

Снижение мощности солнечных батарей искусственных спутников Земли под воздействием электрических разрядов

А. И. Акишин

Рассмотрены электроразрядные механизмы снижения мощности высоковольтных солнечных батарей геостационарных и полярных искусственных спутников Земли (ИСЗ) в условиях воздействия магнитосферных возмущений. Изложены методы лабораторных испытаний по изучению воздействия электрических разрядов на рабочие характеристики солнечных батарей ИСЗ. Описаны методы защиты от электростатических разрядов и конструкции солнечных батарей, устойчивых к воздействию электрических разрядов.

Введение

Дальнейшее развитие космонавтики связано с использованием солнечных батарей (СБ) с мощностью 10 кВт и выше. Например, низкоорбитальные космические станции, предназначенные для промышленных целей, геосинхронные радиолокационные спутники, лунные и марсианские обитаемые модули требуют электрические мощности в пределах 0,01 – 1 МВт [1 – 3]. При таких мощностях СБ с целью снижения веса электрических кабелей и омических потерь в бортовой сети космических аппаратов (КА) необходимо применять рабочие напряжения $U = 100$ В и выше. Из [1 – 3] следует чем выше электрическая мощность СБ, тем больше удельные потери мощности $\Delta p/p$. Для $p = 1$ МВт оптимальное напряжение в бортовой сети СБ должно быть около 400 В.

Создание СБ с $U = 300 - 400$ В выгодно также для применения холловских плазменных двигателей [1 – 3], применяемых, например, при транспортировке КА с низкой орбиты ($H \sim 400$ км) на геостационарную орбиту ($H \sim 36600$ км), так как при этом отпадает необходимость в оборудовании, преобразующем штатное напряжение СБ КА (30 – 50 В) в напряжение 300 – 400 В. Как правило, местное “заземление” СБ осуществляется путем соединения отрицательного полюса СБ с корпусом КА. При этом большая часть поверхности аппарата находится под отрицательным потенциалом относительно окружающей плазмы.

Электроразрядные процессы в СБ приводят к нежелательным последствиям. Разрушаются поверхностные материалы, в первую очередь, оптические и терморегулирующие покрытия, стекла, снижается ресурс работы солнечных элементов (фотопреобразователей). На рис. 1 показан образец СБ ИСЗ “ESA EURECA” после воздействия электрического разряда [3]. Поврежденная СБ ИСЗ возвращена на Землю с помощью космического челнока США “Спейс Шаттл”. Участок линейки солнечных элементов СБ был “закорочен” на корпус аппарата в результате возникновения вторичной устойчивой дуги [3].

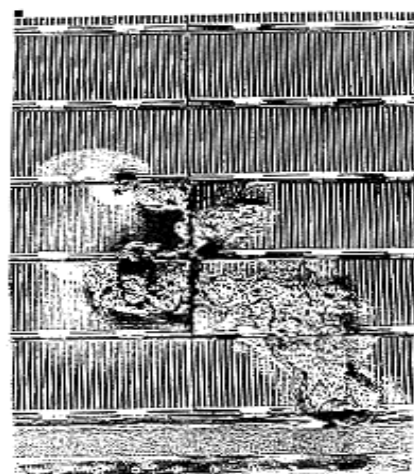


Рис. 1. Образец солнечной батареи ИСЗ “ESA EURECA” после воздействия электростатического разряда [3].

Механизм электроразрядных процессов под воздействием потоков частиц магнитосферной и ионосферной плазмы в низковольтных и высоковольтных СБ ИСЗ различен. В штатных низковольтных СБ ИСЗ электроразрядные явления на геосинхронных и полярных аппаратах определяются в основном радиационной электризацией внешних диэлектрических элементов СБ и других устройств (покровные стекла, конструкционные материалы). В момент магнитосферных возмущений диэлектрические материалы геостационарных ИСЗ приобретают избыточный поверхностный заряд от потока электронов с энергией до 100 кэВ, который затем может релаксировать в виде первичного триггерного разряда на электрические контакты солнечного элемента. Эти разряды в свою очередь могут инициировать вторичные устойчивые электрические дуги и даже “закоротить” линейки солнечных элементов СБ с различными потенциалами. Впервые этот эффект был обнаружен в 1987 г. в НИИЯФ МГУ совместно с НПО “Квант” при испытаниях фрагмента СБ в вакуумной камере в условиях, имитирующих полет геостационарных ИСЗ [6]. Фрагмент СБ был изготовлен в НПО “Квант”. Как показали последние 10 лет, подобные явления представляют большую проблему для надежной работы СБ геосинхронных и полярных ИСЗ в связи с ростом мощности их СБ до 10 кВт и напряжения до 100 В [1 – 5].

