

Научная статья
УДК 537.525.5, 629.7.036.7

ПОТЕНЦИАЛ ВЫСОКОВОЛЬТНОЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ПЛАЗМЕ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Валерий Владимирович Валиуллин¹, Андрей Борисович Надирадзе² 

^{1, 2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

Москва, Россия

¹ valiullinvv@mai.ru

² nadiradze@mai.ru 

Аннотация. Построена расчетная модель для оценки плавающего потенциала открытых металлических поверхностей высоковольтных солнечных батарей (БС) в плазме электроракетного двигателя (ЭРД). Представлены результаты расчета плавающего потенциала БС в зависимости от площади открытых электродов и угла поворота панели БС. Показано, что токи утечки на положительно заряженных электродах могут нагревать их до высоких температур и инициировать вторичные дуговые разряды (ВДР). Проведены оценки разрушающего воздействия ВДР на положительно заряженные электроды. Отмечается возможность возникновения дуговых разрядов на отрицательно заряженных электродах и каркасе. Выявлена необходимость оценки токов утечки, плавающего потенциала и вероятности возникновения дуговых разрядов при проектировании энергоустановок космических аппаратов на базе высоковольтных солнечных батарей..

Ключевые слова: космический аппарат, электроракетные двигатели, высоковольтные солнечные батареи, вторичный дуговой разряд

Для цитирования: Валиуллин В.В., Надирадзе А.Б. Потенциал высоковольтной солнечной батареи космического аппарата в плазме электроракетного двигателя // Вестник Московского авиационного института // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 125–135.

Original article

THE POTENTIAL OF SPACECRAFT'S HIGH-VOLTAGE SOLAR BATTERY IN PLASMA OF ELECTRIC PROPULSION THRUSTER

Valery V. Valiullin¹, Andrey B. Nadiradze² 

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

Moscow, Russia

¹ valiullinvv@mai.ru

² nadiradze@mai.ru 

Abstract

A mathematical model and results of calculation for leakage currents and floating potential of a high voltage solar battery (SB) of a spacecraft (SC) in plasma generated by electric propulsion thruster (EPT) is presented. The floating potential of the solar battery is determined as a potential of SB minus bus with respect to plasma potential generated by EPT. Floating potential value is determined according to Kirchhoff's law by using electron and ion currents coming through open electrodes of solar elements and SB frame. Electron currents are calculated according to relationships known in probe theory for positively and negatively charged electrodes depending on

their potential, surface area and electron temperature. The ion current is determined according to jet parameters at electrode surface without considering electric field effect to the trajectories of accelerated ions.

With the help of the presented model we calculated the floating potential and leakage currents for an abstract SB with working voltage of 150 V and with current of 16 A. SB panel has pipe frame with size of 2.5×3.2 m. It contains 40 strings with 60 solar arrays (SA) with size of 40×80 mm, working voltage of 2.5 V and current of 0.4 A. The area of SA open electrodes is set equal to 0.05, 0.1 and 0.2 cm². The array is rotated round its own axis and subjected to the impact of SPT-100 jet. Ion currents are calculated for the worst case without considering ion incident angle to open electrodes and SB frame. As a result of calculations we reveal that SB floating potential is defined mainly by leakage current trough SB frame and its value runs up to 100 mA in the point closest to EPT jet axis. SB potential ranges from -140 up to -40 V depending on the angle of SA rotation. Maximal value of leakage current is 1400 mA and it takes place at positively charged electrode in the area where plasma concentration is maximal. SB power loss due to leakage currents through plasma is not higher than 1%.

Leakage currents heat impact to electrodes is estimated for heat removal by radiation. We reveal that leakage current through positively charged electrodes can heat electrodes up to high temperature, cause secondary arc discharges, which can destroy electrodes and failed some SB strings. Microarcs can appear at negatively charged electrodes and they can transform into powerful arc discharge, which also can destroy SA.

The obtained results show that EPT plasma impact onto high voltage SB of the SC can be great and it should be consider under designing and testing of power plant of the SC based on high voltage SB.

Keywords: spacecraft, electric propulsion thrusters, high voltage solar batteries, secondary arc discharge

For citation: Valiullin V.V., Nadiradze A.B. The Potential of Spacecraft's High-Voltage Solar Battery in Plasma of Electric Propulsion Thruster. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 3, pp. 125–135.

Введение

Применение высоковольтных солнечных батарей (БС) [1, 2] в космосе является весьма перспективным, поскольку позволяет существенно уменьшить массу системы электропитания (СЭП) космического аппарата (КА). Особенно эффективно применение высоковольтных БС на КА с электроракетными двигателями (ЭРД). Возможность исключить из состава СЭП преобразователи напряжения для питания ЭРД позволяет значительно увеличить массу полезной нагрузки КА [3].

Однако применение высоковольтных БС на КА с ЭРД сопряжено с возникновением токов утечки и риском появления вторичных дуговых разрядов (ВДР), способных привести к разрушению элементов конструкции и значительному снижению выходной мощности батареи [4–7]. Поэтому одной из важнейших проблем перехода на повышенное рабочее напряжение СЭП является обеспечение устойчивости высоковольтной БС к негативному воздействию ВДР и токов утечки.

Существуют два основных типа ВДР, которые могут возникать на открытых электродах БС в плазме, генерируемой ЭРД. Это дуговой разряд на положительно заряженных электродах, горящий в парах испаряющегося анода и прилегающих к нему диэлектриков, и дуговой разряд на отрицательно заряженных электродах, горящий в парах испаряющегося катода.

Поскольку вероятность возникновения этих разрядов существенным образом зависит от потенциала открытых электродов БС, встает вопрос о распределении потенциалов по панели БС и значении тока утечки, протекающего через плазму.

Потенциал открытых электродов зависит от параметров плазмы, конструкции батареи, положения электрода в электрической цепи, гальванических связей между элементами конструкции БС и КА. Если положительно заряженный электрод имеет достаточно большую площадь, а отрицательно заряженный электрод батареи соединен с ее каркасом, то, как правило, последний приобретает значительный отрицательный потенциал относительно окружающей плазмы [8]. В этом случае наиболее вероятно возникновение дугового разряда на отрицательно заряженном выводе БС. Напротив, если площадь положительно заряженных электродов невелика, то они могут приобретать значительный положительный потенциал относительно окружающей плазмы. При этом положительно заряженные электроды могут нагреваться до высоких температур из-за бомбардировки ускоренными электронами плазмы и разрушаться в результате теплового воздействия ВДР.

Таким образом, одной из задач обеспечения надежного функционирования высоковольтной БС в космосе является выбор оптимального значения плавающего потенциала БС, при котором вероят-

ность возникновения разрядов обоих типов будет сведена к минимуму, а их разрушающее воздействие исключено.

