

УДК 621.383.51:537.5:621.455

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-85-105

**Для цитирования:** Вопросы обеспечения стойкости высоковольтных солнечных батарей космических аппаратов к воздействию вторичных дугowych разрядов / В. В. Валиуллин, С. Г. Кочура, И. А. Максимов, А. Б. Надирадзе // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 85–105. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-85-105.

**For citation:** Valiullin V. V., Kochura S. G., Maksimov I. A., Nadiradze A. B. [Issues of ensuring the resistance of high-voltage solar arrays of spacecraft to the effects of secondary arc discharges]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 85–105. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-85-105.

## Вопросы обеспечения стойкости высоковольтных солнечных батарей космических аппаратов к воздействию вторичных дугowych разрядов

В. В. Валиуллин<sup>2</sup>, С. Г. Кочура<sup>1</sup>, И. А. Максимов<sup>1</sup>, А. Б. Надирадзе<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)  
Российская Федерация, 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, 4

\*E-mail: nadiradze@mai.ru

*Рассмотрены вопросы обеспечения стойкости высоковольтных солнечных батарей (БС) космических аппаратов (КА) к воздействию вторичных дугowych разрядов. Исследования в этой области продолжаются уже более 50 лет, но ответа на все возникающие вопросы пока не найдено. Прежде всего, это связано со сложностью электрофизических процессов, протекающих на поверхности БС КА в космосе и в лабораторных условиях. Вторая причина – случайный характер вторичных дугowych разрядов, который требует применения специальных методов испытаний, позволяющих подтвердить эффективность и надежность выбранных конструкторско-технологических решений. Испытания в условиях, приближенных к натурным, не позволяют решить эту задачу. В статье приведен ретроспективный обзор публикаций по физическим особенностям вторичных дугowych разрядов, возникающих на БС КА, механизмам их инициирования, экспериментальным методам исследований и испытаний. Значительное внимание уделено вопросам возникновения вторичных дугowych разрядов на БС КА в условиях ионосферной плазмы и плазмы, генерируемой электроракетными двигателями. Показано, что, несмотря на большой объем накопленных данных и знаний, переход от низковольтных БС к высоковольтным остается сложной научно-технической проблемой, для решения которой необходимо проведение дополнительных исследований. Кроме того, уже сейчас надо начинать готовить кадры, владеющие широким спектром знаний и способные работать по данной тематике. Для этого представляется целесообразной организация отраслевой НИР, а также выделение целевых средств на подготовку высококвалифицированных специалистов и проведение ими самостоятельных исследований. Такой подход позволит в кратчайшие сроки решить проблему создания высоковольтных БС и подготовить кадры для дальнейшего развития этой технологии.*

*Ключевые слова:* высоковольтная солнечная батарея, космический аппарат, магнитосферная плазма, ионосферная плазма, плазма электроракетных двигателей, электризация, электростатический разряд, первичная дуга, вторичный дуговой разряд, токи утечки, подготовка высококвалифицированных кадров.

## Issues of ensuring the resistance of high-voltage solar arrays of spacecraft to the effects of secondary arc discharges

V. V. Valiullin<sup>2</sup>, S. G. Kochura<sup>1</sup>, I. A. Maksimov<sup>1</sup>, A. B. Nadiradze<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University),  
4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russian Federation

\*E-mail: nadiradze@mai.ru

*We have considered the issues of ensuring the resistance of high-voltage solar battery (SB) of spacecraft to the effects of secondary arc discharges. Research in this area has been going on for more than 50 years, but the answer to all the questions has not yet been found. First of all, this is due to the complexity of the electrophysical processes occurring on the surface of the spacecraft in space and in laboratory conditions. The second reason is the random nature of secondary vacuum arc discharges, which requires the use of special test methods to confirm the effectiveness and reliability of selected design and technological solutions. Tests in conditions close to full-scale conditions do not allow us to solve this problem. We have given a retrospective review of publications on the physical features of secondary arcs arising on SB of spacecraft, the mechanisms of their initiation, experimental research and testing methods. We paid considerable attention to the issues of the occurrence of secondary arc discharges SB of the spacecraft in the conditions of ionospheric plasma and plasma generated by electric propulsion thrusters. We have shown that despite the large amount of accumulated data and knowledge, the transition from low-voltage SB to high-voltage SB remains a difficult scientific and technical problem, which requires additional research to solve. In addition, it is already necessary to start training personnel who possess a wide range of knowledge and are able to work on this topic. To do this, it seems advisable to organize sectoral research, as well as the allocation of targeted funds for the training of highly qualified specialists and their independent research. This approach will make it possible to solve the problem of creating high-voltage SB in the shortest possible time and prepare personnel for the development of this technology.*

*Ключевые слова на английском языке: high voltage solar battery, spacecraft, magnetospheric plasma, ionospheric plasma, plasma of electric propulsion thruster, charging, electrostatic discharge, primary arc, secondary arc, leakage currents, training of highly qualified personnel.*

### Введение

Одной из тенденций развития солнечной энергетики в космосе является увеличение рабочего напряжения солнечных батарей (БС) до 100 и более вольт. Это позволяет существенно снизить массу кабельной сети и преобразователей напряжения и, соответственно, увеличить массу полезной нагрузки космического аппарата (КА) [1; 2]. Яркой иллюстрацией этой тенденции является трехлетняя программа NASA (2001–2003 гг.) по разработке системы двигателя на эффекте Холла с так называемым «прямым приводом» – D2HET [3; 4]. Данная программа была направлена на значительное уменьшение сложности, веса и стоимости энергосистемы по сравнению с обычными низковольтными системами за счет применения солнечных батарей, работающих при напряжении 300 В. Результаты выполнения этой программы послужили заделом для создания энергосистем следующего поколения, исследования которых ведутся в настоящее время [5–7].

Следует отметить, что столь значительные достижения явились результатом многолетней работы исследователей, конструкторов и технологов в течение более чем последних 50 лет. Первые публикации по высоковольтным солнечным батареям появились еще в начале 70-х гг. [8; 9]. В последующие годы выходило до нескольких сот публикаций в год, что в общей сложности составило более 5 тыс. работ. В связи с этим возникает законный вопрос, на что были

направлены столь масштабные исследования и что мешало просто увеличить напряжение батарей с используемых ранее 27 до 100 В и более?

Ответ прост. Дело в том, что при напряжении выше 40–70 В в цепях БС КА могут возникать мощные дуговые разряды (ДР), способные привести к разрушению элементов БС и значительному снижению их выходной мощности. Чтобы обеспечить надежную работу БС, необходимо создание эффективных средств защиты от дуговых разрядов, что является сложнейшей научно-технической и технологической задачей.

Насколько опасны дуговые разряды для БС КА, хорошо видно из рис. 1, где показан фрагмент БС низкоорбитального КА EURECA после мощного ДР [10]. Поврежденная БС была возвращена на Землю с помощью космического челнока США «Спейс Шаттл».

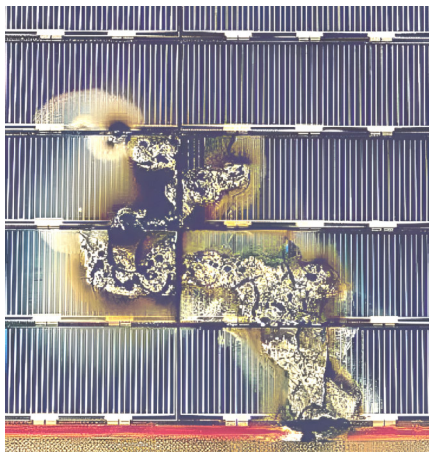


Рис. 1. Возвращенный образец солнечной батареи КА EURECA после воздействия мощного дугового разряда [10]

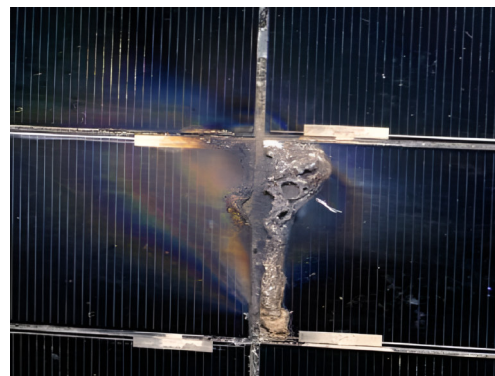
Fig. 1. Sample of Flight Array from ESA EURECA Mission after Sustained Arcing [10]

Участок линейки солнечных элементов БС был «закорочен» на корпус аппарата в результате возникновения вторичной устойчивой дуги [10].

На рис. 2 приведена фотография, полученная при наземных испытаниях БС с напряжением 127 В спутника дистанционного зондирования земли TERRA [10].



*a*



*б*

Рис. 2. Кадр из видеозаписи (*a*) и участок, поврежденный дуговым разрядом (*б*), на образце БС КА TERRA [10]

Fig. 2. Video Frame from EOS-AM1 Sustained Arc Test (*a*) and Arc Site of Sustained Arc on EOS-AM1 Sample Array. Cells are 2x4 cm (*б*). EOS-AM1 – Earth Observing System – Morningside 1 (now Terra) [10]

В месте возникновения устойчивой дуги цепь солнечной батареи была полностью закорочена. Этот тест привел к переделке всех цепей солнечной батареи на спутнике TERRA, чтобы предотвратить образование дуги на орбите. Спутник с доработанной БС был запущен 18 декабря 1999 г. на солнечно-синхронную полярную орбиту высотой 705 км и успешно отработал заданный ресурс. Однако эти модификации стоили несколько млн долларов [3].

На геостационарной орбите первые аномалии в работе БС, связанные с электроразрядными явлениями, были зафиксированы в 1997 г. В период с 1997 по 2002 гг. было зарегистрировано 32 отказа по причине возникновения дуговых разрядов [11; 12]. Повреждения солнечных батарей коммерческих телекоммуникационных спутников в результате дугового разряда за указанный период обошлись в виде убытков и расходов на перепроектирование более чем в 100 млн долларов. Пострадали и программы NASA [3].

