

УДК 533.27+539.2+521.6

В. А. Шувалов, Г. С. Кочубей, А. И. Приймак, Н. П. Резниченко

Институт технічної механіки НАНУ і НКАУ, Дніпропетровськ

**Деградация электрической мощности
солнечных батарей
при воздействии околоспутниковой среды
на геостационарной орбите**

Надійшла до редакції 04.03.02

Визначено вплив факторів космічного простору — іонізуючого та ультрафіолетового випромінювання, забруднення продуктами вихлопу електрореактивних двигунів і деструкції матеріалів зовнішніх поверхонь космічних апаратів, термоцикловання та радіаційної електризації — на енергетичні характеристики сонячних батарей під час тривалої (7—10 років) експлуатації на геостационарній орбіті.

Солнечные батареи (СБ) в настоящее время — основной источник энергии на борту космических аппаратов (КА). Их ресурс во многом определяет ресурс и время активной эксплуатации КА на орбите.

Основными факторами воздействия околоспутниковой среды на солнечные батареи геостационарных космических аппаратов являются:

— ионизирующее излучение (протоны и электроны радиационных поясов Земли);

— загрязнение защитных стекол продуктами функционирования рабочих систем, деструкции, сублимации и газовой выделения материалов и покрытий наружных поверхностей КА;

— солнечное УФ-излучение;

— термоциклирование в вакууме;

— радиационная электризация;

— плазменные струи электрореактивных двигателей КА.

Изменение физико-химических и электрофизических свойств солнечных элементов, происходящее под воздействием околоспутниковой среды, обуславливает ухудшение энергетических характе-

ристик СБ. Это проявляется в уменьшении тока короткого замыкания, напряжения холостого хода (фото-ЭДС) — деградации электрической мощности СБ.

Результатом воздействия высокоэнергичных протонов и электронов радиационных поясов Земли на полупроводник является образование стабильных радиационных дефектов (точечных дефектов, областей разупорядочения и т. д.). Основная причина ухудшения энергетических характеристик облучаемых фотопреобразователей (ФЭП) — уменьшение времени жизни τ неосновных носителей заряда вследствие увеличения скорости рекомбинации неосновных носителей на радиационных дефектах [15].

Прямые и обратные потоки продуктов газовой выделения, сублимации и деструкции материалов и покрытий наружных поверхностей КА под воздействием ионизирующего излучения, продуктов вихлопа двигателей систем управления КА — компоненты загрязнения, которое адсорбируют поверхности защитных стекол СБ. УФ-составляющая солнечного излучения активизирует и стимулирует фо-

тохимические реакции и процессы полимеризации компонентов загрязнения на поверхностях защитных стекол. Результатом полимеризации, воздействия УФ-излучения является потемнение материалов и покрытий, клеящих составов СБ, изменение их спектральных характеристик, коэффициента поглощения солнечного излучения, излучательной способности поверхностей, уменьшение потока солнечного света, поступающего непосредственно на ФЭП и, как следствие, — снижение электрической мощности СБ [31, 37, 41].

Температура ориентированных на Солнце СБ достигает $+100\text{ }^\circ\text{C}$, в тени Земли температура составляет $-120\text{ }^\circ\text{C}$. В течение эксплуатации на орбите СБ подвержены влиянию сотен и тысяч термоциклов. Следствием термовакуумных и термоциклических воздействий являются термомеханические деформации, увеличение последовательного сопротивления солнечных элементов и соединяющих шин, приводящие к деградации мощности СБ [21].

Главный поражающий фактор радиационной электризации СБ — радиационно-стимулированные пробой с выбросом заряда в окружающее пространство и с изменением оптических характеристик защитных стекол: образованием радиационных центров окраски, помутнением стекол, развитием сети каналов пробоя, оседанием на поверхности продуктов разложения защитного стекла и клеящего вещества, находящегося между стеклом и фотоэлектрическим преобразователем. При пробое радиационно заряженного стекла и выходе плазмоида процесс протекает в виде поверхностного разряда и охватывает значительную площадь СБ. Протекание радиационно-стимулированных пробоев сопровождается возникновением мощных разрядных токов в цепи СБ, что ухудшает вольт-амперные характеристики ФЭП и приводит к потерям электрической мощности [14, 27].