Одной из первых работ, в которых обсуждалась возможность и последствия смещения потенциала панелей высоковольтной БС относительно окружающей ионосферной плазмы, является работа [9], опубликованная более 30 лет назад. Эта статья посвящена электрическим пробоям на космической станции Freedom, оснащенной высоковольтной БС с рабочим напряжением 160 В. В статье показано, что в результате взаимодействия БС с ионосферной плазмой ее каркас может приобретать отрицательный потенциал порядка 120–140 В. Это может стать причиной возникновения пробоев на поверхности корпусных панелей, выполненных из анодированного алюминия. В статье дан развернутый обзор публикаций по данной проблеме, описаны экспериментальная установка и результаты проведенных испытаний. Экспериментально доказано, что отрицательный потенциал каркаса БС и корпуса КА действительно может приводить к возникновению электрических разрядов на анодированных корпусных панелях КА.

В работе [8], опубликованной в 2005 году, приведены результаты лабораторных экспериментов по определению плавающего потенциала панели БС с напряжением 74 В в плазменной струе холловского двигателя. В работе представлена расчетная модель, необходимая для выбора условий проведения испытаний, моделирующих реальные условия эксплуатации БС, проведен анализ влияния ионов перезарядки на результаты испытаний.

Плавающий потенциал КА и БС в перезарядочной плазме, генерируемой при работе ЭРД, исследовался в работе [10], вышедшей в 2013 году. Взаимодействие плазмы ЭРД с КА моделировалось численно методом частиц в ячейках с помощью программного обеспечения SPIS (SPIS, Spacecraft Plasma Interaction System [11]). Получены данные о значении и динамике изменения потенциала КА при включении ЭРД.

Существует множество других работ (например, [12, 13]), посвященных вопросам определения плавающего потенциала БС, токов утечки и вероятности возникновения электрических разрядов, инициированных окружающей плазмой.

Значительный теоретический и экспериментальный задел по данным вопросам накоплен в ходе исследований процессов взаимодействия Международной космической станции (МКС) с окружающей ионосферной плазмой, а также исследований взаимодействия плазменного контактора и СБ МКС [14–17]. Результаты этих исследований убедительно доказывают значительное влияние токов утечки на

работу МКС и вероятность возникновения мощных электрических разрядов, способных привести к необратимым изменениям жизненно важных систем станции. Для защиты МКС от этих разрядов и был применен упомянутый выше плазменный контактор.

Все это подтверждает актуальность данной проблемы и необходимость учета указанных факторов при проектировании и испытаниях БС. По мере развития технологий математического моделирования и экспериментальных исследований теория и результаты прогнозирования постоянно уточняются. Тем не менее окончательного ответа на все вопросы пока не получено.

В связи с этим целью данной статьи является построение математической модели для оценки плавающего потенциала высоковольтной БС в плазме, генерируемой холловским двигателем. С помощью этой модели будут проведены расчеты плавающего потенциала и токов утечки в зависимости от площади открытых электродов и положения панели БС относительно двигателя. На основании полученных данных будет дана оценка вероятности возникновения ВДР и их разрушающего воздействия на БС.

Расчетная модель

Как известно [13], плазменные струи электро ракетных двигателей содержат ионы двух сортов: ускоренные ионы с энергиями в сотни и тысячи электронвольт и ионы перезарядки, имеющие начальные энергии менее 1 эВ. Ионы перезарядки ускоряются электрическим полем плазменной струи и «выталкиваются» из нее с энергией до 30 эВ. Поскольку эти ионы взаимодействуют с заряженными электродами БС по-разному, то и для описания этого взаимодействия должны применяться разные модели. Электрическое поле БС практически не влияет на ускоренные ионы струи, за исключением ближней приэлектродной области, имеющей размер порядка 3–5 радиусов Дебая (около 2–3 см). Поэтому для определения величины потока ускоренных ионов на поверхность электрода достаточно знать параметры струи в заданной точке пространства. Напротив, траектории ионов перезарядки в значительной степени подвержены влиянию электрического поля БС. И поскольку это влияние может распространяться на большие расстояния (вплоть до источника плазмы), расчетная модель должна охватывать всё пространство струи и все заряженные поверхности [10, 18, 19].

В рамках данной работы будет рассмотрена упрощенная модель, не учитывающая наличие ионов перезарядки и их влияние на потенциал БС. Эта модель применима только в тех случаях, когда панель БС находится в конусе угла расходимости

плазменной струи ЭРД, а влияние ионов перезарядки (полный ток которых не превышает 1–2% полного ионного тока струи) пренебрежимо мало. Также представленная модель не учитывает потоки ионов перезарядки, попадающие на корпус КА, который обычно находится под отрицательным потенциалом относительно окружающей плазмы.

Для случаев, когда панель БС находится в задней полусфере струи, или для условий стендовых испытаний такое допущение неприменимо. Наличие большого количества ионов перезарядки существенно меняет картину взаимодействия и требует использования более сложных моделей.

Упрощенная электрическая схема БС представлена на рис. 1.

Батарея состоит из M параллельно соединенных цепочек (стрингов), каждая из которых содержит N последовательно соединенных солнечных элементов (СЭ). Стринги подключены к общей положительной шине через развязывающие диоды. Отрицательная шина и каркас БС подключены к корпусу КА. Ускоренные ионы струи не попадают на корпус КА, поэтому он не участвует в балансе токов.

Будем считать, что батарея работает на номинальном режиме. Напряжение на всех СЭ одинаково и равно напряжению в рабочей точке U_p вольт-амперной характеристики (ВАХ) элемента. Влиянием тока утечки на напряжение отдельных СЭ при оценке плавающего потенциала пренебрегаем (учитывая почти прямоугольную форму ВАХ СЭ и небольшое значение тока утечки). Тогда напряжения на положительных выводах СЭ относительно отрицательной шины БС будут равны

$$U_{i,j} = i \cdot U_p, \tag{1}$$

где $i = \overline{1, N}$ – индекс элемента в стринге;
 $j = \overline{1, M}$ – индекс стринга.

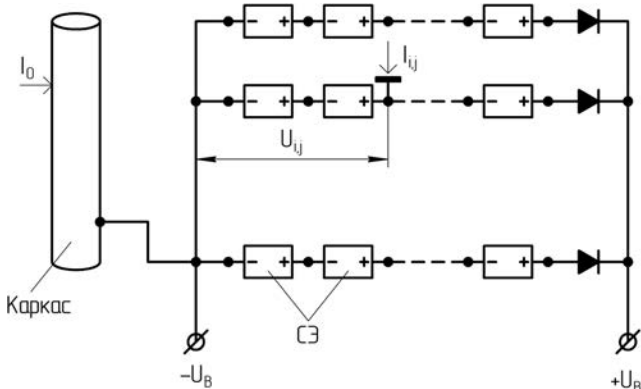


Рис. 1. Упрощенная электрическая схема высоковольтной БС

Соответственно, потенциалы положительных выводов СЭ относительно окружающей плазмы будут равны

$$\varphi_{i,j} = \varphi_- + U_{i,j}, \tag{2}$$

где φ_- – потенциал отрицательной шины БС относительно окружающей плазмы.