В условиях прохождения ИСЗ через область полярных сияний ($H \sim 500 - 700$ км) за СБ ИСЗ возникает плазменная тень, так как ионы из окружающей плазмы не достигают тыльной стороны СБ

из-за высокой скорости КА. За счет авроральных электронов с энергией 1 – 100 кэВ тыльная сторона СБ в этот временной интервал может приобрести отрицательный потенциал относительно корпуса ИСЗ в пределах 1 – 10 кВ и создать условия для возникновения электростатических разрядов на тыльной стороне СБ [2].

Механизм электроразрядных явлений в высоковольтных СБ на низких орбитах около Земли (250 – 400 км) определяется, в основном, бомбардировкой положительными ионами окружающей плазмы поверхностных элементов СБ, находящихся под отрицательным потенциалом относительно окружающей плазмы.

Электроразрядная деградация СБ ИСЗ на геостационарных и полярных орбитах по-видимому более опасна, чем их радиационная деградация в результате бомбардировки электронами и протонами высоких энергий.

Как было установлено [4 – 5], за последние 10 лет в 117 солнечных батареях ИСЗ были выявлены неполадки, в том числе 12 ИСЗ погибло из-за этих неполадок. У 71% ИСЗ эти аномалии произошли на геостационарной орбите, из-за электростатических разрядов на их СБ, возникших в период магнитосферных возмущений. Разработка и испытание СБ, способных противостоять агрессивному воздействию космической среды и, в частности, радиационной электризации, в течение функционирования аппаратов является важнейшей задачей.

В таблице приведена хронология и причины выхода из строя ИСЗ, за период 2007 – 1997 г., в таблицу

Таблица

Хронология выхода из строя ИСЗ в период 2007 – 1997 г. [4]

Дата	Спутник	Событие
06.2007	EchoStar V	8 линеек СБ потеряны
3 – 4.10.2006	Hotbird 3	Существенное повреждение СБ, частичная потеря мощности
1.10.2006	Thaicom 3	Вывод на орбиту-кладбище после проблем с энергией, полная потеря
12.2005	IMAGE	Снижение снабжения энергией субсистем, полная потеря
19.04.2005	Garuda 1	Уровень энергии восстановлен до 95%
5.04.2005	Garuda 1	Почти полная потеря энергии, неизвестная причина
14.01.2005	IS-804	Электрическая аномалия, полная потеря
28.11.2004	IA-7	Нехватка энергии, рассматривается как полная потеря
1.04.2004	PAS-6	Другая энергетическая аномалия, полная потеря
17.03.2004	PAS-6	Энергетическая аномалия при движении на орбиту-склад
24.10.2003	Midori [ADEOS] II	Проблема со снабжением энергией, контакт потерян
19.09.2003	Telstar 4	Выключение после короткого замыкания, потеря
08.2002	Echostar VI	Потеряны 3 линейки СБ, также как в 2001г
07.2002	Echostar V	Потеряны 2 линейки, также как в 2001г
23.10.2001	Echostar VI	Потеря 2 линеек СБ (112 элементов)
03.2001	Sirius	Второстепенные проблемы с СБ
1.09.1998	Sirius 2	Некоторая потеря энергии в СБ
4.10.1997	Insat 2D	Короткое замыкание в цепи, потеря энергии. Полная потеря
30.08.1997	PAS 6	Сеть разрушена в СБ, потеря энергии постоянного тока.
30.06.1997	Midori [I]	Полная потеря (разряд в военной части основания СБ ИСЗ)
11.01.1997	Telstar 401	Электростатический разряд; полная потеря

включены только те ИСЗ, которые вышли из строя на орбите в результате неполадок в их солнечных батареях [4].

Экспериментальные исследования

Исследования электроразрядных процессов в СБ, характерных для геостационарных и полярных ИСЗ в момент магнитосферных возмущений, проводятся на поверхности диэлектрических конструкционных материалов и фрагментов СБ в экспериментальных вакуумных установках при облучении электронными потоками с $j_e \sim 1 - 10 \text{ нА/см}^2$ и $E_e \sim 30 - 50 \text{ кэВ}$ [6 - 12]. Вакуум в имитационной установке достигает $p \sim 10^{-5} \text{ Па}$, площадь облучаемой электронами поверхности — $0,1 - 0,5 \text{ м}^2$. Изучали амплитудные спектры электромагнитных помех (ЭМП) от поверхностных электрических разрядов, воздействие электроразрядных процессов на вольтамперные характеристики и КПД кремниевых солнечных элементов (фотопреобразователей). Методами микроскопии и рентгеновской дифракционной топографии установлено, что электрический пробой покровного стекла СБ может двояко воздействовать на кремниевые пластины фотопреобразователя. В первом случае происходит непосредственное воздействие разряда на поверхность фотопреобразователя с разрушением просветляющего покрытия и образованием кратера с повреждением $p-n$ -перехода в локальном участке (рис. 2) [8].

