

# ВОЗДЕЙСТВИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РАЗРЯДОВ НА СОЛНЕЧНЫЕ БАТАРЕИ ИСЗ

Акишин А.И.

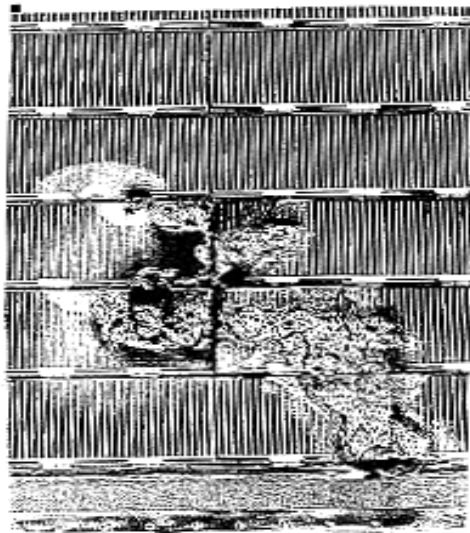
*Научно-исследовательский институт ядерной физики имени Д.В.Скобельцына МГУ*

**akishin@hep.sinp.msu.ru**

The arcing causes degradation of solar array at malfunction of instruments on satellites. The discharge is caused by differential potential between satellite body and insulator surfaces like coverglass of solar arrays, which are charged by ambient plasma.

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 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 400В. Создание СБ с  $U=300\div 400$  В выгодно также для применения холловских плазменных двигателей [1-3], применяемых, например при транспортировке космических аппаратов (КА) с низкой орбиты ( $H\sim 400$ км.) на геостационарную орбиту ( $H\sim 36600$ км.), т.к. при этом отпадает необходимость иметь оборудование, преобразующее штатное напряжение СБ КА (30-50В) в напряжение 300-400В. 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 солнечной батареи 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]. 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).



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

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 1987г.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 и выше [1-5].

В условиях прохождения ИСЗ через область полярных сияний ( $H \sim 500-700$  км) за СБ ИСЗ возникает плазменная тень, т.к. 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 отрицательном 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. В таблице приведена хронология и причины выхода из строя ИСЗ, за период 2007-1997г.

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

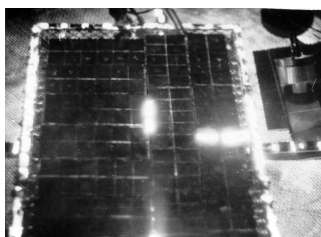
Дата	Спутник	Событие
июнь 2007	EchoStar V	8 линеек СБ потеряны
3/4 окт.2006	Hotbird 3	Повреждение СБ ,частичная потеря мощности
1 окт.2006	Thaicom 3	Вывод на орбиту- кладбище после проблем с энергией, полная потеря
дек. 2005	IMAGE	Снижение снабжения энергией subsystem, полная потеря
19 апр. 2005	Garuda 1	Уровень энергии восстановлен до 95%
5 апр. 2005	Garuda 1	Полная потеря энергии, неизвестная причина
14 янв. 2005	IS-804	Электрическая аномалия, полная потеря
28 ноя. 2004	IA-7	Нехватка энергии, полная потеря
1 апр. 2004	PAS-6	Другая энергетическая аномалия, полная потеря
17 мар. 2004	PAS-6	Энергетическая аномалия при движении на орбиту-склад
24 окт.2003	Midori [ADEOS] II	Проблема со снабжением энергией, контакт потерян
19 сен. 2003	Telstar 4	Выключение после короткого замыкания, потеря
авг. 2002	Echostar VI	Потеряны 3 линейки СБ, также как в 2001г
июл. 2002	Echostar V	Потеряны 2 линейки, также как в 2001г
23 окт.2001	Echostar VI	Потеря 2 линеек СБ (112 элементов)
мар. 2001	Sirius	Второстепенные проблемы с СБ
1 сен. 1998	Sirius 2	Некоторая потеря энергии в СБ
4 окт. 1997	Insat 2D	Короткое замыкание в цепи, потеря энергии.
30 авг.1997	PAS 6	Сеть разрушена в СБ, потеря постоянного тока.
30 June 1997	Midori [I]	Полная потеря (разряд в военной части основания СБ ИСЗ)
11 Jan 1997	Telstar 401	Электростатический разряд; полная потеря

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

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  $p \sim 10^{-5}$  Па, площадь облучаемой электронами поверхности 0,1-0,5 м<sup>2</sup>. Изучались 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 р-п-перехода в локальном участке [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 деформаций с высокой плотностью дислокаций.