Отрицательные выводы всех СЭ, подключенных к отрицательной шине БС, имеют индекс $i = 0$ и потенциал $\varphi_{0,j} = \varphi_-$.

Таким образом, определив φ_- , по формуле (2), можно определить потенциалы всех открытых электродов БС. Исходя из этого, в качестве плавающего потенциала БС будем рассматривать величину φ_- . Потенциал положительной шины при этом равен $\varphi_+ = \varphi_- + U_B$, где $U_B = N \cdot U_p$ – рабочее напряжение БС.

Чтобы определить φ_- , необходимо решить уравнение баланса токов утечки для всех узлов БС:

$$I_s + \sum_{i=0, N; j=1, M} I_{i,j} = 0, \tag{3}$$

где $I_{i,j}$ – токи утечки через плазму в каждом узле высоковольтной БС (на каждом открытом электроде, включая отрицательные выводы СЭ, подключенных к отрицательной шине);

I_s – суммарный ток утечки через каркас БС.

Поскольку ионы струи имеют большую направленную скорость (энергия ускоренных ионов струи применяемых в настоящее время холловских двигателей составляет 300–700 эВ [13, 20]), в первом приближении можно принять, что отклонение их траекторий в электрическом поле электродов незначительно. Тогда для ионного тока на открытые электроды (полагая, что протяженность электродов мала и изменений параметров струи на длине электродов не происходит) можно записать:

$$I_{i,j}^{(+)} = J_{i,j} \cdot F_{i,j} \cos(\theta_{i,j}), \tag{4}$$

где $J_{i,j}$ – плотность ионного тока на i, j -й открытый электрод;

$F_{i,j}$ – площадь поверхности электрода;

$\theta_{i,j}$ – угол падения ионов на электрод относительно нормали к его поверхности.

Согласно (4), ионная составляющая тока не зависит от потенциала электрода. Однако это не совсем так. При значительных отрицательных потенциалах (порядка $-U_B$) электрод будет собирать дополнительное количество ионов, а при положительных (порядка $+U_B$) – отталкивать их.

Наиболее сильное влияние этот фактор будет оказывать при отрицательных потенциалах, поскольку доля ионного тока на положительно заряженные электроды относительно невелика по сравнению с электронным. Из этого следует, что применение формулы (4) даст заниженные значе-

ния ионного тока и, соответственно, повышенные отрицательные значения потенциала ϕ_0 .

Действительно, поскольку рассчитанный ионный ток на отрицательно заряженные электроды будет меньше реального, то для его компенсации потребуется меньшее значение тока положительно заряженных электродов, собирающих электроны. Соответственно, ϕ_- будет больше, чем его реальное значение, а потенциалы положительно заряженных электродов окажутся заниженными. Увеличение ионного тока на отрицательно заряженные электроды эквивалентно увеличению его площади и приведет к смещению ϕ_- в сторону плавающего потенциала изолированного электрода. При этом потенциал положительно заряженных электродов БС увеличится на ту же величину.

Заметим, что в реальных БС электроды имеют сложную форму и могут быть частично затенены элементами конструкции БС [21], что вносит дополнительные ошибки в определение ионного тока. Однако учесть эти факторы в аналитической модели не представляется возможным. Для их учета необходимо рассматривать реальную геометрию БС, использовать численные методы решения задачи и более сложную модель ионного тока, учитывающую траектории движения ионов в окрестности электродов СЭ в каждой конкретной точке БС.

Поскольку влияние электрического поля на траектории высокоэнергетических ускоренных ионов струи начинает проявляться только при скользких углах падения, верхнюю оценку тока на электрод можно получить, приняв, что все ионы движутся по нормали к поверхности электрода, то есть приняв в (4), что все $\theta = 0$.

Электронная составляющая тока на электроды, находящиеся под отрицательным потенциалом $V^- = -\phi$, $\phi \leq 0$ относительно окружающей плазмы, согласно классической зондовой теории [22], может быть определена как

$$I_{i,j}^{(-)}(V^-) = J_{e,0} \exp\left(-\frac{eV^-}{kT_e}\right) A_{i,j}, \quad (5)$$

где $J_{e,0} = \frac{1}{4} en_{i,j} v_e$ – плотность хаотического тока;

$v_e = \left(\frac{8kT_e}{\pi m_e}\right)^{\frac{1}{2}}$ – средняя тепловая скорость электрона;

$n_{i,j}$ – концентрация плазмы в точке $r_{i,j}$;

$A_{i,j}$ – площадь электрода.

Электронный ток при $\phi \leq 0$ практически не зависит от формы электрода [22], что позволяет применять выражение (5) для всех электродов без учета их геометрии и ориентации в пространстве.

При положительном потенциале электрода $V^+ = \phi$, $\phi > 0$ электроны притягиваются к электроду

и расчет тока на электрод значительно усложняется. В этом случае применяют орбитальную теорию [23], согласно которой электронный ток насыщения приближенно равен

$$I_{i,j}^{(-)}(V^+) = I_0 \left(1 + \frac{eV^+}{kT_e}\right)^\beta. \quad (6)$$

Показатель степени β в (6) для цилиндрического зонда равен $1/2$, а для сферического он равен 1 [23]. Поскольку электроды СЭ имеют относительно небольшие размеры и собирают электроны из полусферы (трехмерная геометрия), можно принять, что $\beta = 1$. Более точная оценка коэффициента β может быть получена только экспериментально для геометрии электродов и параметров плазменного потока, наиболее приближенных к реальным.

Отметим, что выражения, аналогичные (5), (6), были применены в работе [10] для оценки электронного тока на открытые контакты панели БС, находящиеся при отрицательном и положительном смещении. Подобные расчеты представлены также в работах [14, 24].

Суммарный ток на электроды и на каркас БС складывается из электронной и ионной составляющих с соответствующими знаками:

$$I_{i,j} = I_{i,j}^{(+)} - I_{i,j}^{(-)}; \quad (7)$$

$$I_0 = I_0^{(+)} - I_0^{(-)}. \quad (8)$$

Значения концентрации плазмы $n_{i,j}$ и плотности ионного тока в точках расположения электродов можно определить с помощью расчетных моделей струи ЭРД [25–31]. Данные параметры могут быть оценены и по более простым эмпирическим моделям, построенным в приближении точечного источника с переменной по углу интенсивностью. Так, в работе [32] для оценки плотности ионного тока в струе стационарного плазменного двигателя СПД-100 была получена следующая полуэмпирическая формула:

$$j_i(r, \varphi) = \left(\frac{r_0}{r}\right)^2 \left(a_0 + \frac{a_1}{a_2 + \varphi^2}\right), \quad (9)$$

где j_i – плотность ионного тока (мА/см²);

r – расстояние от среза двигателя;

$r_0 = 1$ м – базовая длина;

φ – угол между линией тока и осью двигателя (градусы);

$a_0 = 0,0014895$; $a_1 = 103,12$; $a_2 = 60,169$ – константы.