Появление в составе КА электрореактивных двигателей (ЭРД) требует оценки влияния плазменных струй на СБ в целом и энергетические характеристики в частности. Одним из проявлений взаимодействия плазменных струй ЭРД и СБ является распыление материала, эрозия защитных стекол при воздействии заряженных частиц рабочего тела ЭРД. Локальные дуговые разряды на поверхностях СБ приводят к ухудшению межэлементных соединений, частичной потере прозрачности стекол, карбонизации углепластиков каркаса и, в конечном счете, к потерям электрической мощности СБ. Наличие механических повреждений, технологических дефектов, трещин, пор и микроотверстий в защитном стекле и в изоляторе, соединяющем соседние элементы, является первопричиной собира-

ния токов через плазму струи, формирования цепи уравнивающего тока — дополнительных потерь мощности СБ [8, 39].

Изменение электрической мощности СБ на орбите — результат интегрального воздействия факторов космического пространства (ФКП). Для оценки, прогноза ресурса, темпов деградации электрической мощности СБ в каждом конкретном случае необходимо структурировать интегральное воздействие среды. Цель данной работы — оценить влияние каждого из перечисленных факторов воздействия околоспутниковой среды на потерю мощности кремниевыми СБ в течение длительного (7—10 лет) срока эксплуатации на геостационарной орбите.

ИОНИЗИРУЮЩЕЕ ИЗЛУЧЕНИЕ

Энергетический спектр ионизирующего излучения — зависимость потока заряженных частиц j_α сорта α (p -протоны и e -электроны) от их энергии W_α на геостационарной орбите представлен на рис. 1.

Учитывая широкий энергетический спектр ионизирующего излучения и разброс значений j_α для различных моделей, при проведении теоретических и экспериментальных исследований для оценки радиационных повреждений элементов СБ использу-

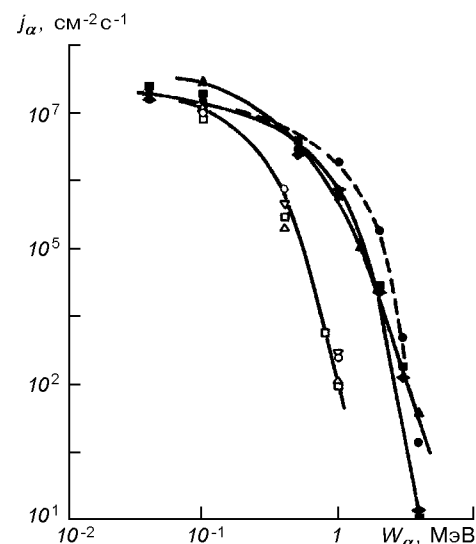


Рис. 1. Энергетический спектр ионизирующего излучения на геостационарной орбите. Светлые значки — протоны, темные — электроны: кружки — модель космоса (МК-82) [16]; квадратики — данные работы [13]; перевернутый треугольник — модель AP-8 [32]; треугольник и точки — МК-82 [16] (максимум и минимум); темные квадратики — модель AE-8 (максимум и минимум) [32]

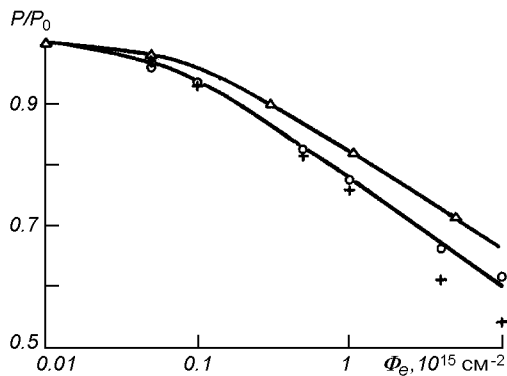


Рис. 2. Зависимость спада мощности СЭ от флюенса электронов при разном удельном сопротивлении кремния. Кружки для $\rho = 10 \text{ Ом}\cdot\text{см}$, толщина базы ФЭП $d = 0.3 \text{ мм}$, крестики — $\rho = 2 \text{ Ом}\cdot\text{см}$ и $d = 0.3 \text{ мм}$ (оба без защитного покрытия), треугольники — $\rho = 10 \text{ Ом}\cdot\text{см}$ при толщине защитного покрытия из плавленного кварца $\delta = 0.3 \text{ мм}$ [13]. Площадь ФЭП 4 см^2 ; температура образца $+25 \text{ }^\circ\text{C}$

ется интегральный поток (флюенс) нормально падающих моноэнергетических частиц с энергией 1 МэВ, эквивалентный данному числу повреждений. Эквивалентный поток электронов с энергией 1 МэВ одновременно является характеристикой снижения тока солнечных элементов (СЭ) и напряжения (электрической мощности). Для характеристики протонных повреждений солнечных элементов используются два различных значения потока электронов с энергией 1 МэВ: одно для описания деградации тока, другое — для деградации напряжения [21].