Во втором случае логично предположить воздействие на кремниевый фотопреобразователь ударной волны, фронт которой формируется в стеклянном покрытии при его пробое. При этом поверхность кремниевого кристалла не повреждается, однако в объеме кремния формируется

область деформации с высокой плотностью дислокаций. На рис.2 приведены следы электрического пробоя в защитном покровном стекле фрагмента СБ при облучении электронами и кратера в кремниевой пластине фотопреобразователя, созданном при электрическом пробое покровного стекла [6 - 9]. Ток разрядного импульса и его длительность на поверхности (S) радиационно-заряженного диэлектрика пропорциональны $S^{1/2}$. Разрядные токи имеют значения до 10 А при $\tau \sim 1 - 5 \text{ мкс}$. В момент разряда на поверхности фрагмента СБ наблюдаются также световые вспышки.

Электростатические разряды на поверхности радиационно-заряженных стеклянных защитных покрытий СБ могут создавать условия для инициирования низковольтного дугового разряда между фрагментами СБ, находящимися под различным напряжением [6 - 12]. На рис. 3 показана фотография трех световых вспышек, сопровождающих электростатические разряды на поверхности фрагмента солнечной батареи, размещенной в вакуумной камере и облучаемой электронным пучком с энергией 30 кэВ [9].

На поверхности анодированных металлов ИСЗ, например, алюминия, имеется покрытие из Al_2O_3 толщиной $1 - 5 \text{ мкм}$. При полете в ионосфере Земли в результате оседания положительных ионов на покрытие, находящееся при отрицательном потенциале относительно окружающей плазмы, возникает электрическое поле с $E \sim 10^6 \text{ В/см}$, что приводит к электрическому разряду в нем и выбросу сгустка плазмы в вакуум. На рис.4 показаны следы электростатических разрядов на поверхности анодированного алюминия [3].

С ростом отрицательного напряжения на металлической ферме аппарата интенсивность разрядов на

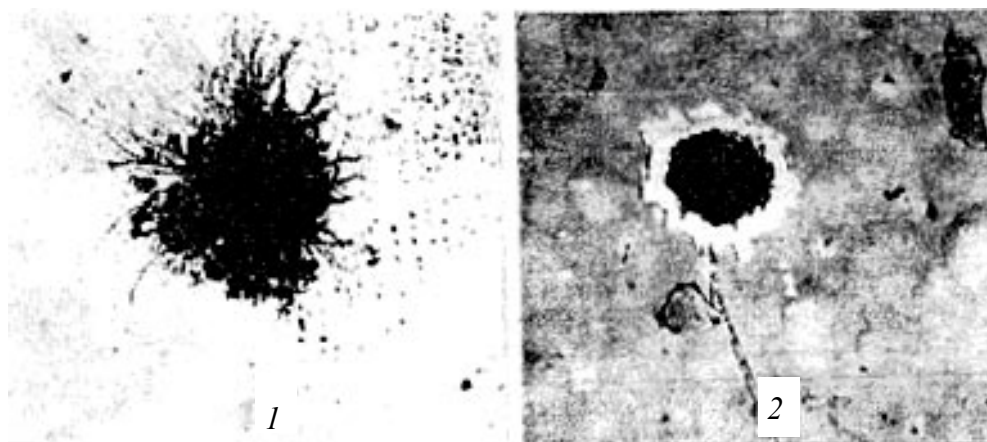


Рис. 2. 1 — Следы электрического пробоя в покровном стекле фотопреобразователя СБ при электронном облучении, 2 — образование кратера в кремниевой пластине фотопреобразователя при воздействии электрического разряда [8].