Заметим, что величина I_0 рассчитывается путем интегрирования плотности тока ионов струи по всей поверхности каркаса.

Оценка плавающего потенциала

Для примера оценим плавающий потенциал панели высоковольтной БС с рабочим напряжением 150 В при токе 16 А, размером 2,5 × 3,2 м, содержащей 40 стрингов по 60 элементов. Солнечные элементы имеют размеры 40 × 80 мм, напряжение $U_p = 2,5$ В, ток 0,4 А. Площадь открытых электродов СЭ задавалась равной 0,05, 0,1 и 0,2 см².

Стринги ориентированы вдоль стороны 2,5 м. Каркас панели выполнен из алюминиевой трубы диаметром 30 мм. Схема взаимного расположения панели БС и двигателя, а также индексы угловых СЭ приведены на рис. 2.

Расстояние от двигателя до оси вращения панели БС равно 1 м, угол отклонения оси двигателя от оси Z равен 20°. Панель БС вращается вокруг оси Z по часовой стрелке.

На рис. 3 приведены результаты расчета полного ионного тока на каркас БС в зависимости от угла поворота панели БС, выполненные по формуле (4) с учетом и без учета угла падения ионов на поверхность каркаса.

Как видно из рис. 3, если допустить разворот траекторий ионов струи в результате действия на них электрического поля и не учитывать угол падения ионов на поверхность каркаса, то полный ионный ток на каркас возрастет почти в пять раз

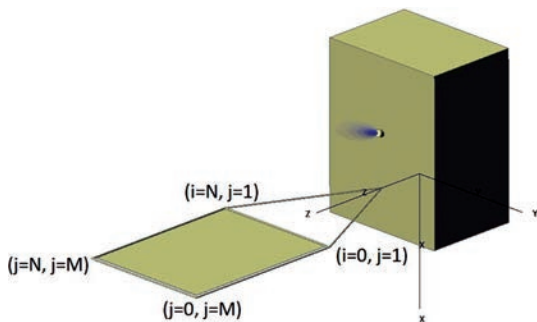


Рис. 2. Схема расположения БС и двигателя коррекции на КА (форма струи показана условно)

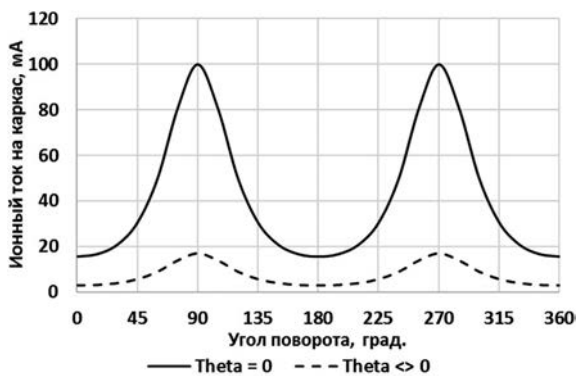


Рис. 3. Зависимость полного ионного тока на каркас БС от угла поворота панели БС

(с 18 до 100 мА). Это значит, что отклонение траекторий ионов в поле отрицательно заряженных электродов может оказывать значительное влияние на ток утечки через каркас и его следует учитывать при моделировании.

Кроме того, при значительном отрицательном потенциале каркаса существенным может стать ток ионов перезарядки, который у СПД-100 может достигать 50 мА (около 1–2% полного ионного тока струи).

В реальных конструкциях ток на каркас может быть еще больше, поскольку использованная в расчетах геометрическая модель БС является сильно упрощенной. Реальная конструкция БС может содержать множество не учтенных в модели элементов (например, поперечные штанги или перегородки), которые существенно увеличивают площадь сбора.

На основании вышесказанного, в дальнейшем будем использовать значения тока утечки с каркаса, полученные без учета угла падения ионов, что соответствует худшему случаю.

На рис. 4 приведены результаты расчета плотности ионного тока и концентрации ионов струи над поверхностью панели БС при угле поворота панели БС $\alpha = 45^\circ$ (промежуточное положение).

Решение уравнения (3) относительно ϕ_- с учетом данных по параметрам струи для различных углов поворота панели БС α позволяет определить зависимость $\phi_-(\alpha)$ и значения токов утечки для отдельных СЭ и для всей БС в целом.

Проведенные расчеты показали, что в зависимости от угла поворота панели БС потенциал (+) и (-) шин может меняться в широком диапазоне значений (рис. 5). При углах поворота панели БС $\alpha = 90$ и 270° на зависимостях $\phi_+(\alpha)$ и $\phi_-(\alpha)$ имеются два максимума различной амплитуды. Эти максимумы соответствуют максимумам зависимости $I_0(\alpha)$, обусловленным прохождением каркаса БС через ядро струи. Различие максимумов ϕ по амплитуде (при одинаковых значениях тока утечки с каркаса) объясняется тем, что в положении $\alpha = 90^\circ$ электроды элементов СЭ с наибольшим положительным потенциалом находятся в области с малой концентрацией плазмы, а при $\alpha = 270^\circ$ – с большой. Очевидно, что в области с малой концентрацией плазмы для компенсации тока утечки с каркаса потенциал электродов должен быть больше, чем в области с большой концентрацией.

Заметим, что в рассмотренной конфигурации плавающий потенциал БС определяется, в основном, током утечки с коллектора. Этот ток компенсируется токами утечки с электродов СЭ, потенциалы которых устанавливаются в зависимости от концентрации плазмы над их поверхностью.