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.2 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].



*Рис. 2. Фотография трех световых вспышек, сопровождающих электростатические разряды на поверхности фрагмента солнечной батареи, размещенной в вакуумной камере и облучаемой электронным пучком [9].*

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 [1-3,13,14,19].

На Рис. 3 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)

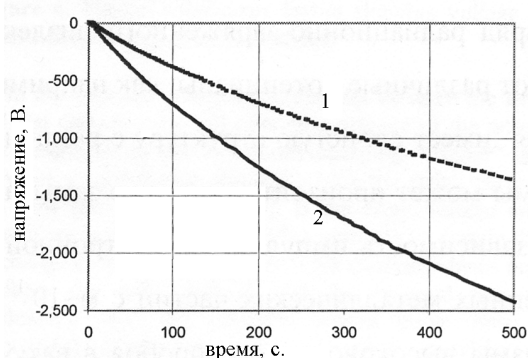


Рис. 3. Расчет радиационной электризации СБ геосинхронного коммуникационного спутника с помощью программы NASCAP. 1-напряжение на покровном стекле солнечного элемента. 2-напряжение на корпусе спутника [14].

Из приведенных расчетных данных следует, что после возникновения магнитосферного возмущения, разность потенциалов между покровным стеклом солнечного элемента и корпусом КА увеличивалась со скоростью около  $-3\text{В}$  в секунду. Через несколько минут полета эта разность потенциалов достигает 500-600В. Таким образом создаются условия для возникновения первичного триггерного разряда. Такая ситуация в электрическом поле называется «градиент обратного потенциала». В результате между поверхностью покровного стекла и ближайшим электрическим контактом солнечного элемента может произойти первичный триггерный разряд. Известно, что такой разряд возникает, когда  $\Delta U \sim 100 \div 200\text{В}$  в случае полета КА в ионосфере ( $H \approx 400\text{км}$ ). В лабораторных условиях при имитации условий на геостационарной орбите Земли первичный триггерный разряд возникает при  $\Delta U \sim 400\text{В}$ . 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,  $C_{КА} \sim 100\text{пФ}$ . Другой тип разряда начинается между заряженной поверхностью покровного стекла и соседним металлическим контактом солнечного элемента СБ. Емкость

покровного стекла, где удерживается заряд, который подпитывает первичный триггерный разряд,  $C \sim 1-100$  нФ.

Если разряд возникает между двумя линейками солнечных элементов СБ с различными потенциалами 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 закортотить 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] потеряли часть мощности своих СБ из-за возникновения вторичных устойчивых дуг.

Разница потенциалов,  $U$ , между поверхностью покровного стекла и контактными электродами солнечного элемента создает высокую напряженность электрического поля в тройной точке, 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 микроострие 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 покровного стекла. Электрическое поле обеспечивает зарядку покровного 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.

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. 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 образованию 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.

Из наблюдений по электроразрядной деградации СБ следует, что разрушение в основном было связано с краями солнечных элементов. Для реального применения высоковольтных СБ необходимо найти метод по защите 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 энергетики на различных орбитах, включая геостационарную и полярную.

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. 4). Линзы изготовлены из тонкого (140мкм.) гибкого силиконового материала (ДС-93-500). В фокусе оптического концентратора располагается солнечный элемент с тройным переходом (GaInP/GaAs/Ge). На Рис. 4 приведена схема герметичного солнечного элемента для использования в условиях космической плазмы.

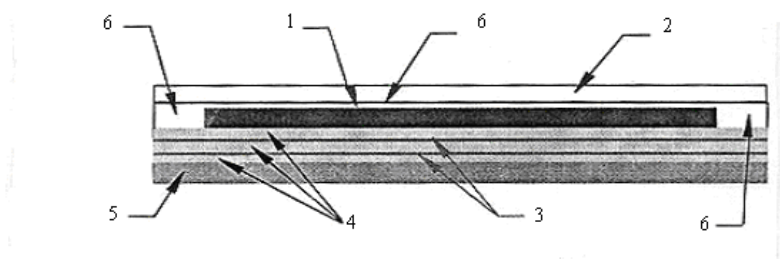


Рис. 4 Герметичный солнечный элемент для использования в условиях космической плазмы. 1-солнечный элемент, 2-покровное стекло, 3-каптон, 4-силиконовая термозащита, 5-радиатор из композита, 6- клей [16-18].