Влияние удельного сопротивления ФЭП и наличия защитного покрытия на спад электрической мощности кремниевого р-типа СЭ при облучении потоком электронов с энергией 1 МэВ иллюстрирует рис. 2. Видно, что влияние ρ сказывается при флюенсах электронов с энергией 1 МэВ $\Phi_e \geq 10^{15} \text{ см}^{-2}$. В качестве защитных радиационно стойких покрытий используется стекло К-208 с добавкой церия и плавленный кварц. Спектральные зависимости коэффициента пропускания для диапазона длин волн $\lambda = 0.4...1.1 \text{ мкм}$, как и их стойкость к воздействию ионизирующего излучения, практически идентичны [11]. Это подтверждает и зависимость нормированного к начальному значению I_0 тока нагрузки I_H СБ от времени эксплуатации t на ИСЗ «Молния-1» при $\delta \approx 1.0 \text{ мм}$ на рис. 3.

Понятие эквивалентного флюенса позволяет с использованием диаграмм работы [42] и эмпирических данных по облучению СЭ данного типа оце-

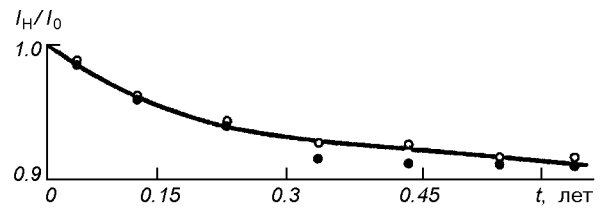


Рис. 3. Влияние материала защитного стекла на спад тока нагрузки солнечных элементов ИСЗ «Молния-1». Кружки — плавленный кварц, точки — стекло К-208

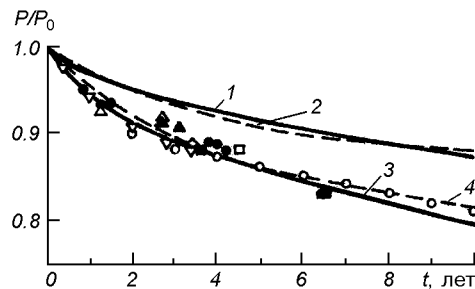


Рис. 4. Изменение электрической мощности элемента СБ при длительной эксплуатации на орбите из-за воздействия только ионизирующего излучения (1 — наши расчеты, 2 — их аппроксимация выражением (1) при $\xi = 0.865$, $\eta = 4.3$ лет), а также излучения + загрязнения (3 — расчетная кривая, 4 — ее аппроксимация). Точки — измерения в ходе эксплуатации ИСЗ «Intelsat-IV», светлые треугольники — ИСЗ «Western Union F1, F2»; темные треугольники — «Telesat Anik F1, F2»; ромбы — «Tacsat» [13]; звездочка — ИСЗ ATS-5 с пересчетом из $\delta = 0.51 \text{ мм}$ на $\delta = 0.3 \text{ мм}$ с использованием коэффициента k_δ , кружки — усредненные данные [21] для СБ на геостационарной орбите; светлый квадратик — «ATS-5» для $\delta = 0.3 \text{ мм}$, перевернутый треугольник — для I группировки ИСЗ серии IDSCS (с пересчетом на $\delta = 0.3 \text{ мм}$); темные квадратики — LES-6 (с пересчетом с $\delta = 0.15 \text{ мм}$ на $\delta = 0.3 \text{ мм}$)

нить значения коэффициентов повреждения, диффузионной длины и других параметров, характеризующих деградацию СБ под действием ионизирующего излучения. На рис. 4 (кривая 1) приведена рассчитанная нами зависимость нормированной к начальному значению электрической мощности $P(t)/P_0$ элемента СБ (кремний р-типа, $\delta \approx 0.3 \text{ мм}$ и бесконечно толстая защита с тыльной стороны СЭ) от времени эксплуатации t на геостационарной орбите. Кривая 1 получена с применением модели эквивалентных потоков и диаграмм [13, 15, 42], устанавливающих связь между изотропными потоками компонентов ионизирующего излучения (протонов и электронов разных энергий) и эквивалентным потоком электронов с энергией 1 МэВ.

