No. 3, pp. 543–549. DOI: 10.2514/1.5636
3. Валиуллин В.В., Надирадзе А.Б. Исследование электро-разрядных явлений, инициированных плазмой электроракетных двигателей в электрических цепях высоковольтных солнечных батарей // Космическая техника и технологии. 2024. № 3(46). С. 89–105.
4. Minow J.I., Jordanova V.K., Pitchford D., et al. ISWAT spacecraft surface charging review // Advances in Space Research. 2024. С. 26. DOI: 10.1016/j.asr.2024.08.058
5. Валиуллин В.В., Надирадзе А.Б. Потенциал высоковольтной солнечной батареи космического аппарата в плазме электроракетного двигателя // Вестник Мо-

- сковского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 125–135.
6. *Howell J.T., O'Neill M.J., Mankins J.C.* High-voltage array ground test for direct-drive solar electric propulsion // *Acta Astronautica*. 2006. Vol. 59. No. 1-5, pp. 206–215. DOI: 10.1016/j.actaastro.2006.02.050
 7. *Yoke T., Iwai S., Khan A.R.*, et al. Development of Mission Payloads Onboard High Voltage Technology Demonstration Satellite HORYU-II // *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2013. Vol. 41. No. 12, pp. 3477–3486. DOI: 10.1109/TPS.2013.2276439
 8. *Mazouffre S.* Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches // *Plasma Sources Science and Technology*. 2016. Vol. 25. No. 3: 033002. DOI: 10.1088/0963-0252/25/3/033002
 9. *Lev D., Myers R., Lemmer K.*, et al. The technological and commercial expansion of electric propulsion // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 159, pp. 213–227. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.03.058
 10. *Arkhipov A.S., Kim V., Sidorenko E.K.* Characteristics of jets from stationary plasma thrusters under different operating conditions // *Technical Physics*. 2012. Vol. 57. No.5, pp. 621–630. DOI: 10.1134/S1063784212050040
 11. *Yang Y., Zhou S., Yan K.*, et al. Measurement and diagnosis of miniaturized ion thruster plume // *AIP Advances*. 2023. Vol. 13. No. 3: 035036. DOI: 10.1063/5.0143330
 12. *Hofer R., Jankovsky R.* A Hall thruster performance model incorporating the effects of a multiply-charged plasma // 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit (08–11 July 2001; Salt Lake City, UT, USA). DOI: 10.2514/6.2001-3322
 13. *Brophy J.R., Kakuda R.Y., Polk J.E.*, et al. Ion Propulsion System (NSTAR). Deep Space 1 Technology Validation Report. JPL, 2000. 45 p.
 14. *Beal B.E., Gallimore A., Hargus W.A.* Preliminary Plume Characterization of a Low-Power Hall Thruster Cluster // 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (07–10 July 2002; Indianapolis, Indiana). DOI: 10.2514/6.2002-4251
 15. *Myers R.M., Manzella D.H.* Stationary plasma thruster plume characteristics // *International Electric Propulsion Conference* (13–16 September 1993; Seattle, WA, USA).
 16. *Zhong Q., Pingyang W., Zhaohui D.*, et al. Study of Plume Characteristics of a Stationary Plasma Thruster // *Plasma Science and Technology*. 2008. Vol. 10. No. 5, pp. 612–618. DOI: 10.1088/1009-0630/10/5/17