С увеличением площади электродов плотность тока, требуемая для компенсации тока

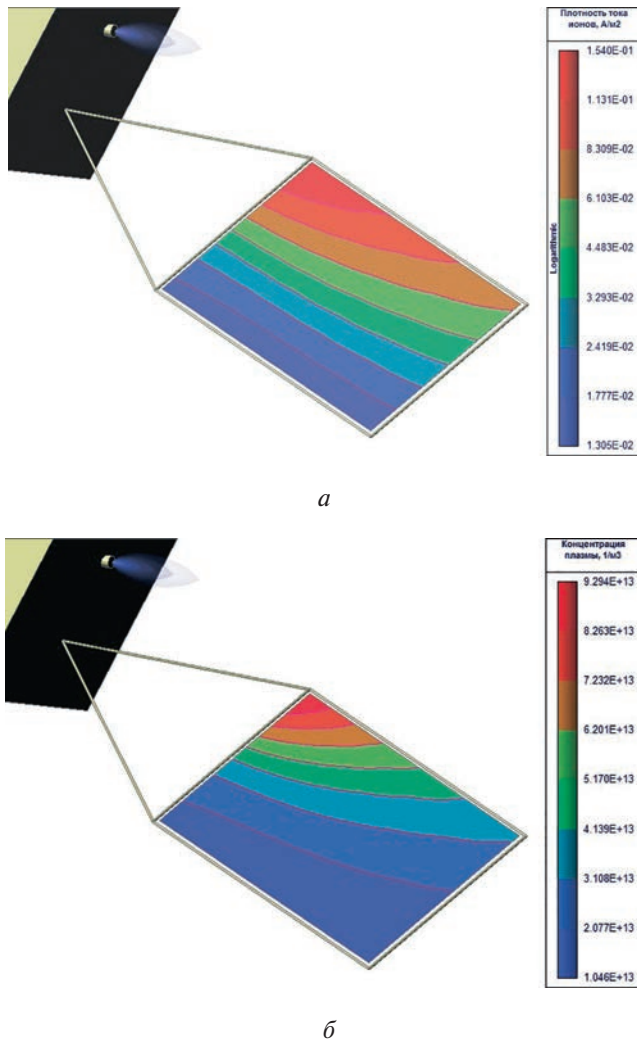


Рис. 4. Плотность ионного тока (а) и концентрация плазмы над поверхностью панели БС (б) при угле поворота панели БС $\alpha = 45^\circ$ (форма струи показана условно)

утечки с каркаса, уменьшается. Это приводит к смещению потенциалов открытых электродов и плавающего потенциала БС в отрицательную область. И наоборот, при уменьшении площади электродов их потенциал вместе с плавающим потенциалом БС возрастает, что и показано на рис. 5.

Максимальные значения тока утечки (рис. 6) реализуются при $\alpha = 270^\circ$ через электрод с индексами $j = 1$ (первый стринг, расположенный ближе всего к двигателю) и $i = N$ (вывод СЭ с наибольшим положительным потенциалом, находящийся в наиболее плотной плазме). При $\alpha = 90^\circ$ ток утечки через этот электрод почти в восемь раз меньше. В связи с этим возникает вопрос: как же тогда происходит компенсация тока утечки каркаса? Ответ находим, рассматривая распределение тока утечки с электродов вдоль стринга $j = 1$ (рис. 7).

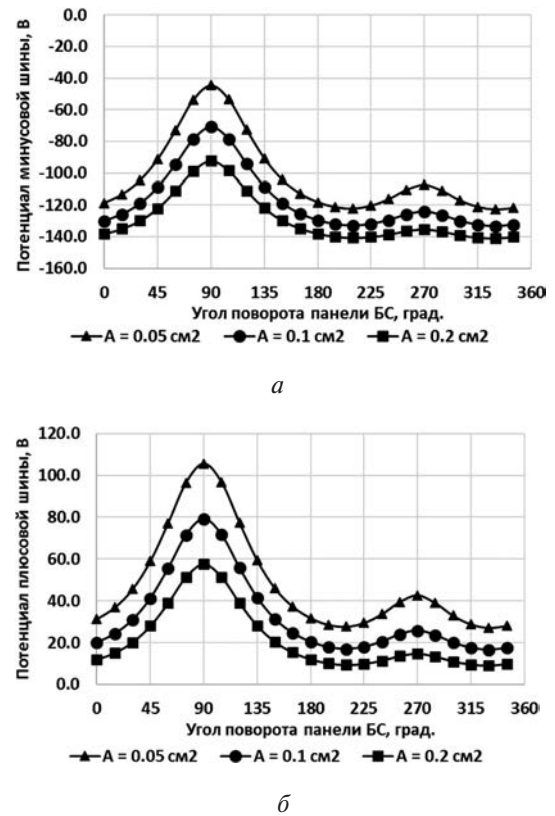


Рис. 5. Зависимость плавающего потенциала отрицательной (а) и положительной (б) шин БС от угла поворота панели БС при различной площади открытых электродов СЭ

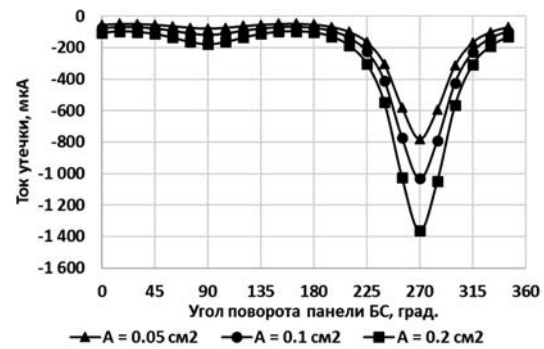


Рис. 6. Зависимость тока утечки электрода $I_{N,1}$ от угла поворота панели БС

При $\alpha = 90^\circ$ (рис. 7,а) электроды с малыми номерами (отрицательные значения ϕ) находятся в области с большой концентрацией плазмы, а с большими номерами – в области с малой концентрацией. Компенсация тока утечки с каркаса происходит за счет тока утечек электродов с положительными потенциалами ($i = 10 \dots 30$). При этом в компенсации тока утечки с каркаса участвует значительная часть электродов стринга.

При $\alpha = 270^\circ$ (рис. 7,б) картина меняется на противоположную. Теперь электроды с малыми

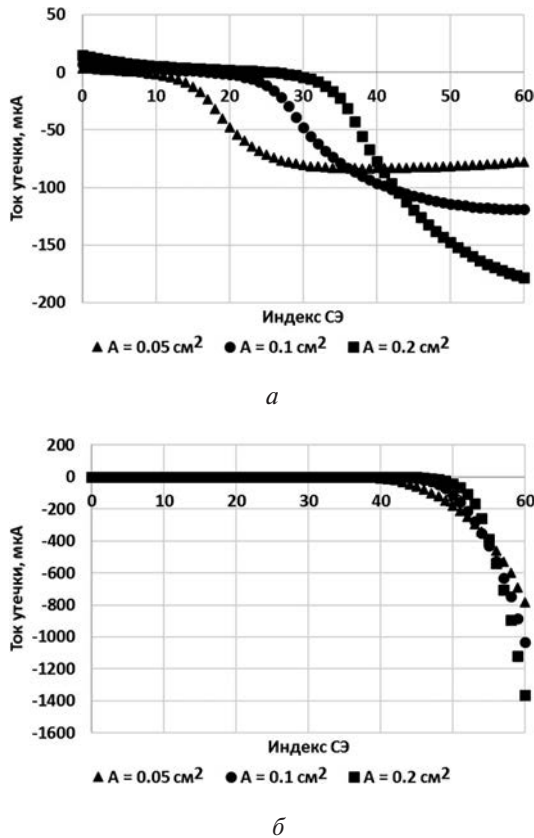


Рис. 7. Зависимость тока утечки с элементов стринга $j = 1$ при углах поворота панели БС $\alpha = 90^\circ$ (а) и 270° (б)

номера (отрицательные значения φ) находятся в области с малой концентрацией плазмы, а с большими номерами – в области с большой концентрацией. Соответственно, основной вклад в компенсацию тока утечки с каркаса будет давать небольшое количество электродов с наибольшим положительным потенциалом.