Основным условием при оценке деградации ресурса СБ из-за воздействия ионизирующего излучения является равенство эквивалентных флюенсов заряженных частиц, проникающих через защитное покрытие на поверхность ФЭП. Это условие и зависимости эквивалентного флюенса электронов с энергией 1 МэВ от толщины защитного покрытия $\Phi_e = \Phi_e(\delta)$, а также зависимости эквивалентных потоков от высоты h и наклона θ_H круговой околоземной орбиты [13, 21] позволяют «пересчитать» измеренные или расчетные для геостационарных условий значения $P(t)/P_0$ на значения, соответствующие условиям круговой околоземной орбиты. На рис. 5 крестиками показаны результаты такого пересчета значений $P(t)/P_0$ для геостационарной орбиты (кривая 1, рис. 4) на случай круговой орбиты группировки спутников GPS: $h = 20000$ км; $\theta_H \approx 55^\circ$; $\delta \approx 0.154$ мм [46, 48]. Кривая 1 — расчетные для GPS значения $P(t)/P_0$ из работы [46]. Для пересчета использовано соотношение $t_{\delta_2} = t_{\delta_1} k_\delta k_h$, где t_δ — время эксплуатации СБ на орбите; $k_\delta = (\Phi_e^p + \Phi_e^e)_{\delta_1} / (\Phi_e^p + \Phi_e^e)_{\delta_2}$; $k_h = (\Phi_e^p + \Phi_e^e)_{\delta_1}^{h_1} / (\Phi_e^p + \Phi_e^e)_{\delta_2}^{h_2}$; Φ_e^α — эквивалентный флюенс электронов с энергией 1 МэВ для частиц сорта $\alpha = p, e$ (p — протоны, e — электроны); δ — толщина защитного слоя покрытия ($\delta_1 = 0.3$ мм; $\delta_2 = 0.15$ мм). Индекс h_1 соответствует геостационарной орбите, h_2 — круговой. Для GPS $k_\delta k_h \approx 0.43$. При вычислениях значений k_δ и k_h для $\Phi_e^{p(h)}$ и $\Phi_e^{e(h)}$ использовались зависимости из [13, 21]. Максимальное расхождение «пересчитанных» и расчетных значений $P(t)/P_0$ (крестики и кривая 1 на рис. 5) не превосходит 1.5 %. Это служит подтверждением корректности вычислений $P_{изл}(t)/P_0$ данной работы и модели из [46].

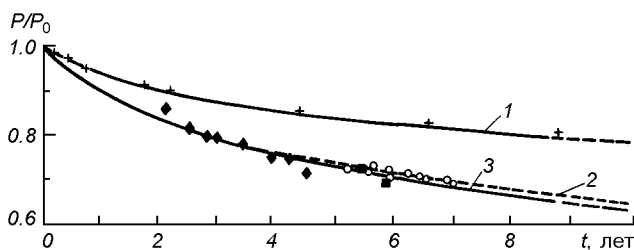


Рис. 5. Деградация электрической мощности СБ группировки спутников GPS. Крестики — результат пересчета кривой 1 (рис. 4) на случай круговой орбиты, кривая 1 расчеты [46] для GPS, кривая 2 оценки для СБ GPS с учетом данных рис. 8, 9, кривая 3 — расчеты [46]. Ромбы — измерения для GPS блок II-A КА 22—40, кружки — блок II КА 13—17; квадратики — блок II КА 18—21 [46]

Уменьшение мощности СБ характеризует аппроксимация [19]

$$P(t)/P_0 = \xi + (1 - \xi)\exp(-t/\eta). \quad (1)$$

Деградационной характеристике СБ при воздействии ионизирующего излучения на геостационарной орбите (кривая 2, рис. 4) соответствуют значения $\xi = 0.865$, $\eta = 4.3$ лет.

ЗАГРЯЗНЕНИЕ ЗАЩИТНЫХ СТЕКОЛ

Ионизирующее излучение и УФ-составляющая солнечного излучения практически не изменяют оптические характеристики защитных стекол СБ [37, 48]. Источниками загрязнения защитных стекол на орбите являются прямые и обратные потоки продуктов выхлопа двигателей КА, а также потоки продуктов газовой выделенности, деструкции и сублимации органических и композитных материалов, лакокрасочных покрытий наружных поверхностей элементов конструкций КА под воздействием ионизирующего излучения. Поверхности защитных стекол адсорбируют эти продукты. УФ-излучение активизирует и стимулирует фотохимические реакции и процесс полимеризации компонентов загрязнения. Результатом воздействия является образование устойчивых пленок и покрытий на поверхности защитных стекол, потемнение клеящих составов СБ, изменение оптических характеристик: увеличение коэффициента поглощения солнечного излучения α_s , излучательной способности ε , потерь спектра пропускания и др.