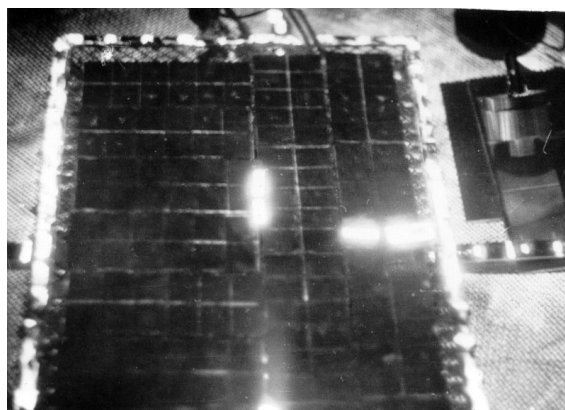


Рис. 3. Фотография трех световых вспышек, сопровождающих электростатические разряды на поверхности фрагмента солнечной батареи, размещенной в вакуумной камере и облучаемой электронным пучком [9].

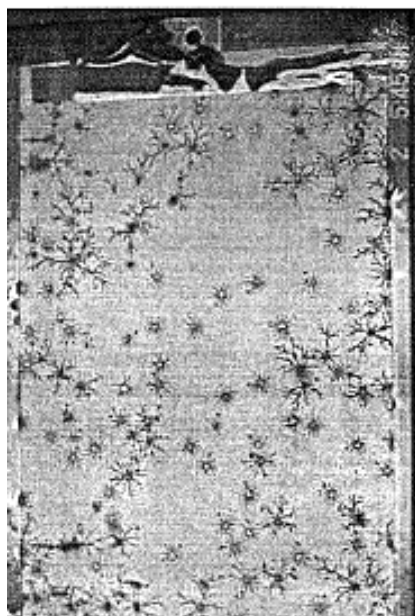


Рис. 4. Пластина из анодированного алюминия после многочисленных электростатических разрядов [6].

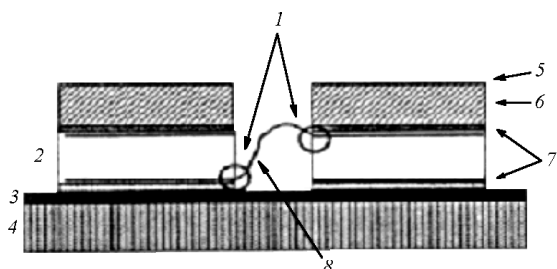


Рис. 5. Поперечное сечение фрагмента СБ ИСЗ. 1 — тройная точка, 2 — солнечный элемент, 3 — каптон, 4 — подложка, 5 — покрытие, 6 — покровное стекло, 7 — клей, 8 — электрический контакт [19].

поверхности анодированного алюминия возрастает. Разрядный ток может достигать десятков ампер за $\tau \sim 5 - 10$ мкс. Возникает импульс ЭМП в интервале частот $0,1 - 100$ МГц, создающий около ИСЗ электромагнитное загрязнение. Одновременно с плазмой генерируется световая вспышка и инжектируется поток атомов алюминия. При электрическом пробое анодированного покрытия инжектируется $\Phi_a \sim 10^{15}$ атомов, диаметр разрядного канала в покрытии достигает $0,2 - 0,3$ мм. Инжектированные атомы могут попасть на элементы оптических устройств, что ухудшит их характеристики. Световая вспышка создает ложные сигналы в оптоэлектронных системах ИСЗ. Скорость выбрасываемого плазмоида составляет около 20 км/с [3].

Механизм электроразрядной деградации высоковольтных СБ

При использовании в солнечных батареях КА напряжений $U = 100$ В и выше на геостационарных и полярных ИСЗ увеличивается риск возникновения электростатических разрядов в момент магнитосферных бурь, что является серьезной опасностью для стабильной работы ИСЗ [1–3]. Геостационарные ИСЗ освещаются Солнцем и его радиационная зарядка определяется в основном фотоэлектронной эмиссией с поверхности аппарата. Фотоэлектроны поддерживают потенциал КА и СБ относительно окружающей плазмы на уровне нескольких вольт. Поверхность диэлектрических материалов ИСЗ, таких как покровные стекла СБ, имеют такой же потенциал. Когда ИСЗ подвергается воздействию магнитосферного шторма, резко возрастает поток электронов с энергией до 100 кэВ и иногда этот поток на ИСЗ может превышать ток фотоэлектронов. Фотоэлектроны с низкой энергией не покидают поверхность покровных стекол из-за возникновения потенциального барьера вокруг КА [14]. В этом случае потенциал корпуса ИСЗ и поверхности покровных стекол СБ может стать отрицательным. Благодаря различию коэффициентов вторично-электронной эмиссии поверхностей у различных материалов потенциал поверхности покровных стекол СБ может стать менее отрицательным, чем у ближайших проводников СБ, например, электрических контактов солнечных элементов (рис. 5) [1–3, 13, 14, 19]. На рис. 6 приведено расчетное значение напряжения на покровном стекле солнечного элемента СБ и корпусе геосинхронного коммуникационного спутника, полученное с помощью программы — The NASA Charging Analyzer Program (NASCAP) [14]. Из приведенных расчетных данных следует, что после