В России вакуумные дуговые разряды между участками БС впервые наблюдались задолго до этих событий еще в 1987 г. в НИИЯФ МГУ совместно с НПО «Квант» при испытаниях фрагмента БС телекоммуникационного КА в вакуумной камере в условиях, имитирующих полет геостационарных спутников связи [13–15]. Вакуумный дуговой разряд был зафиксирован между двумя фрагментами БС при напряжении 40 В. Расстояние между фрагментами составляло 3 мм. В местах образования вакуумной дуги наблюдалось распыление контактов и расплавление защитного стекла. Однако, в связи с распадом СССР в 1991 г., исследования в этом направлении приостановились. Единичные работы проводились в Томском политехническом университете и ЦНИИмаш [16; 17]. Исследования возобновились после 1995–2000 гг. [17–20].

Уже в начале 2000-х гг. стало ясно, что лабораторные испытания далеко не всегда позволяют получить гарантированный результат. Условия возникновения дуговых разрядов в космосе настолько сложны и многообразны, что смоделировать их на Земле является крайне сложной задачей, требующей дорогостоящего экспериментального оборудования и глубокого понимания физики процессов, протекающих на поверхности БС в космосе и во время лабораторных экспериментов.

Это стало причиной нового витка исследований, которые были направлены на построение сложных физико-математических моделей электрофизических процессов на высоковольтных БС КА, а также на отработку выбранных методов защиты от дуговых разрядов на специальных технологических спутниках.

Одним из таких спутников стал ETS-VIII, который был запущен 18 декабря 2006 г и успешно проработал до 10 января 2017 г. Аномалий в работе БС не наблюдалось, что подтвердило эффективность мер защиты, выбранных на этапе наземной экспериментальной отработки [21].

Другим примером является кубический наноспутник HORYU-II с длиной ребра 30 см, запущенный 18 мая 2012 г. Он был разработан в Технологическом институте Кюсю в Японии. HORYU-II – это демонстрационный спутник для высоковольтных технологий, основными преимуществами которого являются низкая стоимость и короткие сроки разработки. Спутник должен был продемонстрировать возможность выработки 300 В на орбите с помощью сферических солнечных элементов, соединенных последовательно. Однако во время сбора данных было обнаружено много проблем, о которых говорится в [22].

В работе [23] опубликованы предварительные данные, полученные на технологическом спутнике HORYU-IV. На спутнике была установлена видеочамера, которая позволила получить фотографию разряда из космоса (рис. 3).

Таким образом, мировой опыт разработки высоковольтных БС КА показывает, что для технологического скачка от низковольтных БС к высоковольтным необходимо решение широкого круга проблемных вопросов, связанных с разработкой физико-математических моделей электроразрядных процессов, протекающих на поверхности БС, созданием экспериментального оборудования и методик испытания, а также разработкой эффективных методов защиты высоковольтных БС КА от дуговых разрядов.

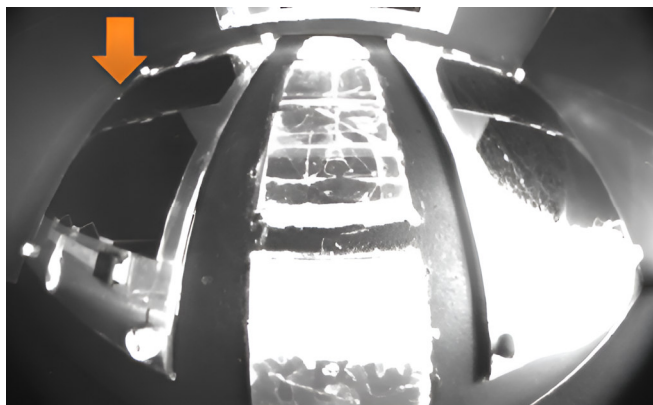


Рис. 3. Фотография разряда на БС технологического спутника HORYU-IV [23]

Fig. 3. Photo of the discharge on the solar battery of the HORYU-IV technological satellite [23]

### Дуговые разряды между участками солнечной батареи

Наиболее разрушительными для БС КА являются так называемые непрерывные устойчивые дуги (permanent sustained arc), возникающие между участками БС. Эти дуги могут длиться единицы и десятки секунд, разрушая проводники и прилегающие к ним диэлектрики. Примеры таких разрядов были приведены выше. Но если длительность дуги мала, то даже при большом токе разряда выделившейся энергии будет недостаточно для разрушения элементов конструкции БС. Такие дуги относят к классу неустойчивых дуг (non-sustained arc) и, согласно [24], считаются не опасными для БС.

Однако такой критерий является весьма условным. Экспериментальные исследования [25] и множества других авторов показывают, что длительность горения вакуумной дуги  $\tau_d$  является случайной величиной, подчиняющейся распределению вида

$$N = N_0 \exp\left(-\frac{\tau_d}{\tau_0}\right), \quad (1)$$

где  $N_0$  – общее количество разрядов;  $N$  – количество разрядов с временем горения большим, чем  $\tau_d$ ;  $\tau_0$  – среднее время горения вакуумной дуги.

При этом среднее время горения вакуумной дуги  $\tau_0$  экспоненциально растет с увеличением тока разряда [25]:

$$\tau_0 = \tau_{th} \exp\{\psi \cdot (I_d - I_{th})\}, \quad (2)$$

где  $I_d$  – ток вакуумного дугового разряда;  $I_{th}$  – пороговый ток вакуумной дуги (ток отсечки [25]);  $\tau_{th}$  – средняя продолжительность горения вакуумной дуги при  $I_d = I_{th}$ ;  $\psi$  – константа, численно равная тангенсу угла наклона зависимости  $\tau_0(i)$ .

Убедительное теоретическое обоснование зависимостей (1) и (2) на основании эктонной модели вакуумного дугового разряда [26–28] приведено в работе [29]. Физической причиной неустойчивости вакуумной дуги является конечное время жизни эктона и связанная с этим цикличность процессов в катодном пятне вакуумной дуги. Согласно эктонной модели, катодное пятно вакуумной дуги состоит из множества отдельных ячеек, время жизни которых измеряется наносекундами. Каждая такая ячейка переносит ток, который не превышает удвоенного значения порогового тока вакуумной дуги  $I_{th}$ . Процесс самоподдержания вакуумного дугового разряда обеспечивается «эстафетным» режимом функционирования эктонов. Если по каким-то причинам передача «эстафеты» не происходит, наблюдается самопроизвольное погасание

вакуумной дуги. С уменьшением тока разряда количество ячеек и, следовательно, вероятность успешной передачи «эстафеты» уменьшаются.

Детальные исследования в части определения  $I_{th}$  и зависимостей  $\tau_0(I_d)$  различных материалов проводились многими авторами [25; 30–32]. Типичные зависимости  $\tau_0(I_d)$  для ряда материалов приведены на рис. 4 [30], а значения тока отсечки  $I_{th}$  в зависимости от параметра  $T_b\sqrt{\lambda}$ , где  $T_b$  – температура плавления материала;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности (рис. 5) [25].

Приведенные данные показывают, что наблюдаемые в эксперименте короткие вакуумные дуги не являются гарантией отсутствия разрушений, поскольку всегда существует некоторая вероятность (пусть и очень малая) возникновения длительной вакуумной дуги, энергии которой будет достаточно для расплавления электродов и пиролиза прилегающих к ним диэлектриков.

Вместе с тем зависимость (2) говорит о том, что, если ток разряда ограничен, вакуумная дуга не загорается. Причем пороговое значение тока разряда в зависимости от материала электродов находится в диапазоне 0,2–2 А, что сопоставимо с характерным током линейки солнечных элементов.

Здесь надо отметить, что соотношения (1), (2) и соответствующие экспериментальные данные были получены для идеальных электродов, не содержащих загрязнений и прилегающих диэлектриков. В реальной БС картина иная, поэтому нельзя исключать участия в разряде продуктов газовой выделенной пленок загрязнений и диэлектриков, контактирующих с нагретыми электродами.

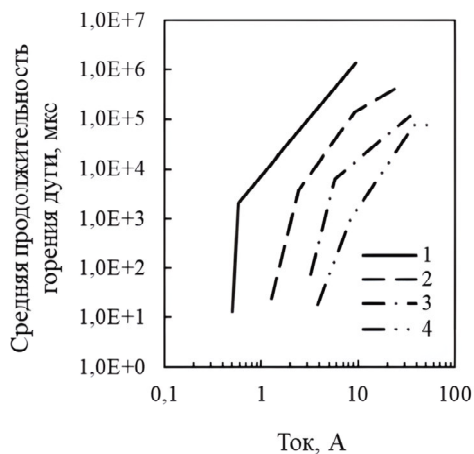


Рис. 4. Средняя продолжительность горения вакуумной дуги для различных металлов: 1 – цинк; 2 – серебро; 3 – медь; 4 – вольфрам [30]

Fig. 4. The average duration of the vacuum arc for various metals: 1 – zinc; 2 – silver; 3 – copper; 4 – tungsten [30]

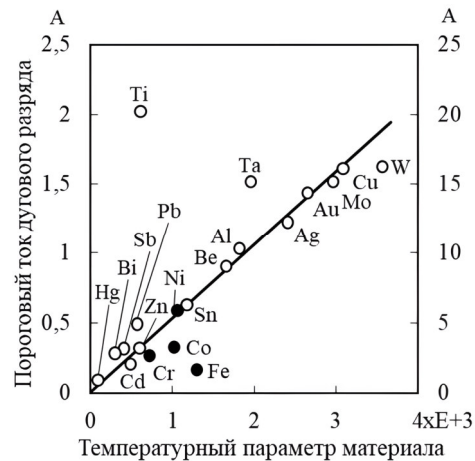


Рис. 5. Пороговые токи вакуумных ДР для различных материалов катода [25]

Fig. 5. Threshold currents of vacuum arc discharges for various cathode materials [25]

Случайный характер величины  $\tau_d$  существенно усложняет процедуру испытаний образцов БС КА на устойчивость к воздействию ДР. Для оценки вероятности возникновения разрушающего ДР необходимо определить параметры  $N_0$  и  $\tau_0$ . Это непростая задача, требующая набора большого объема статистических данных. Поэтому при сжатых сроках проведения испытаний решить ее в полном объеме удастся далеко не всегда.