Влияние площади электрода на ток утечки не однозначно, поскольку оно связано с распределением концентрации плазмы над поверхностью панели БС. В рассмотренной конфигурации с увеличением площади электродов ток утечки возрастает, хотя потенциал положительно заряженных электродов снижается. Это происходит потому, что изменяется распределение тока утечки вдоль стринга.

Отметим, что в данной конфигурации потери мощности БС за счет тока утечки определяются, в основном, током утечки через каркас и составляют примерно 0,6% при $\alpha = 270^\circ$. Поскольку такие ситуации реализуются не часто, можно считать, что существенных потерь мощности БС за счет тока утечки не происходит (при условии, что каркас имеет относительно небольшую площадь и не попадает в плотные области струи ЭРД).

Однако тепловой эффект воздействия тока утечки на электроды может оказаться весьма значитель-

ным. В первом приближении можно принять, что количество тепла, выделяемого на положительно заряженном электроде за счет бомбардировки электронами плазмы, равно

$$Q_{i,j} \approx I_{i,j}^{(-)} \cdot \varphi_{i,j}. \quad (10)$$

Тогда, полагая, что теплоотвод от электрода происходит только за счет излучения, а внешние источники тепла отсутствуют (хотя это не совсем так, поскольку рядом с электродом находятся элементы конструкции, нагретые до $60-80^\circ\text{C}$), равновесную температуру электрода можно оценить как

$$T_{i,j} = \sqrt[4]{\frac{Q_{i,j}}{\varepsilon \sigma A_{i,j}}}, \quad (11)$$

где ε – степень черноты электрода (для серебра $\varepsilon \approx 0,5$); σ – постоянная Стефана–Больцмана.

Результаты расчета $T_{i,j}$ по формуле (11) для электрода $i = N, j = 1$ приведены на рис. 8. Из этого рисунка следует, что нагрев электродов может быть весьма значительным (более 400°C). При такой температуре происходит деструкция большинства диэлектрических материалов, могут разрушаться паяные соединения. Кроме того, газовыделение с поверхности материалов, прилегающих к нагретому до высокой температуры электроду, может привести к образованию вокруг него плотной газовой оболочки, которая будет ионизироваться укоренными электронами плазмы. Концентрация плазмы увеличится, и может возникнуть вторичный дуговой разряд, который приведет к еще большему увеличению тока и температуры электрода. При неудачном стечении обстоятельств это может стать причиной разрушения электродов и выхода одного или нескольких стрингов из строя.

Из рис. 8 следует, что в данной конфигурации площадь электродов не оказывает существенного влияния на их температуру. Однако по мере уменьшения площади каркаса и, соответственно, тока

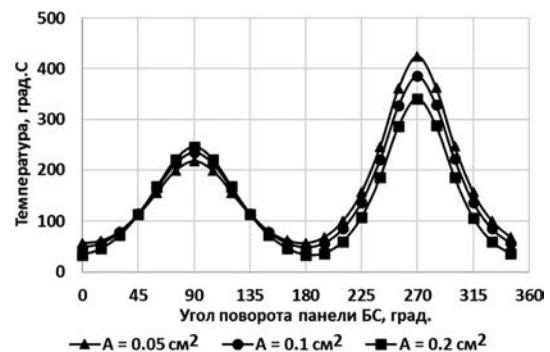


Рис. 8. Зависимость равновесной температуры электрода $T_{N,1}$ от угла поворота панели БС

утечки через каркас влияние площади электродов усиливается. Хотя при этом и тепловой эффект ослабевает, поскольку потенциалы положительно заряженных электродов и выделяемая на них мощность заметно снижаются.

Большой отрицательный потенциал каркаса и отрицательной шины БС не менее опасен, поскольку на отрицательно заряженных поверхностях в плазме ЭРД могут возникать микродуговые разряды (одиночные эктоны [33, 34]), которые затем могут перерасти в мощные дуговые разряды, питаемые энергией, генерируемой БС.

Выводы

Представлена расчетная модель для оценки плавающего потенциала панелей высоковольтных БС в плазме ЭРД. Показано, что значения плавающего потенциала определяются, в основном, током утечки через каркас БС. Этот ток образуется в результате взаимодействия плазменной струи ЭРД с поверхностью каркаса. При больших отрицательных потенциалах каркаса существенное влияние на ток утечки может оказывать отклонение траекторий ионов в электрическом поле каркаса. В рассмотренном примере потенциал каркаса и отрицательной шины БС находился в диапазоне от -140 до -40 В, а положительной шины – от 10 до 100 В. Максимальное значение тока утечки через отдельный электрод составило 1400 мкА. Оно достигалось на положительно заряженном электроде в области с максимальной концентрацией плазмы. Потери мощности БС за счет токов утечки через плазму не превышают 1% . Однако ток утечки через положительно заряженные электроды может нагревать их до высоких температур и инициировать вторичные дуговые разряды, способные привести к разрушению электродов и выходу из строя отдельных стрингов БС. На отрицательно заряженных электродах в плазме ЭРД могут возникать микродуги, перерастающие в мощные дуговые разряды, которые также могут привести к разрушению элементов конструкции БС. Полученные результаты показывают, что влияние плазмы ЭРД на высоковольтные БС КА может быть значительным и его необходимо учитывать при проектировании и испытаниях высоковольтных БС.

Список источников

1. Осипов А.В., Шиняков Ю.А., Черная М.М. Высоковольтная система электропитания космического аппарата с индуктивно-емкостным преобразователем. Патент RU 2634612 С2. Бюл. № 31, 02.11.2017.
2. Шиняков Ю.А., Осипов А.В., Черная М.М. Высоковольтная система электропитания космического аппарата. Патент RU 2634513 С2. Бюл. № 31, 02.11.2017.