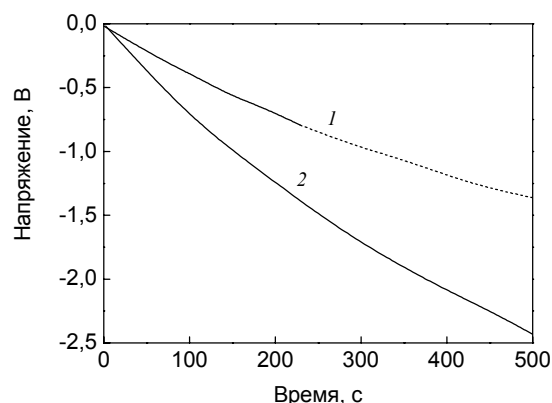


Рис. 6. Расчет радиационной электризации СБ геосинхронного коммуникационного спутника с помощью программы NASCAP. 1 — напряжение на покрывном стекле солнечного элемента, 2 — напряжение на корпусе спутника [14].

возникновения магнитосферного возмущения, разность потенциалов между покрывным стеклом солнечного элемента и корпусом КА увеличивалась со скоростью около -3 В в секунду. Через несколько минут полета эта разность потенциалов достигает $500 - 600$ В. Таким образом создаются условия для возникновения первичного триггерного разряда. Такая ситуация в электрическом поле называется “градиент обратного потенциала” или дифференциальное напряжение ΔU . На рис.5 приведено поперечное сечение фрагмента СБ ИСЗ. В результате между поверхностью покрывного стекла и ближайшим электрическим контактом солнечного элемента может произойти первичный триггерный разряд. Известно, что такой разряд возникает, когда $\Delta U \sim 100 - 200$ В в случае полета КА в ионосфере ($H \cong 400$ км). В лабораторных условиях при имитации условий на геостационарной орбите Земли первичный триггерный разряд возникает при $\Delta U \cong 400$ В. Если разряд возникает в виде единичного разрядного импульса, то это явление характеризуется как первичный триггерный разряд или как электростатический разряд (ESD). Наблюдаются два типа первичного триггерного разряда. Первый тип, когда разрядный ток течет между КА и окружающей плазмой, в этом случае энергия разряда определяется емкостью КА, $C_{КА} \sim 100$ пФ. Другой тип разряда начинается между заряженной поверхностью покрывного стекла и соседним металлическим контактом солнечного элемента СБ (рис. 5). Емкость покрывного стекла, где удерживается заряд, который подпитывает первичный триггерный разряд, $C \sim 1 - 10$ нФ.

Если разряд возникает между двумя линейками солнечных элементов СБ с различными потенциа-

ми или между солнечным элементом и каким-либо проводником, то в этом случае возникает риск перерастания первичного триггерного разряда во вторичную, устойчивую, электрическую дугу, подпитываемую уже энергией от участка СБ. Длительность такой дуги достигает секунд и выше. Риск возникновения вторичной устойчивой дуги возрастает по мере увеличения мощности, размеров и напряжения СБ. Образующаяся дуговая плазма может также закортить солнечную панель на определенном ее участке. Вторичная устойчивая дуга нагревает диэлектрическую, каптоновую подложку, на которой смонтированы солнечные элементы, что может привести к возникновению теплового пробоя и карбонизации каптона, и, как следствие, к короткому замыканию на СБ. Ряд ИСЗ [4, 5] потерял часть мощности своих СБ из-за возникновения вторичных устойчивых дуг. Наземные имитационные испытания проводятся до тех пор, пока в конструкции СБ не возникают вторичные устойчивые дуги.

Солнечные элементы приклеиваются к каптоновой подложке и связываются друг с другом электрическими контактами. Покровное стекло также приклеивается к солнечному элементу. Когда КА имеет отрицательный потенциал по отношению к окружающей плазме, солнечные элементы и электрические контакты также имеют отрицательный потенциал. Разница потенциалов, U , между поверхностью покрывного стекла и контактными электродами солнечного элемента создает высокую напряженность электрического поля в тройной точке (рис. 5), которая находится в месте касания микроострия на поверхности электрического контакта солнечного элемента с диэлектриком при наличии плазмы. В этой точке усиливается напряженность электрического поля, при $U = 500$ В напряженность электрического поля на микроострии достигает $E \sim 9 \cdot 10^6$ В/см [15]. В этих условиях при прохождении импульса тока от автоэлектронной эмиссии может произойти термовзрыв микроострия, выброс эктона из-за взрывной электронной эмиссии. Электроны, имитируемые за счет взрывной электронной эмиссии из тройной точки, взаимодействуют с боковой стенкой солнечного элемента или покрывного стекла. Электрическое поле обеспечивает зарядку покрывного стекла. В результате возникает первичный высоковольтный триггерный разряд малой мощности. В ряде случаев этот разряд может создать условия для инициирования вторичной устойчивой дуги между соседними линейками солнечных элементов, имеющими различные потенциалы. Такая дуга уже подпитывается энергией от самой солнечной батареи.