Подробное описание процедур измерения  $\tau_0$  приведено в работах [33–35]. Результаты этих работ включены в стандарт [24] и используются при проведении испытаний высоковольтных БС КА на стойкость к воздействию ДР.

Параметр  $N_0$  можно рассматривать как количество дуговых разрядов, возникающих во всех разрядных промежутках БС в течение всего срока активного существования (САС) КА. При наземных испытаниях – это суммарное количество ДР, произошедших на образце БС за время испытаний.

Очевидно, что, если хотя бы в одном промежутке возникнет разряд с длительностью, превышающей критическое значение, произойдет разрушение конструкции. На реальной БС таких промежутков десятки тысяч, на опытном образце БС – несколько десятков. Поэтому даже с точки зрения статистики, длительность испытаний образца (при условиях, моделирующих натурные условия эксплуатации) должна превышать срок активного существования КА в тысячи раз. Очевидно, что это условие невыполнимо и испытания должны проводиться ускоренно, что достигается за счет увеличения частоты событий, инициирующих дуговой разряд.

В космосе инициатором ДР могут быть электростатические разряды (ЭСР), возникающие в результате дифференциальной зарядки элементов конструкции КА [36], первичные (триггерные) дуги [11; 21; 37], образующиеся в условиях инверсного градиента потенциала [38; 39], а также удары метеоритных частиц [40]. В лабораторных условиях, как правило, это ЭСР, возникающие при облучении образца БС потоком высокоэнергетических электронов [17; 36]. Но далеко не каждое такое событие вызывает ДР. В зависимости от его интенсивности и локализации вероятность инициирования ДР может варьироваться в очень широких пределах. Поэтому в лабораторных исследованиях иногда применяют специальные устройства, генерирующую плазму, которая инициирует вторичный ДР [18; 20; 41; 42].

Следует отметить, что исследованиям ЭСР посвящено очень большое количество отечественных [17; 36; 43] и зарубежных [42; 44; 45] работ. Это связано не только со способностью ЭСР инициировать вторичные дуговые разряды, но и возможностью вызывать деградацию свойств функциональных поверхностей и материалов КА. Например, в [46] на поверхности образцов защитного стекла солнечных батарей были обнаружены выступы (рис. 6), которые принимают непосредственное участие в ЭСР и могут приводить к деградации оптических свойств стекла.

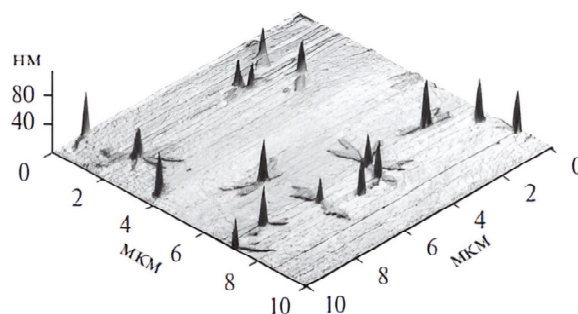


Рис. 6. Выступы на поверхности защитного стекла в местах возникновения ЭСР [46]

Fig. 6. Protrusions on the surface of the protective glass in places of occurrence of electrostatic discharges [46]

В работах [47; 48] выдвинута и исследована гипотеза о том, что аномальные (не радиационные) потери мощности КА системы GPS были обусловлены загрязнением, образующимся в результате осаждения на защитных стеклах БС продуктов испарения серебряных электродов при ЭСР. Имеются также данные о пиролизе диэлектрических материалов в области возникновения ЭСР [21].

Хотя надо отметить, что и на отечественных спутниках, функционирующих на средневысоких круговых орбитах, наблюдалась деградация БС нерадиационной природы [49]. Причем уровни дополнительных потерь мощности БС различных КА примерно совпадают, составляя около 1,5 % в год. Маловероятно, что на БС различной конструкции влияние ЭСР или дуговых разрядов будет одинаковым, поэтому упомянутая выше гипотеза требует дополнительного подтверждения.

Частота возникновения ЭСР в космосе зависит, в основном, от параметров плазмы, окружающей КА, освещенности КА и температуры его поверхности. При прочих равных условиях, частота ЭСР пропорциональна плотности тока электронов [36], хотя иногда эта зависимость нарушается [17].

Плотность тока электронов на орбите может меняться на несколько порядков величины в зависимости от активности Солнца и положения КА на орбите (рис. 7). Помимо плотности тока электронов меняется и энергетический спектр окружающей плазмы.

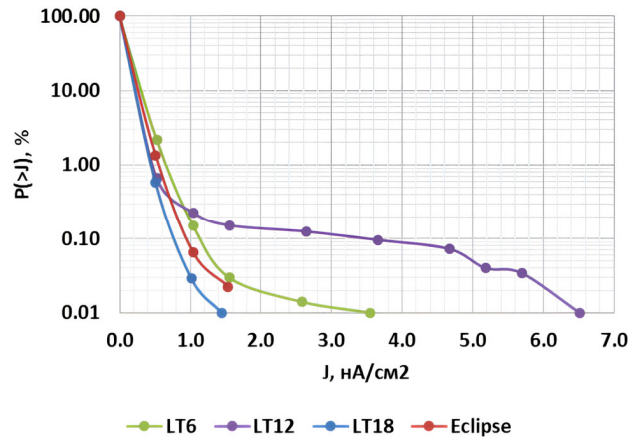


Рис. 7. Вероятность превышения заданной плотности тока магнитосферных электронов с энергией 30 эВ – 45 кэВ на геостационарной орбите при местном времени: LT (Local Time) – местное время; Eclipse – период солнечного затмения [50]

Fig. 7. The probability of exceeding the specified current density of magnetospheric electrons with an energy of 30 eV – 45 keV in a geostationary orbit at local time: LT (Local Time) – local time; Eclipse – the period of a solar eclipse [50]

Столь значительные вариации условий функционирования приводят к тому, что оценить параметр  $N_0$  за время активного существования (САС) КА на орбите можно только весьма приблизительно. Конечно, подобные оценки проводились [51], но возникает вопрос, имеют ли они практическую значимость. Ведь при значительной вариабельности условий функционирования КА и неопределенности исходных данных, погрешность определения  $N_0$  может оказаться слишком большой. Соответственно, точность прогноза риска возникновения разрушающих ДР в условиях летной эксплуатации КА будет недостаточно высокой.

В этой связи более рациональным представляется подход, когда отсутствие возможности возникновения разрушающих ДР подтверждается лабораторными испытаниями. Однако и здесь вероятностный характер возникновения ДР играет решающее значение. Если проводить испытания при условиях, соответствующих условиям летной эксплуатации, количество наблюдаемых ДР за время эксперимента может оказаться недостаточным для выявления разрушающих дуг. Простое увеличение интенсивности испытаний не решает проблему. Поэтому единственный способ – теоретически доказать, что разрушающие дуги отсутствуют. Но как это сделать при ограниченном времени испытаний пока, не совсем ясно.

### Влияние ионосферной плазмы и плазмы электроракетных двигателей

Электроды БС и корпус КА в ионосферной плазме или в плазме, формируемой при работе электроракетных двигателей (ЭРД), приобретают некоторый равновесный потенциал, при котором достигается баланс электронных и ионных токов (рис. 8). Вопросы определения потенциала электродов БС для КА, функционирующих на низких и высоких орбитах, широко освещены в литературе [52–54]. Иногда, для этих случаев применяют классическую теорию двойного зонда [55]. Некото-



рые оценки значений потенциалов электродов БС и токов утечки приведены в [56]. Сразу отметим, что величина токов утечки и вызванные этим потери мощности БС, как правило, оказываются небольшими [57]. Но это не означает, что данным фактором можно пренебрегать. В ряде случаев, например, при включении газовых двигателей, утечки тока могут значительно увеличиваться.

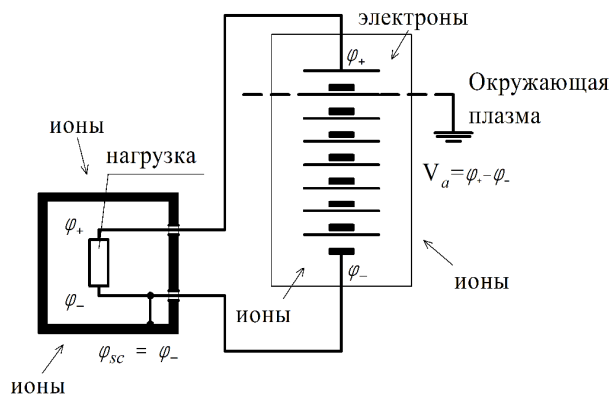


Рис. 8. Схема распределения токов на поверхностях БС и корпусе КА в плазме

Fig. 8. Current distribution scheme on the surfaces of the solar battery and the spacecraft body in plasma

В зависимости от соотношения площадей и параметров плазмы, электроды БС КА могут быть смещены как в положительную, так и в отрицательную сторону [54; 56]. С точки зрения возникновения ДР, это две принципиально различные ситуации.

Положительно смещенные электроды интенсивно собирают электроны, что всегда приводит к утечкам тока [57]. В некоторых случаях возникает тлеющий разряд и свечение [58]. В качестве иллюстрации этого эффекта на рис. 9 приведены фотографии свечения на положительно смещенном электроде, полученные авторами [58] и в лаборатории МАИ.