 17. *Кум В.П.* Стационарные плазменные двигатели в России: проблемы и перспективы // *Труды МАИ*. 2012. № 60. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35374>
 18. *Mikellides I.G., Jongeward G.A., Katz I.J.*, et al. Plume Modeling of Stationary Plasma Thrusters and Interactions with the Express-A Spacecraft // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2002. Vol. 39. No. 6, pp. 894–903. DOI: 10.2514/2.3896
 19. *Jongeward G.A., Katz I.J., Carruth M.R.*, et al. High Voltage Solar Arrays for a Direct Drive Hall Effect Propulsion System // 27th International Electric Propulsion Conference (15–19 October 2001; Pasadena, California). IEPC-01-327.
 20. *Козлов О.В.* Электрический зонд в плазме. М.: Атомиздат, 1969. 292 с.
 21. *Абрамешин А.Е.* Методология проектирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов с учетом воздействия поражающих факторов электризации. Дисс. ... д-ра техн. наук. СПб.: ЛЭТИ, 2016. 262 с.
 22. *Рябцева М.В., Лебедев А.А., Наумова А.А.* и др. Анализ конструкций перспективных солнечных батарей космических аппаратов // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2022. № 3(123). DOI: 10.18698/2308-6033-2022-3-2162
 23. *Казанцев З.А., Ерошенко А.М., Бабкина Л.А.* и др. Анализ конструкций солнечных батарей космических аппаратов // *Космическая техника и технологии*. 2021. Т. 5. № 3(37). С. 121–136. DOI: 10.26732/j.st.2021.3.01
 24. *Валиуллин В.В.* Воздействие плазмы электроракетных двигателей на высоковольтные солнечные батареи космических аппаратов: Дисс. ... канд. техн. наук. М., 2024. 152 с.
 25. *Roussel J.-F., Rogier F., Dufour G.*, et al. SPIS Open-Source Code: Methods, Capabilities, Achievements, and Prospects // *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2008. Vol. 36. No. 5, pp. 2360–2368. DOI: 10.1109/TPS.2008.2002327
 26. *Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П.* Электрические ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1975. 272 с.
 27. *Гниздор Р.Ю., Пятых И.Н., Каплин М.А.* и др. Разработка и исследование характеристик инженерной модели двигателя СПД-70М, работающего на ксеноне и криптоне // *Вестник Московского авиационного института*. 2023. Т. 30. № 2. С. 106–115. DOI: 10.34759/vst-2023-2-106-115
 28. *Ким В.П., Захарченко В.С., Меркурьев Д.В.* и др. О влиянии расхода ксенона и криптона через ускорительный канал на тяговую эффективность стационарных плазменных двигателей Морозова // *Физика Плазмы*. 2019. Т. 45. № 1. С. 14–24. DOI: 10.1134/S0367292119010086
 29. *Goebel D.M., Katz I.* Fundamentals of Electric Propulsion. Ion and Hall Thrusters. California: Jhon Wiley & Sons, Inc., 2008. 508 p.
 30. *Zhang X., Wang W., Bai C.*, et al. An Analysis of the Effect of Hall Thruster Plumes on Surface Charging of a Complex Spacecraft Structure // *Applied Sciences*. 2024. Vol. 14. No. 6: 2650. DOI: 10.3390/app1406265
 31. *Shinde T.L.* Electric Thruster Modeling and its Influence on Spacecraft Charging in Varied Plasma Environments. PhD Thesis. The University of Sydney, 2024.