Методы подавления электростатических разрядов в высоковольтных солнечных батареях

Исследования солнечных батарей ИСЗ с $U = 400$ В проводятся в плазме, которая по своим характеристикам подобна плазме в ионосфере при $H = 400$ км. Из этих результатов следует, что наиболее эффективная технология связана с ослаблением возникающих первичных и вторичных электростатических разрядов, путем покрытия солнечных элементов СБ прозрачной тефлоновой пленкой. Такая конструкция фрагмента СБ получила название — купон. На рис. 7 показано расположение следов от разрядов в виде светлых кружков (1), наблюдаемых на поверхности купона, в верхней правой части купона в момент фотографирования произошел разряд и световая вспышка. Конструкция купона препятствует взаимодействию положительных ионов окружающей плазмы с покровными стеклами солнечных элементов и выходу из тройной точки взрывной электронной эмиссии к стеклу. Все это затрудняет образование электрических разрядов вплоть до отрицательного потенциала порядка 1000 В. Однако в реальных условиях полета частицы космического мусора и микрометеоров могут бомбардировать СБ и создавать отверстия в полимерной пленке. В этом случае будет трудно сдерживать образование разрядов в СБ. Следовательно, необходимо исследовать как происходит предотвращение разрядов и какова устойчивость СБ к их возникновению.

При испытании купонов форма импульса разрядного тока контролируется. Наблюдали множество следов от разрядов на купоне СБ при $U = 400$ В, которые приводили к постепенной деградации СБ (рис. 7). Из наблюдений по электроразрядной деградации СБ следует, что разрушение в основном было связано с краями солнечных элементов. Электрические контакты не имели разрушений. Из этих результатов следует, что разряды в основном воздействуют на края солнечного элемента. Для реального применения высоковольтных СБ необходимо найти метод защиты от воздействия электрических разрядов на края солнечных элементов СБ. Развитие исследований проводится по двум направлениям: подавление возникновения электрических разрядов и снижение повреждений от каждого разряда.

В настоящее время проходят испытания солнечных батарей с системой линейных преломляющих линз Френеля (Stretched-Lens Photovoltaic Concentrator Array-SLA) [16 – 18], которая позволит повысить надежность солнечной космической

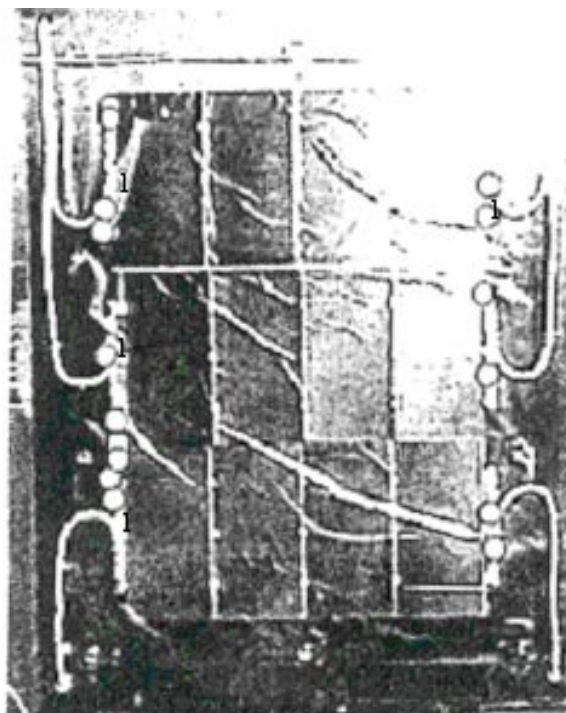


Рис. 7. Расположение следов от разрядов в виде белых пятен (1), наблюдаемых на поверхности купона. В верхней правой части купона в момент фотографирования произошел разряд [3].

энергетики на различных орбитах, включая геостационарную и полярную (рис. 8 – 10).