Рис. 9. Свечение на положительно смещенном электроде, полученное в [58] (а) и в лаборатории МАИ (б)

Fig. 9. Glow on a positively biased electrode obtained in [58] (a) and in our laboratory (b)

При достаточно больших значениях потенциала электродов и протекающего через них тока утечки, возможен нагрев электродов до высоких температур [56], что может привести к интенсивному газовыделению прилегающих к электродам диэлектрических материалов и даже к плавлению электродов.

Очевидно, что все эти эффекты крайне нежелательны и должны быть исключены еще на этапе проектирования. В противном случае потребуются принимать экстренные меры по парированию воздействия или выводить КА из эксплуатации.

Так, например, смещение потенциала БС МКС относительно ионосферной плазмы вызвало, как известно, серьезные проблемы, потребовавшие проведения исследований [59–61] и установки на станции специального плазменного контактора [62], устраняющего негативные электроразрядные явления.

На отрицательно смещенных электродах могут возникать триггерные дуговые микроарзряды, инициирующие вторичные дуги [21]. Физический механизм формирования триггерных дуг связан с лавинообразным увеличением тока эмиссии электронов с микроскопических выступов на поверхности отрицательно смещенного электрода в окружении достаточно плотной низкотемпературной плазмы (в этой точке происходит генерация эктона). Визуально это выглядит как образование маленьких короткоживущих светящихся точек на поверхности электрода (катода). Вероятность возникновения триггерных дуг зависит от величины смещения и концентрации окружающей плазмы [21].

Таким образом, оба рассмотренных случая опасны для БС и должны быть тщательно исследованы на этапе проектирования. Значения концентрации плазмы и потенциалы электродов, реализуемые в условиях летной эксплуатации, могут быть определены только расчетными методами, для чего требуются соответствующие математические модели и программное обеспечение. Примером подобных расчетов может быть оценка параметров плазмы, формируемой холловским двигателем типа PPS-1350G, в окрестности СБ КА SMART-1 [63].

### Дуговые разряды в силовой кабельной сети

Дуговые разряды в силовой кабельной сети БС КА имеют ряд специфических особенностей, которые следует рассмотреть отдельно. Прежде всего, такие разряды возникают, как правило, в местах механического повреждения кабелей. Эти повреждения могут иметь технологический характер, либо возникать при эксплуатации в результате длительного термоциклирования, вибраций или удара метеорных частиц. Если такая дуга возникнет, она, может вызывать очень серьезные повреждения, поскольку ток в силовых цепях составляет десятки и сотни ампер, что значительно превышает пороговые значения. Горение дуги поддерживается не только продуктами испарения катода, но и газами, выделяющимися при нагреве изоляционных материалов, поэтому время горения дуги может быть весьма продолжительным, а последствия – разрушительными. В качестве примера приведены фотографии кабеля (с искусственно внесенным дефектом) до и после дугового разряда (рис. 10) [64].

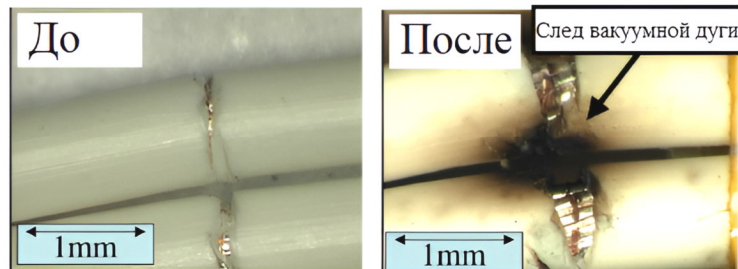


Рис. 10. Следы дугового разряда на силовом кабеле с нарушенной изоляцией [64]

Fig. 10. Traces of arc discharge on a power cable with broken insulation [64]

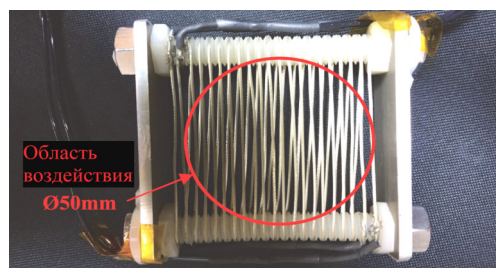


Рис. 11. Образец для испытания на образование дуги при ударе твердой частицы. Расстояние между кабелями 1,8 мм [65]

Fig. 11. Secondary arcing test sample. The stripped cables are separated by 1.8 mm [65]

Весьма интересны результаты исследований вторичных дуг, инициированных ударом метеорной частицы и лазерным лучом (см. рис. 11), полученные в [65].

Вторичные дуги начали возникать при напряжении 100 В и токе 1 А. В работе измерены параметры плазмы, генерируемой при высокоскоростном ударе твердых частиц, что может быть использовано при оценках условий возникновения вторичных дуг на орбите.

### **Защита высоковольтных БС КА от вторичных дуговых разрядов**

Самый надежный способ защиты высоковольтных БС КА от вторичных дуговых разрядов – это полная многослойная изоляция всех электродов. Однако для космоса такой подход не годится, поскольку он сопряжен с резким увеличением массы БС и снижением ее удельных характеристик, что нивелирует весь выигрыш от увеличения напряжения. Поэтому сложность задачи в том, чтобы обеспечить надежную защиту от ДР при минимальном увеличении массы БС. Чтобы решить эту задачу необходимо глубокое понимание физики процессов дугообразования, деградации свойств материалов в космосе, а также знание имеющихся технологических и конструктивных ограничений.

Среди возможных методов защиты рассматривают изоляцию коммутационных шин, оптимизацию схемы расположения элементов на панелях БС, увеличение зазора между элементами, применение заливки зазоров между солнечными элементами, применение развязывающих диодов, подбор материалов и конструкции подложки, способ заземления, применение больших защитных стекол на несколько элементов, применение гибких солнечных элементов и концентраторов [3; 11; 66]. Вероятно, существуют и другие методы.

### **Испытательная база и кадры**

Учитывая сложность создания высокоэффективной защиты высоковольтных БС КА от вторичных ДР, роль испытательной базы и высококвалифицированных кадров, обладающих необходимыми знаниями и умением работать на уникальном испытательном оборудовании, становится определяющей. Другого способа подтвердить надежность выбранного метода защиты, кроме лабораторного эксперимента, не существует.

В настоящее время в России имеется несколько научных групп, имеющих оборудование и кадры, способные решать указанные задачи. Среди них Институт сильноточной электроники СО РАН [18; 19], Томский политехнический университет [17; 36; 38], АО «ЦНИИмаш» [43; 16], АО «Композит» [46; 67], а также МАИ (кафедра 208 «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки»).

Экспериментальная база МАИ представлена стендом «ПП-2» [68], который включен в реестр уникальных стендов и установок РФ. В состав стенда входит три вакуумные камеры ПП-2 (2 м<sup>3</sup>), ЭЛУ-8 (2 м<sup>3</sup>) и УЗВ (12 м<sup>3</sup>) (рис. 12).

Все камеры оснащены безмасляными средствами откачки, оборудованием и измерительной аппаратурой, необходимыми для проведения испытаний. Имеются электронные пушки (энергия электронов от 5 до 100 кэВ), источники плазмы (холловские двигатели СПД-50, СПД-70, ВП-30), датчики напряженности электрического поля разработки НГУ [36], электрические зонды различного типа, видеокамеры, имитатор солнечного излучения, термостабилизированные плиты и криоэкраны.

Следует отметить, что экспериментальная база МАИ создавалась, начиная с 1984 г., в тесном сотрудничестве с НПО ПМ ныне – АО «РЕШЕТНЁВ». Работы велись по широкому спектру проблем, включая электризацию КА, воздействие собственной внешней атмосферы на КА, воздействие плазменных струй ЭРД на элементы и системы КА. Одним из важнейших направлений исследований было воздействие плазмы ЭРД на работу высоковольтной аппаратуры КА. Результаты этих исследований сыграли большую роль при создании КА SESAT. Разработанная на их основе методология [69], успешно используется при проектировании КА и включена в ряд нормативных документов.

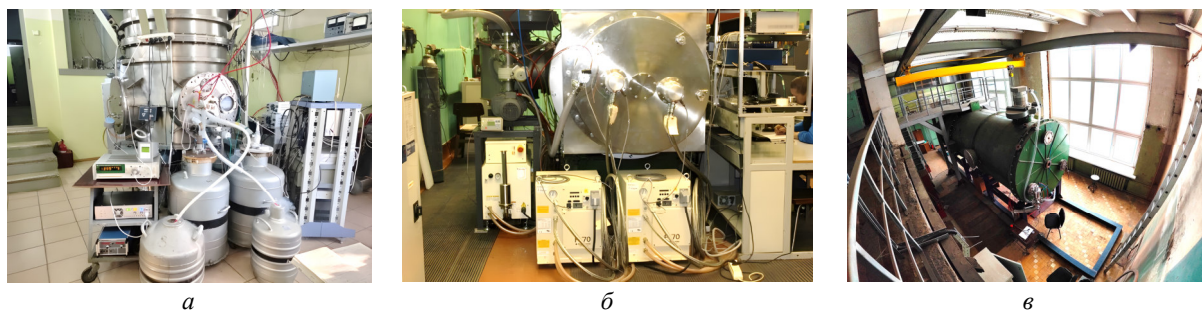


Рис. 12. Экспериментальная база МАИ для испытаний БС: вакуумные камеры ПП-2 (а), ЭЛУ-8 (б), УЗВ (в)

Fig. 12. MAI experimental base for testing a solar battery: vacuum chambers PP-2 (a), ELU-8 (b), U3V (c)

В настоящее время по программе «Приоритет 2030» ведется дооснащение стенда большой вакуумной камерой УЗВ для испытания крупногабаритных объектов космической техники, включая панели БС, на совместное воздействие факторов электризации и плазмы ЭРД. Вакуумная камера имеет диаметр 2 м и длину 5 м, оснащена криоэкраном, обеспечивающим температуру образцов до  $-110\text{ }^{\circ}\text{C}$ , и позволяет испытывать образцы с диагональю до 1,5 м.