References

1. Valiullin VV, Kochura SG, Maksimov IA, et al. Issues of ensuring the resistance of high-voltage solar arrays of spacecraft to the effects of secondary arc discharges. *Siberian Aerospace Journal*. 2024;25(1):85–105. (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-85-105
2. Schneider TA, Mikellides IG, Jongeward GA, et al. Solar Arrays for Direct-Drive Electric Propulsion: Arcing at High Voltages. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2005;42(3):543–549. DOI: 10.2514/1.5636
3. Valiullin VV, Nadiradze AB. A study of electric discharge phenomena initiated by plasma from electric thrusters in electric circuits of high-voltage solar arrays. *Space technique and technologies*. 2024(3):89–105. (In Russ.).
4. Minow JI, Jordanova VK, Pitchford D, et al. ISWAT spacecraft surface charging review. *Advances in Space Research*. 2024;26. DOI: 10.1016/j.asr.2024.08.058
5. Valiullin VV, Nadiradze AB. The potential of spacecraft's high-voltage solar battery in plasma of electric propulsion thruster. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(3):125–135. (In Russ.).
6. Howell JT, O'Neill MJ, Mankins JC. High-voltage array ground test for direct-drive solar electric propulsion. *Acta Astronautica*. 2006;59(1-5):206–215. DOI: 10.1016/j.actaastro.2006.02.050
7. Yoke T, Iwai S, Khan AR, et al. Development of Mission Payloads Onboard High Voltage Technology Demonstration Satellite HORYU-II. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2013;41(12):3477–3486. DOI: 10.1109/TPS.2013.2276439
8. Mazouffre S. Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches. *Plasma Sources Science and Technology*. 2016;25(3):033002. DOI: 10.1088/0963-0252/25/3/033002
9. Lev D, Myers R, Lemmer K, et al. The technological and commercial expansion of electric propulsion. *Acta Astronautica*. 2019;159:213–227. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.03.058
10. Arkhipov AS, Kim V, Sidorenko EK. Characteristics of jets from stationary plasma thrusters under different operating conditions. *Technical Physics*. 2012;57(5):621–630. DOI: 10.1134/S1063784212050040
11. Yang Y, Zhou S, Yan K, et al. Measurement and diagnosis of miniaturized ion thruster plume. *AIP Advances*. 2023;13(3):035036. DOI: 10.1063/5.0143330
12. Hofer R, Jankovsky R. A Hall thruster performance model incorporating the effects of a multiply-charged plasma. *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit (July 08-11, 2001; Salt Lake City, UT, USA)*. DOI: 10.2514/6.2001-3322
13. Brophy JR, Kakuda RY, Polk JE, et al. *Ion Propulsion System (NSTAR)*. Deep Space 1 Technology Validation Report. JPL; 2000. 45 p.
14. Beal BE, Gallimore A, Hargus WA. Preliminary Plume Characterization of a Low-Power Hall Thruster Cluster. *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (July 07-10, 2002; Indianapolis, Indiana)*. DOI: 10.2514/6.2002-4251
15. Myers RM, Manzella DH. Stationary plasma thruster plume characteristics. *International Electric Propulsion Conference (September 13-16, 1993; Seattle, WA, USA)*.
16. Zhong Q, Pingyang W, Zhaohui D, et al. Study of Plume Characteristics of a Stationary Plasma Thruster. *Plasma Science and Technology*. 2008;10(5):612–618. DOI: 10.1088/1009-0630/10/5/17
17. Kim VP. Stationary Plasma Thrusters in Russia: Problems and Perspectives. *Trudy MAI*. 2012(60). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35374>
18. Mikellides IG, Jongeward GA, Katz IJ, et al. Plume Modeling of Stationary Plasma Thrusters and Interactions with the Express-A Spacecraft. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2002;39(6):894–903. DOI: 10.2514/2.3896
19. Jongeward GA, Katz IJ, Carruth MR, et al. High Voltage Solar Arrays for a Direct Drive Hall Effect Propulsion System. *27th International Electric Propulsion Conference (October 15-19, 2001; Pasadena, California)*. IEPC-01-327.
20. Kozlov OV. *Electric probe in plasma*. Moscow: Atomizdat; 1969. 292 p. (In Russ.).
21. Abrameshin AE. *Methodology for Designing Onboard Electronic Equipment for Spacecraft Taking into Account the Impact of Damaging Electrification Factors*. Doctoral thesis. Saint Petersburg: LETU, 2016. 262 p.
22. Ryabtseva MV, Lebedev AA, Naumova AA, et al. Analysis of promising spacecraft solar cell designs. *Engineering Journal Science and Innovation*. 2022(3). (In Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2022-3-2162
23. Kazantsev ZA, Eroshenko AM, Babkina LA, et al. Analysis of design of spacecraft solar arrays. *Space technique and technologies*. 2021;5(3):121–136. (In Russ.). DOI: 10.26732/j.st.2021.3.01
24. Valiullin VV. *The effect of plasma from electric rocket engines on high-voltage solar panels of spacecraft*. PhD thesis. Moscow: MAI; 2024. 152 p. (In Russ.).
25. Roussel JF, Rogier F, Dufour G, et al. SPIS Open-Source Code: Methods, Capabilities, Achievements, and Prospects. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2008;36(5):2360–2368. DOI: 10.1109/TPS.2008.2002327
26. Grishin SD, Leskov LV, Kozlov NP. *Electric rocket engines*. Moscow: Mashinostroenie; 1975. 272 p. (In Russ.).
27. Gnizdor RY, Pyatykh IN, Kaplin MA, et al. Development and characteristics studying of the xenon and krypton operating SPD-70M thruster engineering model. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(2):106–115. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2023-2-106-115.
28. Kim VP, Zakharchenko VS, Merkur'ev DV, et al. On the effect of xenon and krypton consumption through an accelerator channel on the thrust efficiency of stationary Morozov plasma engines. *Fizika Plazmy*. 2019;45(1):14–24. (In Russ.). DOI: 10.1134/S0367292119010086
29. Goebel DM, Katz I. *Fundamentals of Electric Propulsion. Ion and Hall Thrusters*. California: Jhon Wiley & Sons, Inc.; 2008. 508 p.

30. Zhang X, Wang W, Bai C, et al. An Analysis of the Effect of Hall Thruster Plumes on Surface Charging of a Complex Spacecraft Structure. *Applied Sciences*. 2024;14(6):2650. DOI: 10.3390/app1406265
31. Shinde TL. *Electric Thruster Modeling and its Influence on Spacecraft Charging in Varied Plasma Environments*. PhD Thesis. The University of Sydney; 2024.

Статья поступила в редакцию / Received 05.12.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 12.01.2026
Принята к публикации / Accepted 22.01.2026