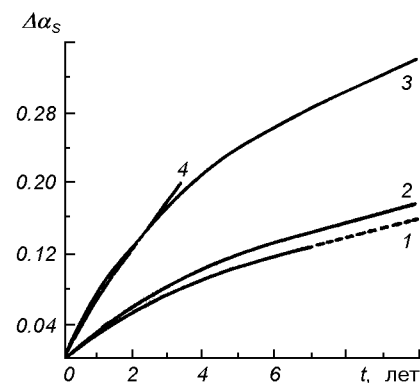


Рис. 6. Изменение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения защитного покрытия СБ при длительной эксплуатации на орбите. Кривая 1 — для условий эксплуатации СБ ИСЗ «Intelsat-IV», кривая 2 — значения, рекомендуемые [37] для геостационарной орбиты, штриховая линия — экстраполированные значения, кривая 3 — расчет для КА GPS с использованием кривой 3 рис. 5, кривая 4 данные [37] для GPS

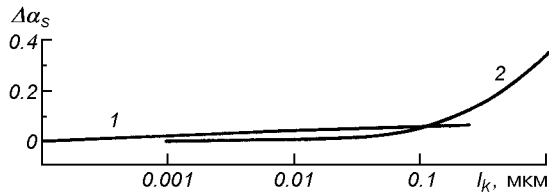


Рис. 7. Зависимость интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения от толщины загрязнения на поверхности защитного стекла СБ. Кривая 1 — загрязнение летучим конденсированным компонентом твердого топлива после 245 ч УФ облучения [17]. Кривая 2 — усредненные данные [47] для «типичного» загрязнения

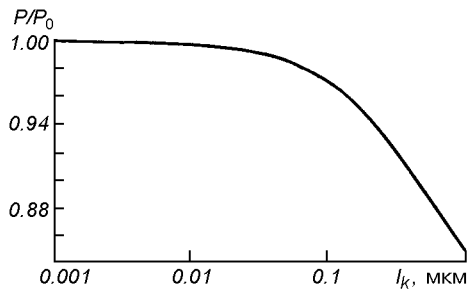


Рис. 8. Зависимость спада мощности СБ от толщины загрязнения на поверхности защитного стекла

Изменение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения плавленного кварца $\Delta\alpha_s = \alpha_s - \alpha_{0s}$ ($\alpha_{0s} = 0.07$ — начальное значение) при длительной эксплуатации на геостационарной орбите иллюстрирует рис. 6.

Зависимость $\Delta\alpha_s(l_k)$, где l_k — толщина загрязнения на поверхности защитного стекла СБ, показана на рис. 7.

Деградация электрической мощности СБ из-за слоя загрязнения на защитном стекле может быть определена по формуле [48]

$$\frac{P}{P_0} = \frac{\int S(\lambda) I_\lambda(\lambda) \exp[-\alpha_c(\lambda) l_k] d\lambda}{\int S(\lambda) I_\lambda(\lambda) d\lambda}, \quad (2)$$

где $S(\lambda)$ — спектральная плотность потока солнечного излучения, $I_\lambda(\lambda)$ — спектральная фоточувствительность солнечного элемента [47], $\alpha_c(\lambda)$ — спектральный коэффициент поглощения слоя загрязнения. При этом $\alpha_c = 4\pi\chi/\lambda$, χ — мнимая часть комплексного показателя преломления $\tilde{n} = n - i\chi$.

Расчетная зависимость $P(l_k)/P_0$, полученная для типичных зависимостей $\alpha_c(\lambda)$, $S(\lambda)$ и $I_\lambda(\lambda)$ из [47], представлена на рис. 8. Кривая $P(l_k)/P_0$ характе-

ризует деградацию мощности солнечного элемента из *p*-кремния с удельным сопротивлением $\rho = 2$ Ом·см и защитного покрытия из плавленного кварца толщиной $\delta = 0.3$ мм. На рис. 4 (кривая 3) представлена зависимость $P(t)/P_0$, иллюстрирующая спад мощности кремниевых СБ *p*-типа из-за воздействия ионизирующего излучения и загрязнения защитного покрытия при длительной (около 10 лет) эксплуатации на геостационарной орбите. Расчетные значения $P(t)/P_0$ получены с помощью зависимостей $\Delta\alpha_s(t)$, $\Delta\alpha_s(l_k)$ и $P(l_k)/P_0$ рис. 6, 7 и 8. Штриховая кривая 4 соответствует аппроксимации (1) для $\xi = 0.8$ и $\eta = 4.0$ лет. В качестве начального значения для интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения принято $\alpha_{0s} = 0.07$. Использовалась кривая 2 рис. 6 — рекомендуемая [37] для геостационарной орбиты зависимость $\Delta\alpha_s(t)$. Корректность расчетной процедуры с использованием зависимостей рис. 6, 7 и 8 подтверждают результаты измерения мощности СБ на различных геостационарных КА.