В период с 2019 по 2023 гг. на стенде были проведены испытания четырех высоковольтных БС КА на стойкость к воздействию магнитосферной плазмы и плазмы СПД, а также на устойчивость к воздействию вторичных дуговых разрядов. В качестве иллюстрации на рис. 13 приведены дуговые разряды, возникающие при облучении образца БС высокоэнергетическими электронами (13, а) и в плазме СПД при положительном (13, б) и отрицательном (13, в) смещении электродов.

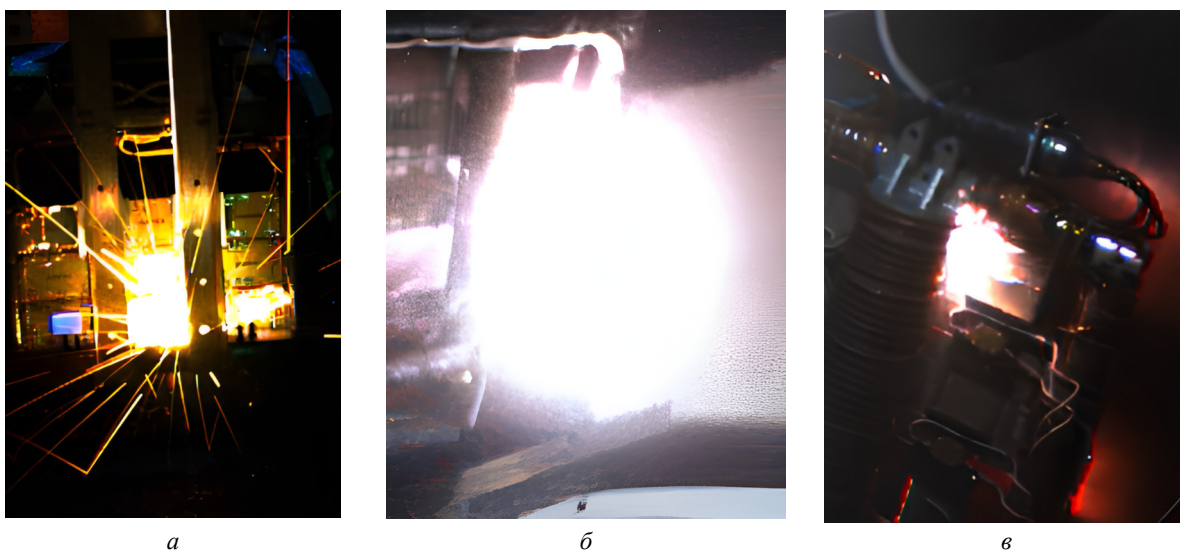


Рис. 13. Фотографии вторичных дуговых разрядов, инициированных воздействием электронного облучения (а); в плазме, генерируемой ЭРД, при положительном (б) и отрицательном (в) смещении электродов

Fig. 13. Photographs of secondary arc discharges initiated by exposure to electron irradiation (a); in plasma generated by an electric propulsion thruster, with positive (b) and negative (c) electrode displacement

Результаты испытаний подтвердили серьезность проблемы и позволили сформулировать перечень задач, которые необходимо решить в первую очередь.

Прежде всего, это организация отраслевой НИР, которая будет направлена на создание методологии испытаний высоковольтных БС КА на устойчивость ко вторичным дуговым разрядам. Эта работа должна включать в себя разработку физико-математических моделей и программного

обеспечения, создание специального экспериментального оборудования, отработку методик испытаний и методов защиты БС КА от вторичных дуговых разрядов. Опыт наших работ показал, что решение этих задач в рамках плановых ОКР может растянуться на многие годы.

Не менее важной является задача подготовки кадров. Если ее начинать «с нуля», привлекая к исследованиям студентов 3–4 курса, то профессионалами в данной области они станут не раньше, чем через 5–10 лет. Кроме того, чтобы подготовить такие кадры нужны специалисты, которые уже обладают необходимыми знаниями. Но их единицы и они, как правило, настолько перегружены, что не имеют возможности в достаточной степени погрузиться в проблему.

В этой ситуации наиболее рациональным представляется выделение целевых средств на подготовку специалистов и проведение ими самостоятельных исследований в рамках аспирантуры и докторантуры, что позволит соискателям и их руководителям максимально сосредоточиться на предмете исследования. Эти исследования должны быть направлены на решение конкретных задач в рамках указанной проблемы. Некоторая часть средств должна выделяться на исследования, проводимые молодыми специалистами после защиты диссертаций. Координация усилий на уровне отрасли должна осуществляться научным сообществом и представителями промышленности.

### **Заключение**

1. Мировой опыт показывает, что для освоения технологии высоковольтных БС КА необходимо решение широкого круга научно-технических и технологических задач, связанных с разработкой математических моделей, созданием экспериментального оборудования и методологии испытаний, а также с разработкой эффективных методов защиты высоковольтных БС КА от вторичных дуговых разрядов. Кроме того, уже сейчас необходимо начинать готовить кадры, которые смогут развивать эту технологию в будущем.

2. В результате многолетнего сотрудничества АО «РЕШЕТНЁВ» и МАИ накоплен значительный задел в части экспериментальных и теоретических исследований проблемы обеспечения стойкости высоковольтных БС КА к воздействию вторичных дуговых разрядов, создана уникальная экспериментальная база. Показано, что для обеспечения нормального функционирования высоковольтных БС в космосе необходима организация отраслевой НИР, направленной на создание методологии испытаний и разработку методов защиты высоковольтных БС КА от воздействия дуговых разрядов.

3. Для подготовки высококвалифицированных кадров по данному направлению представляется целесообразным выделение целевых средств на проведение исследований студентами старших курсов, аспирантами, докторантами и молодыми специалистами. Выбор направлений исследований и их координация должны осуществляться научным сообществом и представителями промышленности.

### **Библиографические ссылки**

1. High Voltage Space Solar Arrays / Ferguson D.C., Hillard G.B., Vayner B.V. et al. // 53rd International Astronautical Congress. The World Space Congress (10-19 Oct 2002/Houston, Texas), NASA Glenn Research Center Cleveland, Ohio USA, 2002. P. 1–8. IAC-02-IAA.6.3.03.

2. Груздев А. И., Шевцов М. С. Система электроснабжения космического аппарата с распределенной модульной структурой на базе фотоэлектрических преобразователей, интегрированных с литий-ионными аккумуляторами // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2022. Т. 189. № 4. С. 15–20. EDN HEAEYS.

3. High Voltage Solar Arrays for a Direct Drive Hall Effect Propulsion System / Jongeward G. A., Katz I. J., Carruth M. R. et al. // IEPIC Paper 01-327, 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, CA, 2001.

4. Mikellides I. G., Jongeward G. Assessment of High-Voltage Solar Array Concepts for a Direct Drive Hall Effect Thruster System // 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003. Doi:10.2514/6.2003-4725.

5. Manzella D. H., Hack K. High-Power Solar Electric Propulsion for Future NASA Missions // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014. P. 3718. Doi: 10.2514/6.2014-3718.
6. Kerslake T. W. Effect of Voltage Level on Power System Design for Solar Electric Propulsion Missions // Journal of Solar Energy Engineering. 2004. Vol. 126. No. 3, 936. 15 P. Doi: 10.1115/1.1710523.
7. 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, P. 721–730. Doi: 10.1109/TPS.2022.3147424.
8. High Voltage Solar Array Study / Knauer W., Bayless J. R., Todd G. T., Ward J. W. // NASA CR-72675, Hughes Research Laboratories, 19708, 1970. 185 P.
9. Herron B., Bayless J., Worden J. High voltage solar array technology // 9th Electric Propulsion Conference. Journal of Spacecraft and Rockets, 1972. P. 457–463. Doi:10.2514/6.1972-443.
10. Ralph R. Roe Jr. Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Handbook (NASA-HDBK-4006A). NASA 2018. 76 P. [Электронный ресурс]. URL: <https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/A/0/nasa-hdbk-4006a.pdf> (дата обращения: 10.01.2024).
11. 1997–2002 Solar Array String Failures Revisited / Ferguson D. C., Hoffmann R. C., Cooper R. J. et al. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2017. Vol. 54. No. 3. P. 542–553. Doi:10.2514/1.A33637.
12. Акишин А. И. Снижение мощности солнечных батарей искусственных спутников Земли под воздействием электрических разрядов // Перспективные материалы. 2008. № 4. С. 21–28.
13. Возникновение дугового разряда между участками солнечных батарей в вакууме / В. А. Летин, А. И. Акишин, Н. М. Бардина и др. // Гелиотехника. 1990. № 1. С. 75–76.
14. Экспериментальные исследования дугового разряда между участками солнечных батарей при облучении ее электронами в вакууме / В. А. Летин, Н. М. Бардина, И. Р. Заявлин и др. // Гелиотехника. 1991. № 4. С. 23–26.
15. Акишин А. И., Байкальцев В. Б., Тютрин Ю. И. Воздействие электронных потоков на защитные покрытия солнечных батарей // Физика и химия обработки материалов. 1991. № 4. С. 68–71.
16. Условия возникновения низковольтных электрических дуг между элементами солнечных батарей при радиационной электризации космических аппаратов / Г. В. Бабкин, Э. А. Гостищев, Л. Ф. Смекалин и др. // Космонавтика и ракетостроение. 2003. Т. 30, № 1. С. 75–83.
17. Методика проведения ускоренных ресурсных испытаний солнечных батарей космических аппаратов на устойчивость к факторам радиационной электризации в лабораторных условиях / Ю. А. Бежаев, В. М. Зыков, В. В. Иванов и др. // Изв. Томского политех. ун-та. Инжиниринг георесурсов. 2008. Т. 312, № 2. С. 38–42.
18. Физическое моделирование вторичного дугообразования в диапазоне давлений окружающей среды от атмосферного уровня до уровня вакуума / А. В. Батраков, Е.Л. Дубровская, К. В. Карлик и др. // Изв. вузов. Физика. 2014. Т. 57, № 11. С. 7–11.
19. Аппаратный комплекс для диагностики радиоэлектронной аппаратуры космического аппарата на устойчивость к дугообразованию / В. А. Батраков, С. Г. Кочура, С. А. Попов и др. // Решетневские чтения. 2016. С. 324–326.
20. Пат. № 2539964 Российская Федерация, МПК G01R 31/28, H01J 37/00. Способ определения стойкости к дугообразованию элементов радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов / Батраков А. В., Карлик К. В., Попов С. А. № 2013137287/07 ; заявл. 08.08.2013 ; опубл. 27.01.2015. 7 с.
21. Laboratory Tests on 110-Volt Solar Arrays in Ion Thruster Plasma Environment / M. Cho, R. Ramasamy, K. Toyoda et al. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2003. Vol. 40, No. 2. P. 221–229. Doi:10.2514/2.3956.
22. Preliminary report on on-orbit experiment on high voltage technology demonstration satellite HORYU-II / A. Takahashi, A. R. Khan, H. Masui et al. // 63rd International Astronautical Congress, IAC Paper IAC-12-D5.3.13, October 2012, Naples, Italy. P. 1–11.