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 то, что площадь, занимаемая солнечными элементами при равной мощности, намного меньше, чем у плоской СБ, поэтому облегчается борьба с электрическими разрядами, за счет более совершенной их изоляции. Солнечный элемент заключен в капсулу (Рис.5), что обеспечивает минимальную возможность электрического взаимодействия его с окружающей плазмой. Солнечные батареи типа SLA

имеют очень высокие технические показатели ( $\sim 300$  Вт/м<sup>2</sup>) и ( $\sim 180$  Вт/кг), а также напряжения более 500 В [16-18].

1. S.Hosoda , T.Okumura , K.Toyoda , M.Cho . Development of 400V. Solar Array Technology for Low Earth Orbit Plasma Environment. // IEEE Trans on Plasma Science, 2006, v. 34, №5, p.1986-1996.
2. M.Cho . J.Kim, S.Hosoda , Y.Nozaki, T.Miura , T.Iwata . Electrostatic Discharge Ground Test of a Polar Orbit Satellite Solar Panel. // IEEE Trans on Plasma Science, 2006, v. 34, №5, p. 2011-2030.
3. D.C.Ferguson, G.B.Hillard. Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Guidelines. NASA/TP -2003-2112287, p.1-44.
4. <http://www.sat-nd.com/launchfailures/8>.
5. I.A.Rodiek, H.W.Brandhorst., I.M.O'Neil. Stretched Lens Array (SLA), A Reliable Solar Array for Any Orbit. Prospector XII –Space Solar Array Cost Workshop, Park City, Utah.
6. В.А.Летин., А.И.Акишин, Н.М.Бардина, И.Р.Заявлин., Б.Н.Князев, А.М.Спиглазов, Ю.И.Тютрин ., Ю.И.Эвенов. Возникновение дугового разряда между участками солнечных батарей в вакууме // Гелиотехника,1990,№1,с.75-76.
7. В.А.Летин , Н.М.Бардина ., И.Р.Заявлин ., А.М.Спиглазов и др. Экспериментальные исследования дугового разряда между участками солнечных батарей при облучении ее электронами в вакууме. // Гелиотехника, 1991, №4, с 23-26.
8. А.И.Акишин , В.Б.Байкальцев , Ю.И.Тютрин . Воздействие электронных потоков на защитные покрытия солнечных батарей // ФХОМ,1991,№4,с.68-71.
9. А.И.Акишин , Э.А.Витошкин, Н.И.Захаров, Л.И.Цепляев Электростатические разряды на поверхности диэлектрических материалов при электронном облучении // ФХОМ,1994,№3,с.28-30.
10. А.И.Акишин. Электроразрядное повреждение солнечных батарей космических аппаратов в магнитосферной и ионосферной плазме. // ФХОМ, 1995, N 2, с. 43-48
11. А.И.Акишин, Ю.И.Тютрин, Л.И.Цепляев . Электроразрядный механизм повреждения солнечных батарей при электронном облучении. // ФХОМ, 1996, N6, с. 20-23
12. В.А.Летин . 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. K.Toyoda, T.Matsumoto , M.Cho . Power Reduction of Solar Arrays by Arcing Under Simulated Geosynchronous Orbit Environment. // J. of Spacecraft and Rockets Vol. 41, No. 5, 2004. p.
14. J.Katz ,V.A.Davis V.,D.B.Snyder , E.A.Robertson. ESD triggered Solar Array failure mechanism. 6 th Spacecraft Technology Conf. AFRL-VS-TR-20001578, 1 Sept. 2000, p.39.
15. Г.А.Месяц . Импульсная энергетика и электроника. М: -Наука,2004,с.704.
16. M.J.O'Neil , A.J.McDanal , M.F.Piszczor., D.I.Edwards , M.I.Eskenazi , 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. 31<sup>st</sup> IEEE Photovoltaic Specialists Conf.-Orlando, Florida-Jan., 2005.
17. M.J.O'Neil, 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. Jr.H.W.Brandhorst , S.R.Best , I.A.Rodiek , M.I.O'Neil , M.I.Eskenazi , D.C.Ferguson . Advances in Radiation-Tolerant Solar Arrays for SEP Missions. The 30<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conf., Florence, Italy, Sept. 2007.
19. T.Kawasaki , S.Hosoda ,J, Kim ,K.Toyoda.,M.Cho. Charge Neutralization via Arcing on a Large Solar Array in the GEO Plasma Environment // IEEE Trans, on Plasma Science, 2006.v.34, №5,p.1979-1985.