Наиболее резкий спад мощности СБ наблюдается во временном интервале от 0.5 до 3 лет, когда происходит интенсивное увеличение толщины слоя. В дальнейшем рост слоя стабилизируется, что приводит и к стабилизации изменения $\Delta P/P_0$. При $t > 3$ лет уменьшение мощности СБ не превосходит 1 % в год. В отсутствие зарядно-разрядных процессов на поверхности СБ преобладающим на спад мощности является влияние двух факторов — ионизирующего излучения и загрязнения защитных покрытий.

Измеренные значения $P(t)/P_0$ соответствуют солнечным элементам с $\rho = 10$ Ом·см и $\delta \approx 0.3$ мм. Влияние удельного сопротивления *p*-кремния для $2 \leq \rho \leq 10$ Ом·см и эквивалентного флюенса электронов Φ_e с энергией 1 МэВ представлено кружками и крестиками на рис. 2. В диапазоне значений $10^{13} \leq \Phi_e \leq 10^{15}$ см⁻² влиянием $2 \leq \rho \leq 10$ Ом·см на величину P/P_0 в пределах ± 1.0 % можно пренебречь. Кривая 3 рис. 4 может быть использована для оценки значений $P(t)/P_0$ и прогноза деградации мощности СЭ с удельным сопротивлением *p*-кремния от 2 до 10 Ом·см.

Если, как в случае с КА GPS, известна зависимость $l_k(t)$, процедура оценки значений $P(t)/P_0$ деградационной характеристики упрощается. На рис. 9 приведена зависимость $l_k(t)$ — кривая 1, измеренная для СБ блока I КА GPS, и ежемесячное изменение l_k — кривая 2. Для $t \geq 1.5$ года ежемесячное изменение толщины слоя загрязнения лежит в пределах от 8.1 до 8.6 нм [48]. Штриховая

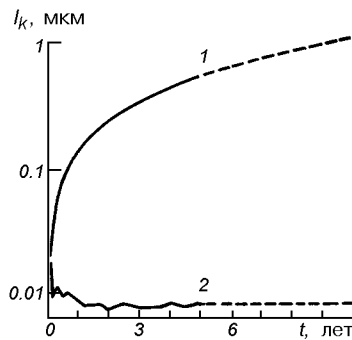


Рис. 9. Изменение толщины загрязнения на поверхности СБ при длительной эксплуатации спутников GPS. Кривая 1 общая толщина, 2 помесечное прибавление l_k

часть кривых — экстраполированные значения l_k . Результаты оценок значений $P(t)/P_0$, выполненных для СБ КА GPS с использованием кривых рис. 8 и 9, представлены на рис. 5 (кривая 2). Кривая 3 рис. 5 — расчетные значения нормированной зависимости $P(t)/P_0$ работы [46].

Стабилизация спада мощности СБ КА GPS, иллюстрируемая кривой 2 рис. 5 при $t \geq 3$ лет, коррелирует с ходом кривых 1, 2 рис. 9, характеризующих темпы роста слоя загрязнения на поверхности защитных покрытий.

Хорошее соответствие расчетных и экспериментальных значений зависимости $P(t)/P_0$ на рис. 5 дополняют кривые 3 и 4 рис. 6. Кривая 3 — зависимость $\alpha_s(t)$ для КА GPS, рассчитанная с использованием зависимостей рис. 5 (кривая 3); рис. 7 (кривая 2) и рис. 8. Кривая 4 рис. 6 — данные [37] для GPS.

Соответствие расчетных кривых рис. 5 (2 — данная работа, 3 — работа [46]) и результатов спутниковых измерений для блоков I, II-A и II КА GPS, а также расчетных и измеренных зависимостей 3, 4 рис. 6 подтверждают корректность расчетной процедуры для зависимости $P(t)/P_0$ и для высокой круговой орбиты.