23. Initial Results From an In-Orbit High-Voltage Experimental Platform: HORYU-IV / T. Shimizu, H. Fukuda, N. Su T. et al. // IEEE Transactions on Plasma Science. 2017. Vol. 45, No. 8. P. 1853–1863. Doi:10.1109/tps.2017.2688725.
24. ISO 11221:2011. Space Systems – Space Solar Panels – Spacecraft Charging Induced Electrostatic Discharge Test Methods. 28 p.
25. Кесаев И. Г. Катодные процессы электрической дуги. М. : Наука, 1968. 244 с.
26. Месяц Г. А. Эктоны. Ч. 1. Екатеринбург : Наука, 1993. 184 с.
27. 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.
28. Месяц Г. А., Беренгольц С. А. Механизм генерации аномальных ионов вакуумной дуги // Успехи физических наук. 2002. Т. 172, № 10. С. 1113–1130. Doi: 10.3367/UFNr.0172.200210a.1113.
29. Баренгольц С. А., Месяц Г. А. Самопроизвольное погасание дуги в эктонной модели // Письма в ЖТФ, 2001. Т. 27, № 6. С. 82–85.
30. Лафферти Дж. (ред.). Вакуумные дуги / Пер. с англ. А. В. Елецкого, Е. З. Меплихова, А. А. Радцига ; под ред. В. И. Раховского. М. : Мир, 1982. 428 с.
31. Smeets R. P. P. Low-current behaviour and current chopping of vacuum arcs. [Phd Thesis 1 (Research TU/e / Graduation TU/e), Electrical Engineering]. Technische Universiteit Eindhoven, 1987. 140 p. Doi: 10.6100/IR264618.
32. Измерение порогового тока вакуумной дуги для наноструктурированного вольфрама / П. С. Михайлов, И. Л. Музюкин, Ю. И. Мамонтов и др. // Proceedings of 8th International Congress on Energy Fluxes and Radiation Effects. Tomsk. Russia, 2022. P. 886–889. Doi: 10.56761/EFRE2022.C3-O-024701.
33. Statistical Number of Primary Discharges Required for Solar Array Secondary Arc Tests / M. Cho, K. Kitamura, T. Ose et al. // Journal of Spacecraft and Rockets, 2009. Vol. 46, No. 2. P. 438–448. Doi: 10.2514/1.37798.
34. Cho M., Goka T. Japanese Practices of Solar Array ESD Ground Tests // 9th Spacecraft Charging Technology Conference. Japan Aerospace Exploration Agency. Tsukuba. Japan, 2005.
35. Electrostatic Discharge Ground Test of a Polar Orbit Satellite Solar Panel / M. Cho, J.-H. Kim, S. Hosoda et al. // IEEE Transactions on Plasma Science, 2006. Vol. 34, No. 5. P. 2011–2030. Doi: 10.1109/TPS.2006.881935.
36. Модель космоса : науч.-инф. изд. в 2 т. / под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М. : КДУ, 2007. 1145 с.
37. New Spacecraft-Charging Solar Array Failure Mechanism / D. B. Snyder, D. C. Ferguson, Vayner et al. // Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference, AFRL Science Center, Hanscom AFB, MA, Nov. 1998. P. 297–301.
38. Чигорко А. А. Аппаратура для исследования электронно-протонного заряжения высокоомных диэлектриков в условиях инверсного распределения потенциала // Изв. Томского политех. ун-та. 2008. Т. 312, № 2. Математика и механика. Физика. Приложение: Неразрушающий контроль и диагностика. С. 99–106.
39. Atypical Normal Potential Gradient Arcing on Solar Arrays / D. C. Ferguson, R. C. Hoffmann, E. A. Plis et al. // Journal of Spacecraft and Rockets, 2018. Vol. 55, No. 3. P. 698–711. Doi: 10.2514/1.a34017.
40. Акишин А. И. Космическое материаловедение. М. : НИИЯФ МГУ, 2007. 209 с.
41. Inoue G. T. Implications Of Arcing Due To Spacecraft Charging On Spacecraft Emi Margins Of Immunity / NASA-CR-165442, March 10, 1981. 173 p.
42. Electrostatic discharge test with simulated coverglass flashover for multi-junction GaAs/Ge solar array design / B. Hoang, F. Wong, V. V. Funderburk et al. // 35th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 2010. P. 1118–1123. Doi:10.1109/pvsc.2010.5614721.

43. Иванов В. А., Кириллов В. Ю., Морозов Е. П. Модельные и стендовые исследования электризации космических аппаратов / под ред. В. Ю. Кириллова. М. : Изд-во МАИ, 2012. 167 с.
44. Ferguson D. C., Vayner B. V. Flashover Current Pulse Formation and the Perimeter Theory // IEEE Transactions on Plasma Science. 2013. Vol. 41, No. 12. P. 3393–3401. Doi: 10.1109/tps.2013.2279760.
45. Surface flashover in 50 years: theoretical models and competing mechanisms / Z. Li, J. Liu, O. Yoshimichi et al. // High Voltage. 2023. Vol. 8, No. 5. P. 853–877. Doi:10.1049/hve2.12340.
46. Хасаншин Р. Х., Новиков Л. С., Коровин С. Б. Влияние давления остаточной атмосферы на развитие электростатических разрядов на поверхности защитных стекол солнечных батарей // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2016. № 10. С. 14–24. Doi 10.7868/S0207352816100103.
47. Anomalous Global Positioning System Power Degradation from Arc-Induced Contamination / D. Ferguson, P. Crabtree, S. White et al. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2016. Vol. 53, No. 3. P. 464–470. Doi: 10.2514/1.A33438.
48. The Case for Global Positioning System Arcing and High Satellite Arc Rates / D. Ferguson, S. White, R. Rast et al. // IEEE Transactions on Plasma Science. 2019. Vol. 47, No. 8. P. 3834–3841. Doi: 10.1109/tps.2019.2922556.
49. Деградация нерадиационной природы энергетических характеристик солнечных батарей космических аппаратов на средневысоких круговых орбитах / В. Г. Букреев, М. В. Нестеришин, П. А. Крючков и др. // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 1. С. 115–123.
50. Spacecraft Charging and Discharging. Design standard. Japan Aerospace Exploration Agency. 2012. 82 p.
51. Number of Arcs Estimated on Solar Array of a Geostationary Satellite / M. Cho, S. Kawakita, M. Nakamura et al. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2005. Vol. 42, No. 4. P. 740–748. Doi: 10.2514/1.6694.
52. Goebel D. M., Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters // Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. 2008. 514 p.
53. Electrical Breakdown of Space Station Freedom Surfaces / M. R. Carruth, J. A. Vaughn, R. T. Bechtel et al. // 30th Aerospace Science Meeting and Exhibit, January 6–9, 1992, Reno, NV, AIAA 92-0820. P. 1–7.
54. 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/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005. Doi: 10.2514/6.2005-3862.
55. Козлов О. В. Электрический зонд в плазме. М. : Атомиздат, 1969. 291 с.
56. Валиуллин В. В., Надирадзе А. Б. Потенциал высоковольтной солнечной батареи космического аппарата в плазме электроракетного двигателя // Вестник Московского авиац. ин-та. 2023. Т. 30, № 3. С. 125–135.
57. Cho M., Saionji A., Toyoda K. Interaction between high voltage solar array and ion thruster plasma // 28th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2003, March, 17–21, Toulouse, France. CDROM, Published by CNRS, March, 2003, 0053-0303iepc-full.pdf. P. 1–10.
58. Inception of Snapover and gas Induced Glow Discharges / J. T. Galfaro, D. C. Ferguson, B. V. Vayner et al. // AIAA. P. 2000–0245, Glenn Research Center, 2000. P. 1–8.
59. The Plasma Plume of the ISS Plasma Contactor Unit under the Effect of the Geomagnetic Field / F. F. Gabdullin, A. G. Korsun, E. G. Lavrenko et al. // 30th International Electric Propulsion Conference (Florence. Italy, 2007). P. 1–8.
60. Simulation of near-electrode processes of a electric discharge in the ISS environment / E. M. Tverdokhlebova, B. G. Borisov, A. G. Korsun et al. // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (09–12 January 2006; Reno. Nevada). Doi: 10.2514/6.2006-872.
61. Influence of Space Propulsions and Plasma Sources on Electric-Discharge Phenomena on the ISS / Tverdokhlebova E. M., Korsun A. G., Garkusha V. I. et al. // 4th International Spacecraft Propulsion Conference (Chia Laguna (Cagliari). Sardinia. Italy. 2004). P.78.1.–78.6. ESA SP-555.