Солнечные батареи такого типа состоят из оптического концентратора (8.5х) с линейным фокусом на базе линейной преломляющей линзы Френеля с КПД солнечного элемента (фотопреобразователя) ~27 – 30% (рис. 10). Линейные преломляющие линзы Френеля позволяют лучше решить проблему концентрации солнечного света, чем отражающие концентраторы. Линзы изготовлены из тонкого (140 мкм) гибкого силиконового материала (ДС-93-500). В фокусе оптического концентратора располагается солнечный элемент с тройным переходом (GaInP/GaAs/Ge) (рис. 9). На рис. 10 приведена схема полностью герметичного солнечного элемента для использования в условиях космической плазмы.

Эта разработка позволяет обеспечить использование в СБ КА высоких напряжений (100 – 600 В), она свободна от электрических разрядов и малоуязвима к воздействию микрометеорных частиц и космических корпускулярных излучений. Одно из преимуществ СБ типа SLA по сравнению с плоскими СБ состоит в том, что площадь, занимаемая солнечными элементами при равной мощности, намного меньше, чем у плоской СБ, поэтому облегчается борьба с

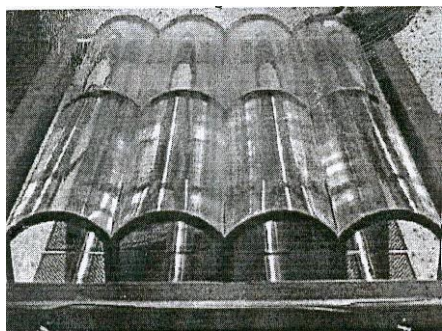


Рис. 8. Освещенные солнечным светом линейные, преломляющие линзы Френеля [16 – 18].

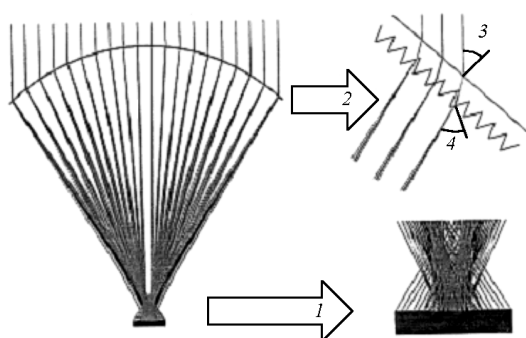


Рис. 9. Схема линейной преломляющей линзы Френеля с линейным фокусом [16 – 18]. 1 — увеличенный вид фокусировки света на солнечном элементе, 2 — увеличенный вид линзы, 3 — входящий угол светового пучка, 4 — выходящий угол светового пучка.

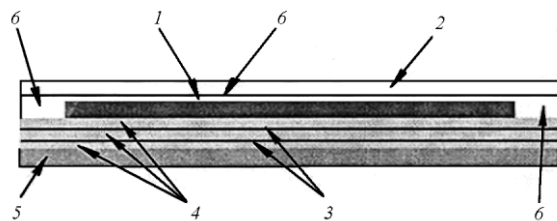


Рис. 10. Полностью герметичный солнечный элемент для использования в условиях космической плазмы. 1 — солнечный элемент, 2 — покровное стекло, 3 — каптон, 4 — силиконовая термозащита, 5 — радиатор из композита, 6 — клей [16 – 18].

электрическими разрядами за счет более совершенной их изоляции. Солнечный элемент заключен в капсулу (рис. 10), что обеспечивает минимальную возможность электрического взаимодействия его с окружающей плазмой. Солнечные батареи типа SLA имеют очень высокие технические показатели ($\sim 300 \text{ Вт/м}^2$ и $\sim 180 \text{ Вт/кг}$), а также напряжения более 500 В [16 – 18].

Заключение

Рассмотрена электроразрядная деградация солнечных батарей геостационарных и полярных ИСЗ. Электростатические разряды в солнечных батареях возникают из-за неоднородной радиационной электризации в момент магнитосферных возмущений. Как правило, сначала происходит первичный, маломощный, триггерный разряд между заряженным покровным стеклом солнечного элемента и электрическим контактом солнечного элемента. Этот разряд между соседними линейками солнечных элементов с различными потенциалами может инициировать вторичную, устойчивую дугу, подпитываемую энергией от солнечной батареи, что иногда приводит к снижению ее мощности. Описаны новые конструкции высоковольтных солнечных батарей ИСЗ, более устойчивых к воздействию электростатических разрядов и имеющих высокие параметры: $\sim 300 \text{ Вт/м}^2$ и 180 Вт/кг при $U \sim 500 \text{ В}$.