ТЕРМОЦИКЛИРОВАНИЕ

Термовакuumные испытания являются эффективным средством для выявления дефектов, отказов в работе СБ, коммутационных систем на начальной стадии предполетных испытаний. Термовакuumные и термоциклические испытания особенно важны для полноразмерных солнечных батарей. Следствием термовакuumных и термоциклических воздействий являются термомеханические деформации кар-

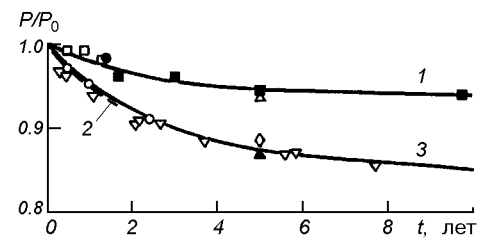


Рис. 10. Влияние термоциклирования и радиационной электризации на деградацию электрической мощности СБ геостационарных КА. Квадратики, светлый треугольник и точка — данные термоциклических испытаний [14, 21, 26, 31], кривая 1 — аппроксимация (1) при $\xi = 0.94$ и $\eta = 2.2$ лет. Кружки, темные и перевернутые треугольники и ромбик — измерения электрорадиационного воздействия [6, 29, 38, 44] и наши измерения, кривая 3 — аппроксимация (1) при $\xi = 0.85$ и $\eta = 2.8$ лет, 2 — работа [44]

каса, деградация мощности фотоэлектрической батареи из-за увеличения последовательного сопротивления элементов, соединяющих шин и др. [14, 21]. На рис. 10 темные квадраты представляют результаты термовакuumных и термоциклических испытаний крупных фрагментов и полноразмерных панелей СБ с углепластиковым каркасом для диапазона температур $(-120...+45)^\circ\text{C}$, $(-130...+50)^\circ\text{C}$ и $(-165...+85)^\circ\text{C}$ работы [14]. Светлые квадраты — результаты исследований данной работы, выполненных в условиях плазодинамического стенда [27], для фрагмента СБ размером $(10 \times 12) \text{ см}^2$ с каркасом из проводящего углепластика, диапазон температур $(-140...+50)^\circ\text{C}$. Использовалась стандартная методика [21]. Светлые треугольники — результаты из [14] для полноразмерной панели с алюминиевым каркасом при температуре $(-120...+45)^\circ\text{C}$. Точка — данные термовакuumных испытаний СБ работы [31] для $(-80...+80)^\circ\text{C}$. Кривая 1 соответствует аппроксимации (1) при $\xi = 0.94$ и $\eta = 2.2$ лет. Годовое максимальное число термоциклов на геостационарной орбите $N \approx 100$ [21]. Данные рис. 10 охватывают диапазон значений $50 \leq N \leq 1000$. Небольшой разброс измеренных разными исследователями значений $P(t)/P_0$ служит подтверждением достоверности полученной зависимости спада мощности СБ из-за термоциклических воздействий.

РАДИАЦИОННАЯ ЭЛЕКТРИЗАЦИЯ

При радиационной зарядке СБ можно выделить два аспекта поражения: изменение оптических характеристик защитных стекол и воздействие электрических разрядов и пробоев на характеристики фо-

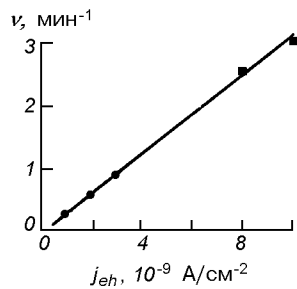


Рис. 11. Зависимость частоты следования разрядных импульсов от плотности потока электронов с энергией $W_{eh} \approx 20$ кэВ. Кривая I — для стекла К-208 [49], точки — для плавленого кварца (оптический солнечный отражатель) толщиной $\delta = 0.196$ мм [23], квадратики — наши измерения для стекла К-208 ($\delta = 0.17$ мм)

тоэлектрических преобразователей. Облучение защитных стекол СБ потоками электронов и протонов с энергией $1 \leq W_{eh} \leq 100$ кэВ приводит к радиационному потемнению стекол, изменению спектров пропускания, увеличению потерь пропускания, возникновению радиационно-стимулированных пробоев. Следует отметить, что радиационно-физические свойства защитных стекол, используемых в отечественных и зарубежных СБ — плавленый кварц, стекло с добавкой церия К-208 — практически идентичны. Это подтверждают данные рис. 11 и циклограммы зарядно-разрядных процессов работы [43]. На рис. 11 показана зависимость частоты следования разрядных импульсов ν от плотности потока электронов с энергией $W_{eh} \approx 20$ кэВ.