62. Alred J., Mikatarian R., Barsamian H. Review of PCU Discharge Current: Dec 2000 to Aug.2003 // ISS Plasma Technical Interchange Meeting. NASA, Marshall Space Flight Center, Sept. 3–5, 2003, Huntsville, Alabama.
63. Wartelski M., Theroude C., Ardura C. 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, October 6–10, 2013, IEPC-2013-73, P. 1–10.
64. Sustained Arc Between Primary Power Cables of a Satellite / Kawakita S., Kusawake H., Takahashi M. et al. // 2nd International Energy Conversion Engineering Conference, 2004. Doi: 10.2514/6.2004-5658.
65. Secondary arcing triggered by hypervelocity impacts on solar panel rear side cables with defects – Comparison with laser impacts / J.-M. Siguier, V. Inguibert, G. Murat et al. // IEEE Transactions on Plasma Science, Institute of Electrical and Electronics Engineers. 2017. Vol. 45, No. 8. P. 1880–1886. Doi: 10.1109/TPS.2017.2686602.
66. Артамонов В. С. Защита солнечных панелей в космосе от электрического пробоя // Студенческий научный форум : XI Междунар. студенческая науч. конф. 2019. 9 с. [Электронный ресурс]. URL: <https://scienceforum.ru/2019/article/2018017169?ysclid=lquiu4as9159647158> (дата обращения: 10.01.2024).
67. Хасаншин Р. Х., Новиков Л. С. Изменения спектра пропускания стекла марки К-208 под действием ионизирующих излучений и молекулярных потоков // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования, 2014. № 7. С. 83–87. Doi: 10.7868/S0207352814070099.
68. Научно-технологическая инфраструктура Российской Федерации: официальный сайт. М. URL: <https://ckp-rf.ru/catalog/usu/73590/> (дата обращения 04.05.2023).
69. Методология обеспечения стойкости космического аппарата в условиях плазмы, формируемой стационарными плазменными двигателями / С. В. Балашов, В. В. Иванов, И. А. Максимов и др. // Вестник СибГАУ. 2006. № 1(8). С. 76–80.

## References

1. Ferguson D. C., Hillard G. B, Vayner B. V. et al. High Voltage Space Solar Arrays. *53rd International Astronautical Congress. The World Space Congress (10–19 Oct 2002/Houston, Texas). NASA Glenn Research Center Cleveland, Ohio USA, 2002. P. 1–8. IAC-02-IAA.6.3.03.*
2. Gruzdev A. I., Shevtsov M. S. [Spacecraft Power Supply System With A Distributed Modular Structure Based On Photovoltaic Cells Integrated With Li-Ion Storage Batteries] *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEM. 2022, Vol. 189, No. 4, P. 15–20 (In Russ.).*
3. Jongeward G. A., Katz I. J., Carruth M. R. et al. High Voltage Solar Arrays for a Direct Drive Hall Effect Propulsion System. *IEPC Paper 01–327, 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, CA, 2001.*
4. Mikellides I. G., Jongeward G. Assessment of High-Voltage Solar Array Concepts for a Direct Drive Hall Effect Thruster System. *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2003. Doi: 10.2514/6.2003-4725.*
5. Manzella D. H., Hack K. High-Power Solar Electric Propulsion for Future NASA Missions. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2014. P. 3718. Doi: 10.2514/6.2014-3718.*
6. Kerslake T. W. Effect of Voltage Level on Power System Design for Solar Electric Propulsion Missions. *Journal of Solar Energy Engineering. 2004, Vol. 126, No. 3, 936. 15 p. Doi: 10.1115/1.1710523.*
7. 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, P. 721–730. Doi: 10.1109/TPS.2022.3147424.*

8. Knauer W., Bayless J. R., Todd G. T., Ward J. W. High Voltage Solar Array Study. NASA CR-72675, Hughes Research Laboratories, 19708, 1970, 185 p.
9. Herron B., Bayless J., Worden J. High voltage solar array technology. *9th Electric Propulsion Conference. Journal of Spacecraft and Rockets*. 1972. P. 457–463. Doi: 10.2514/6.1972-443.
10. Ralph R. Roe Jr. Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Handbook (NASA-HDBK-4006A). NASA, 2018, 76 p. Available at: <https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/A/0/nasa-hdbk-4006a.pdf>.
11. Ferguson D. C., Hoffmann R. C., Cooper R. J. et al. 1997–2002 Solar Array String Failures Revisited. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2017, Vol. 54, No. 3, P. 542–553. Doi: 10.2514/1.A33637.
12. Akishin A. I. [Reducing the power of solar batteries of artificial Earth satellites under the influence of electrical discharges]. *Perspektivnyye materialy*. 2008, No. 4, P. 21–28 (In Russ.).
13. Letin V. A., Akishin A. I., Bardina N. M. et al. [The occurrence of an arc discharge between sections of solar batteries in a vacuum]. *Geliotekhnika*, 1990, No. 1, P. 75–76 (In Russ.).
14. Letin V. A., Bardina N. M., Zayavlin I. R. et al. [Experimental studies of the arc discharge between sections of solar batteries when irradiated with electrons in a vacuum]. *Geliotekhnika*. 1991, No 4, P. 23–26 (In Russ.).
15. Akishin A. I., Baykal'tsev V. B., Tyutrin Y. I. [The effect of electronic flows on the protective coatings of solar batteries]. *Fizika i khimiya obrabotki materialov*. 1991, No. 4, P. 68–71 (In Russ.).
16. Babkin G. V., Gostishchev E. A., Smekalin L. F. et al. [Conditions Of Low-Voltage Electrical Arc Origination Between Solar Battery Elements During Spacecraft Radiation Electrification]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*. 2003, Vol. 30, No. 1, P. 75–83 (In Russ.).
17. Bezhayev Y. A., Zykov V. M., Ivanov V. V. et al. [A methodology for conducting accelerated life tests of solar batteries of spacecraft for resistance to radiation electrification factors in laboratory conditions]. *Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta. Inzhiniring georesursov*. 2008, Vol. 312, No. 2, P. 38–42 (In Russ.).
18. Batrakov A. V., Dubrovskaya E. L., Karlik K. V. et al. [Physical modeling of secondary arcing in the range of ambient pressures from atmospheric level to vacuum level]. *Izvestiya vuzov. Fizika*. 2014, Vol. 57, No. 11, P. 7–11 (In Russ.).
19. Batrakov V. A., Kochura S. G., Popov S. A. et al. [Hardware Set-Up For Diagnostics Of Spacecraft On-Board Equipment On Resistance To Arcing]. *Reshetnevskiy chteniya*. 2016, P. 324–326 (In Russ.).
20. Batrakov A. V., Karlik K. V., Popov S. A. *Sposob opredeleniya stoykosti k dugoobrazovaniyu elementov radioelektronnoy apparatury kosmicheskikh apparatov* [A method for determining the resistance to arcing of elements of radioelectronic equipment of spacecraft]. Patent RF, No. 2539964, 2015. 7 p. (In Russ.).
21. Cho M., Ramasamy R., Toyoda K. et al. Laboratory Tests on 110-Volt Solar Arrays in Ion Thruster Plasma Environment. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2003, Vol. 40, No. 2, P. 221–229. Doi: 10.2514/2.3956.
22. Takahashi A., Khan A. R., Masui H. et al. Preliminary report on on-orbit experiment on high voltage technology demonstration satellite. HORYU-II, *63rd International Astronautical Congress, IAC Paper IAC-12-D5.3.13*, October 2012, Naples, Italy. P. 1–11.
23. Shimizu T., Fukuda H., Su N. T. et al. Initial Results From an In-Orbit High-Voltage Experimental Platform: HORYU-IV. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2017, Vol. 45, No. 8, P. 1853–1863. Doi: 10.1109/tps.2017.2688725.
24. ISO 11221:2011. Space Systems – Space Solar Panels – Spacecraft Charging Induced Electrostatic Discharge Test Methods. 28 p.
25. Kesayev I. G. *Katodnyye protsessy elektricheskoy dugi* [Cathodic processes of an electric arc]. M. : Nauka Publ., 1968, 244 p. (In Russ.).
26. Mesyats G. A. *Ektony. Chast' I* [Actons. Part 1]. Yekaterinburg, Nauka Publ., 1993, 184 p.