3. Goebel D.M., Filimonova O.S. High Voltage Solar Array Development for Space and Thruster-Plume Plasma Environments // IEEE Transactions on Plasma Science. 2022. Vol. 50. No. 3, pp. 721-730. DOI: 10.1109/TPS.2022.3147424
4. Акишин А.И. Снижение мощности солнечных батарей искусственных спутников Земли под воздействием электрических разрядов // Перспективные материалы. 2008. № 4. С. 21–28.
5. Акишин А.И. Электроразрядные сбои в космических аппаратах в зоне космических излучений // Перспективные материалы. 2010. № 2. С. 27–32.
6. Ferguson D.C., Hillard G.B., Vayner B.V. et al. High Voltage Space Solar Arrays // 53rd International Astronautical Congress. The World Space Congress - 2002. IAC-02-IAA.6.3.03.
7. Vayner B.V., Galofaro J.T., Ferguson D.C. Experimental Study of Arcing on High-voltage Solar Arrays // 18th Space Photovoltaic Research and Technology Conference (Cleveland. Ohio. 2005).
8. Khayms V., Logan-Garbisch A., Kannenberg K. Measurements and modeling of a solar array floating potential and leakage current in a Hall thruster plume environment // 41st AIAA/ASME/ASE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005. DOI: 10.2514/6.2005-3862
9. Carruth M.R., Vaughn J.A., Bechtel R.T., Gray P.A. Electrical Breakdown of Space Station Freedom Surfaces // 30th Aerospace Science Meeting and Exhibit (Reno. NV. 1992). AIAA 92-0820.
10. Théroude C., Satellites A., Ardura C., Gengembre E. Self-consistent Simulations of Interactions between Spacecraft and Plumes of Electric Thrusters // 33rd International Electric Propulsion Conference (The George Washington University, Washington D.C. USA. 2013). IEPC-2013-73.
11. Spacecraft Plasma Interaction Software: SPIS, Spacecraft Plasma Interaction System – SPIN 2023. URL: <https://www.spis.org/software/spis/>
12. Cho M., Hastings D.E. Dielectric Charging Process and Arcing Rates of High Voltage Solar Arrays // Journal Spacecraft and Rockets. 1991. Vol. 28. No. 6, pp. 698-706.
13. Goebel D.M., Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters. - John Wiley & Sons, Inc., 2008. – 514 p. DOI: 10.1002/9780470436448
14. Tverdokhlebova E.M., Borisov B.G., Korsun A.G. et al. Simulation of near-electrode processes of a electric discharge in the ISS environment // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (09-12 January 2006; Reno. Nevada). DOI: 10.2514/6.2006-872
15. Tverdokhlebova E.M., Korsun A.G., Garkusha V.I. et al. Influence of Space Propulsions and Plasma Sources on Electric-Discharge Phenomena on the ISS // 4th International Spacecraft Propulsion Conference (Chia Laguna (Cagliari). Sardinia. Italy. 2004). ESA SP-555.
16. Gabdullin F.F., Korsun A.G., Lavrenko E.G. et al. The Plasma Plume of the ISS Plasma Contactor Unit under

- the Effect of the Geomagnetic Field // 30th International Electric Propulsion Conference (Florence. Italy. 2007).
17. *Gabdullin F.F., Korsun A.G., Tverdokhlebova E.M.* The Plasma Plume Emitted Onboard the International Space Station Under the Effect of the Geomagnetic Field // *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2008. Vol. 36. No. 5, pp. 2207–2213. DOI: 10.1109/TPS.2008.2004236
 18. *del Amo J.G.* Numerical Simulation of the Interactions Between Solar Arrays and the Surrounding Plasma Environment DRAFT // 29th International Electric Propulsion Conference (Princeton University. USA. 2005).
 19. *Shan K., Chu Yu., Li Q.* et al. Numerical Simulation of Interaction between Hall Thruster CEX Ions and SMART-1 Spacecraft // *Mathematical Problems in Engineering*. 2015. Vol. 3, pp. 1–8. DOI: 10.1155/2015/418493
 20. *Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А.* Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 2008. – 280 с.
 21. *Галкин В.В.* Солнечные и аккумуляторные батареи ОАО «Сатурн» на космических аппаратах с электронными двигателями // *Труды МАИ*. 2012. № 60. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35383>
 22. *Козлов О.В.* Электрический зонд в плазме. – М.: Атомиздат, 1969. – 291 с.
 23. *Хаддлстоун Р.Х. Леонард С.Л.* (ред.) Диагностика плазмы / Пер. с англ. Е.И. Доброхотова, Н.Г. Ковальского, В.С. Муховатова; Под ред. С.Ю. Лукьянова. – М.: Мир, 1967. – 515 с.
 24. *Korsun A.G., Tverdokhlebova E.M., Gabdullin F.F., Brosse S.* The Electric Currents and Potentials Generated by Plasma Plume over SC Structure Elements // 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2004. DOI:10.2514/6.2004-985
 25. *Семенов Д.А., Саевец П.А., Комаров А.А., Румянцев А.В.* Анализ интегральных характеристик стационарного плазменного двигателя // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 4. С. 173–180. DOI: 10.34759/vst-2020-4-173-180
 26. *Надирадзе А.Б., Хартов С.А., Шапошников В.В.* Исследования особенностей процесса ионной эрозии в стационарном плазменном двигателе // *Вестник Московского авиационного института*. 2008. Т. 15. № 3. С. 25–33.
 27. *Надирадзе А.Б., Фролова Ю.Л., Зуев Ю.В.* Калибровка конической модели струи стационарного плазменного двигателя по интегральным параметрам двигателя // *Вестник Московского авиационного института*. 2019. Т. 26. № 4. С. 144–155. DOI: 10.34759/vst-2019-4-144-155
 28. *Надирадзе А.Б., Фролова Ю.Л.* Механизмы образования ионов промежуточных энергий в струях стационарных плазменных двигателей // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 3. С. 186–197. DOI: 10.34759/vst-2020-3-186-197
 29. *Архипов А.С., Сидоренко Е.К.* Анализ баланса энергии в разряде стационарного плазменного двигателя по результатам измерений его интегральных параметров и характеристик струи // *Вестник Московского авиационного института*. 2010. Т. 17. № 5. С. 121–129.
 30. *Захаренков Л.Э., Семенкин А.В., Солодухин А.Е.* Экспериментальное исследование многодвигательной системы на базе нескольких одновременно работающих электро-ракетных двигателей с анодным слоем // *Космическая техника и технологии*. 2016. № 1(12). С. 39–56.
 31. *Жасан В.С., Ким В.П., Меркурьев Д.В.* и др. Исследование интегральных характеристик и характеристик струи СПД малой мощности при работе на ксеноне, криптоне и их смесях // *Известия Российской академии наук. Энергетика*. 2016. № 2. С. 66–79.
 32. *Absalamov S.K., Andreev V.B., Colbert T.* et al. Measurement of plasma parameters in the stationary plasma thruster (SPT-100) plume and its effects on spacecraft components // 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit (06–08 July 1992; Nashville, TN, USA). DOI: 10.2514/6.1992-3156
 33. *Лафферти Дж.* (ред.) Вакуумные дуги / Пер. с англ. А.В. Елецкого, Е.З. Меплихова, А.А. Раддига; Под ред. В.И. Раховского. – М.: Мир, 1982. – 428 с.
 34. *Месяц Г.А.* Эктон — лавина электронов из металла // *Успехи физических наук*. 1995. Т. 165. № 6. С. 601–626. DOI: 10.3367/UFNr.0165.199506a.0601

References

1. Osipov A.V., Shinyakov Yu.A., Chernaya M.M. *Patent RU 2634612 C2*, 02.11.2017.
2. Shinyakov Yu.A., Osipov A.V., Chernaya M.M. *Patent RU 2634513 C2*, 02.11.2017.
3. Goebel D.M., Filimonova O.S. High Voltage Solar Array Development for Space and Thruster-Plume Plasma Environments. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2022, vol. 50, no. 3, pp. 721–730. DOI: 10.1109/TPS.2022.3147424
4. Akishin A.I. *Perspektivnye materialy*, 2008, no. 4, pp. 21–28.
5. Akishin A.I. *Perspektivnye materialy*, 2010, no. 2, pp. 27–32.
6. Ferguson D.C., Hillard G.B., Vayner B.V. et al. High Voltage Space Solar Arrays. *53rd International Astronautical Congress. The World Space Congress - 2002*. IAC-02-IAA.6.3.03.
7. Vayner B.V., Galofaro J.T., Ferguson D.C. Experimental Study of Arcing on High-voltage Solar Arrays. *18th Space Photovoltaic Research and Technology Conference (Cleveland. Ohio. 2005)*.