Литература

1. Hosoda S., Okumura T., Toyoda K., Cho M. Development of 400 V. Solar Array Technology for Low Earth Orbit Plasma Environment. IEEE Trans on Plasma Science, 2006, v. 34, no. 5, p. 1986 – 1996.
2. Cho M., Kim J., Hosoda S., Nozaki Y., Miura T., Iwata T. Electrostatic Discharge Ground Test of a Polar Orbit Satellite Solar Panel. IEEE Trans on Plasma Science, 2006, v. 34, no. 5, p. 2011 – 2030.
3. Ferguson D.C., Hillard G.B. Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Guidelines. NASA/TP -2003-2112287, p. 1 – 44.
4. <http://www.sat-nd.com/launchfailures/8>.
5. Rodiek I.A., Brandhorst H.W., O'Neill I.M. Stretched Lens Array (SLA), A Reliable Solar Array for Any Orbit. Prospector XII –Space Solar Array Cost Workshop, Park City, Utah.
6. Летин В.А., Акишин А.И., Бардина Н.М., Заявлин И.Р., Князев Б.Н., Спиглазов А.М., Тютрин Ю.И., Эвенов Ю.И. Возникновение дугового разряда между участками солнечных батарей в вакууме. Гелиотехника, 1990, №1, с. 75 – 76.
7. Летин В.А., Бардина Н.М., Заявлин И.Р., Спиглазов А.М. и др. Экспериментальные исследования дугового разряда между участками солнечных батарей при облучении ее электронами в вакууме. Гелиотехника, 1991, №4, с. 23 – 26.
8. Акишин А.И., Байкальцев В.Б., Тютрин Ю.И. Воздействие электронных потоков на защитные покрытия солнечных батарей. ФХОМ, 1991, №4, с. 68 – 71.
9. Акишин А.И., Витошкин Э.А., Захаров Н.И., Цепляев Л.И. Электростатические разряды на поверхности диэлектрических материалов при электронном облучении. ФХОМ, 1994, № 3, с. 28 – 30.

10. Акишин А.И. Электроразрядное повреждение солнечных батарей космических аппаратов в магнитосферной и ионосферной плазме. ФХОМ, 1995, № 2, с. 43 – 48
11. Акишин А.И., Тютрин Ю.И., Цепляев Л.И. Электроразрядный механизм повреждения солнечных батарей при электронном облучении. ФХОМ, 1996, № 6, с. 20 – 23
12. Летин В.А. Функционирование солнечных батарей в космической среде. Модель космоса. Т. II, Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. Под редакцией проф. М.И. Панасюка и Л.С. Новикова. М. НИИЯФ МГУ КДУ, 2007, с. 561 – 594.
13. Toyoda K., Matsumoto T., Cho M.. Power Reduction of Solar Arrays by Arcing Under Simulated Geosynchronous Orbit Environment. J. of Spacecraft and Rockets, 2004, v. 41, no. 5.
14. Katz J., Davis V.A., Snyder D.B, Robertson E.A. ESD triggered Solar Array failure mechanism. 6 th Spacecraft Technology Conf. AFRL-VS-TR-20001578, 1 Sept. 2000, p.39.
15. Месяц Г.А. Импульсная энергетика и электроника. М: Наука, 2004, с. 704.
16. O’Neil M.J., McDanal A.J., Piszczor M.F., Edwards D.L, Eskenazi M.I., Brandhorst H.W, Recent Technology Advances for the Stretched Lens Arrays (SLA)., A Space Solar offering state of the Art Performance at Low cost and Ultra-light mass. 31st IEEE Photovoltaic Specialists Conf.-Orlando, Florida-Jan., 2005.
17. O’Neil M.J, 1,000 w/kg Solar Concentrator Arrays for Far-Term Space Missions. Space Technology Applications International Forum (STAIF) –Albuquerque-Febr. 2004, p.1 – 8.
18. Brandhorst Jr.H.W., Best S.R., Rodiek I.A., O’Neil M.I., Eskenazi M.I., Ferguson D.C. Advances in Radiation-Tolerant Solar Arrays for SEP Missions. The 30th International Electric Propulsion Conf., Florence, Italy, Sept. 2007.
19. Kawasaki T., Hosoda S., Kim J., Toyoda K., Cho M. Charge Neutralization via Arcing on a Large Solar Array in the GEO Plasma Environment. IEEE Trans, on Plasma Science, 2006, v. 34, no. 5, p. 1979 – 1985.

Акишин Анатолий Иванович — Научно-исследовательский институт ядерной физики им.Д.В.Скобелевича МГУ, доктор физико-математических наук, профессор. Специалист в области радиационной физики и космического материаловедения.