27. Mesyats G. A. [Ecton or electron avalanche from metal]. *Uspekhi fizicheskikh nauk*. 1995, Vol. 165, No. 6, P. 601–626. Doi; 10.3367/UFNr.0165.199506a.0601 (In Russ.).
28. Mesyats G. A., Berengol'ts S. A. [Mechanism of anomalous ion generation in vacuum arcs]. *Uspekhi fizicheskikh nauk*. 2002, Vol. 172, No. 10, P. 1113–1130. Doi: 10.3367/UFNr.0172.200210a.1113 (In Russ.).
29. Barengol'ts S. A., Mesyats G. A. [Spontaneous Arc Quenching In The Ecton Model]. *Pis'ma v zhurnal tekhnicheskoy fiziki*. 2001, Vol. 27, No. 6, P. 82–85 (In Russ.).
30. Lafferty J. M. (ed) Vacuum arcs. Theory and Application. Wiley, 1980, 372 p.
31. Smeets R. P. P. Low-current behaviour and current chopping of vacuum arcs. [Phd Thesis 1 (Research TU/e / Graduation TU/e), Electrical Engineering]. *Technische Universiteit Eindhoven*, 1987, 140 p. Doi: 10.6100/IR264618.
32. Mikhaylov P. S., Muzyukin I. L., Mamontov Y. I. et al. [Measurement of vacuum arc threshold current for nanostructured tungsten]. *Proceedings of 8th International Congress on Energy Fluxes and Radiation Effects*. Tomsk, Russia, 2022, P. 886–889. Doi: 10.56761/EFRE2022.C3-O-024701 (In Russ.).
33. Cho M., Kitamura K., Ose T. et al. Statistical Number of Primary Discharges Required for Solar Array Secondary Arc Tests. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2009, Vol. 46, No. 2, P. 438–448. doi:10.2514/1.37798.
34. Cho M., Goka T. Japanese Practices of Solar Array ESD Ground Tests. *9th Spacecraft Charging Technology Conference. Japan Aerospace Exploration Agency. Tsukuba, Japan*, 2005.
35. Cho M., Kim J.-H., Hosoda S. et al. Electrostatic Discharge Ground Test of a Polar Orbit Satellite Solar Panel. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2006, Vol. 34, No. 5, P. 2011–2030. Doi: 10.1109/TPS.2006.881935.
36. *Model' kosmosa: Nauchno-informatsionnoye izdaniye v 2 t. Tom 2. Vozdeystviye kosmicheskoy sredy na materialy i oborudovaniye kosmicheskikh apparatov* [The Model of space: A scientific and informational publication in 2 vol. Vol. 2. The impact of the space environment on spacecraft materials and equipment] Ed. M. I. Panasyuka, L. S. Novikova. Moscow, KDU Publ., 2007, 1145 p. (In Russ.).
37. Snyder D. B., Ferguson D. C., Vayner et al. New Spacecraft-Charging Solar Array Failure Mechanism. *Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference, AFRL Science Center, Hanscom AFB, MA*, Nov. 1998, P. 297–301.
38. Chigorok A. A. [Equipment for the study of electron-proton charging of high-resistance dielectrics under conditions of inverse potential distribution]. *Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta*. 2008. Vol. 312, No. 2. P. 99–106 (In Russ.).
39. Ferguson D. C., Hoffmann R. C., Plis E. A. et al. Atypical Normal Potential Gradient Arcing on Solar Arrays. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2018, Vol. 55, No. 3, P. 698–711. Doi: 10.2514/1.a34017.
40. Akishin A. I. *Kosmicheskoye materialovedeniye. Metodicheskoye i uchebnoye posobiye* [Space materials science. Methodical and educational manual]. Moscow, NIIYAF MGU Publ., 2007, 209 p.
41. Inouye G. T. Implications Of Arcing Due To Spacecraft Charging On Spacecraft Emi Margins Of Immunity / NASA-CR-165442, March 10, 1981. 173 p.
42. Hoang B., Wong F., Funderburk V. V. et al. Electrostatic discharge test with simulated coverglass flashover for multi-junction GaAs/Ge solar array design. *35th IEEE Photovoltaic Specialists Conference*, 2010, P. 1118–1123. Doi: 10.1109/pvsc.2010.5614721.
43. Ivanov V. A., Kirillov V. Y., Morozov E. P. *Model'nyye i stendovyye issledovaniya elektrizatsii kosmicheskikh apparatov* [Model and bench studies of spacecraft electrification]. Moscow, MAI Publ., 2012, 167 p. (In Russ.).
44. Ferguson D. C., Vayner B. V. Flashover Current Pulse Formation and the Perimeter Theory. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2013, Vol. 41, No. 12, P. 3393–3401. Doi: 10.1109/tps.2013.2279760.

45. Li Z., Liu J., Yoshimichi O. et al. Surface flashover in 50 years: theoretical models and competing mechanisms. *High Voltage*. 2023, Vol. 8, No. 5, P. 853–877. Doi; 10.1049/hve2.12340.
46. Khasanshin R. K., Novikov L. S., Korovin S. B. [The influence of residual atmospheric pressure on the development of electrostatic discharges on the surface of protective glasses of solar batteries] *Poverkhnost'. Rentgenovskiy, sinkhrotronnyye i neytronnyye issledovaniya*. 2016, No. 10, P. 14–24. Doi: 10.7868/S0207352816100103 (In Russ.).
47. Ferguson D., Crabtree P., White S. et al. Anomalous Global Positioning System Power Degradation from Arc-Induced Contamination. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, Vol. 53, No. 3, P. 464–470. Doi: 10.2514/1.A33438.
48. Ferguson D., White S., Rast R. et al. The Case for Global Positioning System Arcing and High Satellite Arc Rates. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2019, Vol. 47, No. 8, P. 3834–3841. Doi: 10.1109/tps.2019.2922556.
49. Bukreyev V. G., Nesterishin M. V., Kryuchkov P. A. et al. [Non-Radiation Degradation Of Solar Array Energy Performances For Meo Satellites]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviat-sionnaya tekhnika*. 2021, No. 1, P. 115–123 (In Russ.).
50. Spacecraft Charging and Discharging. Design standard. Japan Aerospace Exploration Agency, 2012. 82 p.
51. Cho M., Kawakita S., Nakamura M. et al. Number of Arcs Estimated on Solar Array of a Geostationary Satellite. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2005, Vol. 42, No. 4, P. 740–748. Doi: 10.2514/1.6694.
52. Goebel D. M., Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters. *Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology*. 2008, 514 p.
53. Carruth M. R., Vaughn J. A., Bechtel R. T. et al. Electrical Breakdown of Space Station Freedom Surfaces. *30th Aerospace Science Meeting and Exhibit*, January 6–9, 1992, Reno, NV, AIAA 92-0820, P. 1–7.
54. 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/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2005. Doi:10.2514/6.2005-3862.
55. Kozlov O. V. *Elektricheskiy zond v plazme* [An electric probe in plasma]. Moscow, Atomizdat Publ., 1969, 291 p.
56. Valiullin V. V., Nadiradze A. B. [High Voltage Solar Battery's Potential Of Spacecraft In Plasma Generated By Electric Propulsion Thruster]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo institute*. 2023, Vol. 30, No. 3, P. 125–135 (In Russ.).
57. Cho M., Saionji A., Toyoda K. Interaction between high voltage solar array and ion thruster plasma *28th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2003, March, 17-21, Toulouse, France. CDROM, Published by CNRS, March, 2003, 0053-0303iepc-full.pdf.*, P. 1–10.
58. Galfaro J. T., Ferguson D. C., Vayner B. V. et al. Inception of Snapover and gas Induced Glow Discharges. *AIAA paper 2000-0245, Glenn Research Center*, 2000, P. 1–8.
59. 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). P. 1–8.
60. Tverdokhlebova E. M., Borisov B. G., Korsun A. G., Nadiradze A. B. 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.
61. 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). P.78.1–78.6. ESA. ESA SP-555.
62. Alred J., Mikatarian R., Barsamian H. Review of PCU Discharge Current: Dec 2000 to Aug.2003. *ISS Plasma Technical Interchange Meeting. NASA, Marshall Space Fligh Center*, Sept. 3–5, 2003, Huntsville, Alabama.

63. Wartelski M., Theroude C., Ardura C. 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*, October 6–10, 2013, IEPC-2013-73, P. 1–10.

64. Kawakita S., Kusawake H., Takahashi M. et al. Sustained Arc Between Primary Power Cables of a Satellite. *2nd International Energy Conversion Engineering Conference*, 2004. Doi: 10.2514/6.2004-5658.

65. Siguier J.-M., Inguibert V., Murat G. et al. Secondary arcing triggered by hypervelocity impacts on solar panel rear side cables with defects – Comparison with laser impacts. *IEEE Transactions on Plasma Science, Institute of Electrical and Electronics Engineers*. 2017, Vol. 45, No. 8, P. 1880–1886. Doi: 10.1109/TPS.2017.2686602.

66. Artamonov V. S. *Zashchita solnechnykh paneley v kosmose ot elektricheskogo proboya* [Protection of solar batteries in space from electrical breakdown]. XI International Student Scientific Conference, Student Scientific Forum, 2019. 9 с. (In Russ.). Available at: <https://scienceforum.ru/2019/article/2018017169?ysclid=lquiua4as9159647158> (accessed: 10.01.2024).

67. Khasanshin R. K., Novikov L. S. [Changes in the transmission spectrum of K-208 glass under the influence of ionizing radiation and molecular fluxes.]. *Poverkhnost'. Rentgenovskiyе, sinkhrotronnyye i neytronnyye issledovaniya*. 2014, No. 7, P. 83–87. Doi: 10.7868/S0207352814070099 (In Russ.).

68. [Scientific and technological infrastructure of the Russian Federation: official website]. Moscow (In Russ.). Available at: <https://ckp-rf.ru/catalog/usu/73590/> (accessed 04.05.2023).

69. Balashov S. V., Ivanov V. V., Maksimov I. A. et al. [The Methodology To Ensure Immunity Of The Sattelite Equipment Of Plasma From The Stationary Plasma Thrusters] *Vestnik SibGAU*. 2006, No. 1(8), P. 76–80 (In Russ.).

© Валиуллин В. В., Кочура С. Г., Максимов И. А., Надирадзе А. Б., 2024

---

**Валиуллин Валерий Владимирович** – аспирант, ассистент; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: [valiullinvv@mai.ru](mailto:valiullinvv@mai.ru).

**Кочура Сергей Григорьевич** – кандидат технических наук, заместитель генерального конструктора по электрическому проектированию и системам управления КА; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: [kochura@iss-reshetnev.ru](mailto:kochura@iss-reshetnev.ru).

**Максимов Игорь Александрович** – доктор технических наук, начальник отдела; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: [mia@iss-reshetnev.ru](mailto:mia@iss-reshetnev.ru).

**Надирадзе Андрей Борисович** – профессор, доктор технических наук; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: [nadiradze@mai.ru](mailto:nadiradze@mai.ru).

**Valiullin Valery Vladimirovich** – postgraduate student, assistant; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: [valiullinvv@mai.ru](mailto:valiullinvv@mai.ru).

**Kochura Sergey Grigor'evich** – Cand. Sc., deputy general designer; Joint-stock company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: [kochura@iss-reshetnev.ru](mailto:kochura@iss-reshetnev.ru).

**Maximov Igor Aleksandrovich** – Dr. Sc., head of department; Joint-stock company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: [mia@iss-reshetnev.ru](mailto:mia@iss-reshetnev.ru).

**Nadiradze Andrey Borisovich** – Dr. Sc., professor; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: [nadiradze@mai.ru](mailto:nadiradze@mai.ru).

---