8. Khayms V., Logan-Garbisch A., Kannenberg K. Measurements and modeling of a solar array floating potential and leakage current in a Hall thruster plume environment. *41st AIAA/ASME/ASE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2005. DOI: 10.2514/6.2005-3862
9. Carruth M.R., Vaughn J.A., Bechtel R.T., Gray P.A. Electrical Breakdown of Space Station Freedom Surfaces. *30th Aerospace Science Meeting and Exhibit (Reno, NV, 1992)*. AIAA 92-0820.
10. Théroude C., Satellites A., Ardura C., Gengembre E. Self-consistent Simulations of Interactions between Spacecraft and Plumes of Electric Thrusters. *33rd International Electric Propulsion Conference (The George Washington University, Washington D.C. USA, 2013)*. IEPC-2013-73.
11. *Spacecraft Plasma Interaction Software: SPIS, Spacecraft Plasma Interaction System – SPIN 2023*. URL: <https://www.spis.org/software/spis/>
12. Cho M., Hastings D.E. Dielectric Charging Process and Arcing Rates of High Voltage Solar Arrays. *Journal Spacecraft and Rockets*, 1991, vol. 28, no. 6, pp. 698-706.
13. Goebel D.M., Katz I. *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*. John Wiley & Sons, Inc., 2008, 514 p. DOI: 10.1002/9780470436448
14. Tverdokhlebova E.M., Borisov B.G., Korsun A.G. et al. Simulation of near-electrode processes of a electric discharge in the ISS environment. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (09-12 January 2006; Reno, Nevada)*. DOI: 10.2514/6.2006-872
15. Tverdokhlebova E.M., Korsun A.G., Garkusha V.I. et al. Influence of Space Propulsions and Plasma Sources on Electric-Discharge Phenomena on the ISS. *4th International Spacecraft Propulsion Conference (Chia Laguna (Cagliari), Sardinia, Italy, 2004)*. ESA SP-555.
16. Gabdullin F.F., Korsun A.G., Lavrenko E.G. et al. The Plasma Plume of the ISS Plasma Contactor Unit under the Effect of the Geomagnetic Field. *30th International Electric Propulsion Conference (Florence, Italy, 2007)*.
17. Gabdullin F.F., Korsun A.G., Tverdokhlebova E.M. The Plasma Plume Emitted Onboard the International Space Station Under the Effect of the Geomagnetic Field. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2008, vol. 36, no. 5, pp. 2207–2213. DOI: 10.1109/TPS.2008.2004236
18. del Amo J.G. Numerical Simulation of the Interactions Between Solar Arrays and the Surrounding Plasma Environment DRAFT. *29th International Electric Propulsion Conference (Princeton University, USA, 2005)*.
19. Shan K., Chu Yu., Li Q. et al. Numerical Simulation of Interaction between Hall Thruster CEX Ions and SMART-1 Spacecraft. *Mathematical Problems in Engineering*, 2015, vol. 3, pp. 1-8. DOI: 10.1155/2015/418493
20. Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagaida A.A. *Khollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov* (Hall and ion plasma engines for spacecraft), Moscow, Mashinostroenie, 2008, 280 p.
21. Galkin V.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 60. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35383>
22. Kozlov O.V. *Elektricheskii zond v plazme* (Electric probe in plasma), Moscow, Atomizdat, 1969, 291 p.
23. Huddleston R.H., Leonard S.L. (eds) *Plasma diagnostic techniques*. Academic Press; First Edition, 1965, 627 p.
24. Korsun A.G., Tverdokhlebova E.M., Gabdullin F.F., Brosse S. The Electric Currents and Potentials Generated by Plasma Plume over SC Structure Elements. *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 2004. DOI:10.2514/6.2004-985
25. Semenenko D.A., Saevets P.A., Komarov A.A., Rumyantsev A.V. Characteristics analysis of stationary plasma thruster. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no 4, pp. 173-180. DOI: 10.34759/vst-2020-4-173-180
26. Nadiradze A.B., Khartov S.A., Shaposhnikov V.V. Investigation of ionic erosion process within stationary plasma thruster. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no 3, pp. 25-33.
27. Nadiradze A.B., Frolova Y.L., Zuyev Y.V. Conical plume model calibration of the stationary plasma thruster by the thruster integral parameters. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no 4, pp. 144-155. DOI: 10.34759/vst-2019-4-144-155
28. Nadiradze A.B., Frolova Y.L. Mechanisms for forming median-energy ions in the jets of stationary plasma thrusters. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no 3, pp. 186-197. DOI: 10.34759/vst-2020-3-186-197
29. Arkhipov A.S., Sidorenko E.K. Analysis of energy balance in the discharge of SPT using results of Its integral parameters and plume characteristics measurements . *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no 5, pp. 121-129.
30. Zakharenkov L.E., Semenkin A.V., Solodukhin A.E. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2016, no. 1(12), pp. 39-56.
31. Zhasan V. S., Kim V. P., Merkur'ev D. V. et al. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Energetika*, 2016, no. 2, pp. 66-79.
32. Absalamov S.K., Andreev V.B., Colbert T. et al. Measurement of plasma parameters in the stationary plasma thruster (SPT-100) plume and its effects on spacecraft components. *28th Joint Propulsion Conference and Exhibit (06-08 July 1992; Nashville, TN, USA)*. DOI: 10.2514/6.1992-3156
33. Lafferty J.M. (ed) *Vacuum arcs. Theory and Application*. Wiley, 1980, 372 p.
34. Mesyats G.A. *Uspekhi fizicheskikh nauk*, 1995, vol. 165, no. 6, pp. 601–626. DOI: 10.3367/UFNr.0165.199506a.0601

Статья поступила в редакцию 24.07.2023; одобрена после рецензирования 09.08.2023; принята к публикации 20.08.2023.

The article was submitted on 24.07.2023; approved after reviewing on 09.08.2023; accepted for publication on 20.08.2023.