При радиационной электризации диэлектриков чаще всего наблюдается два типа пробоев: сквозной пробой на подложку и пробой облучаемой области диэлектрика с выбросом заряда в окружающее пространство. В защитных стеклах СБ преобладают пробой второго типа. Следствием радиационно стимулированного пробоя защитного стекла является выброс плазмы в окружающее пространство. Процесс протекает в виде поверхностного разряда и охватывает значительную часть поверхности СБ [27, 40].

Радиационно-стимулированные пробой диэлектрика сопровождаются рядом факторов достаточно жесткого воздействия на системы КА [1, 2, 4, 5]:

- 1) выброс заряда в вакуум индуцирует переходные токи в цепи элемента КА, на котором расположен диэлектрик (защитное стекло СБ);
- 2) движение выброшенного заряда сопровождается генерацией в окружающем пространстве сильных электромагнитных помех;

3) пробой в защитных диэлектрических покрытиях приводят к механическому разрушению поверхности и ухудшению их эксплуатационных характеристик. При пробоях наблюдается развитие фигуры Лихтенберга вглубь защитного стекла, образование на его поверхности каверн, кратеров и углублений, сквозных каналов, через которые происходит выброс продуктов деструкции и сублимации стекла, клеящего вещества, находящегося между стеклом и ФЭП. Выброшенное при пробоях вещество оседает на поверхности защитных стекол, что приводит к их загрязнению [3, 27]. Выброс плазмы, попадание ее на элементы конструкции СБ и КА сопровождается также возникновением токов утечки, паразитных токов. Следствием этих процессов является ухудшение вольтамперных характеристик ФЭП, уменьшение электрической мощности СБ.

Деградацию электрической мощности СБ, обусловленную электрорадиационным воздействием, иллюстрирует рис. 10. Наши измерения выполнены в условиях плазмодинамического стенда [25, 27] для фрагмента СБ размером $10 \times 12 \text{ см}^2$ с каркасом из проводящего углепластика. Параметры пучка при измерениях — плотность тока электронов $j_{eh} \approx 3 \cdot 10^{-7} \text{ А/см}^2$ и энергия $W_{eh} \approx 20$ кэВ — соответствовали «средним» условиям на геостационарной орбите [33]. При энергии электронов $W_{eh} \approx 20$ кэВ поверхностная плотность нарушений защитных стекол К-208 (каналы пробоев, каверны, кратеры и сколы) увеличивается к краям фрагмента. Более 80 % нарушений имеют характерный размер 10—20 мкм, остальные — 80—150 мкм. В среднем для нарушений с характерным размером $x \approx 15$ мкм поверхностная плотность составляет около 300 см^{-2} , а для $x \approx 100$ мкм — 20 см^{-2} . Суммарная площадь нарушений целостности лицевой поверхности защитного стекла К-208 из-за радиационно-стимулированных пробоев составила 0.3—1.5 %.

Наблюдаемые дефекты подтверждают сложившиеся представления о последствиях электрорадиационного воздействия на СБ, а соответствие значений $P(t)/P_0$ [6, 29, 38, 45] характеризует достоверность приведенной зависимости.

ПЛАЗМЕННЫЕ СТРУИ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Генераторами плазменных струй на орбите являются стационарные плазменные двигатели (СПД), работающие на ксеноне [9, 30, 45].

Поверхности геостационарных КА дифференциально заряжаются до высоких отрицательных по-

тенциалов: (15—20) кВ в тени Земли и (2—3) кВ на освещенном Солнцем участке орбиты [18]. Потенциал на «заземленных» СБ достигает (1—1.5) кВ и (10—12) кВ на «изолированных» СБ. Плазменные струи нейтрализуют избыточный потенциал на поверхности КА. Знак и величина остаточных потенциалов зависят от концентраций заряженных частиц, плотности ионного тока и длительности облучения. При анализе взаимодействия плазменных струй ЭРД с панелями СБ геостационарных КА целесообразно выделить два режима:

— первый характеризует «высоковольтное» взаимодействие;

— второй — взаимодействие при номинальных рабочих напряжениях СБ.

Второй режим характеризует также случай взаимодействия плазменных струй ЭРД с СБ в отсутствие радиационной электризации.

Длительность первого «высоковольтного» режима — порядка 10^{-3} с, длительность второго определяется временем работы ЭРД на орбите.

Соотношение $N_i \geq 10^8 \text{ см}^{-3}$ из [27] определяет концентрацию ионов потока плазмы, способную стимулировать пробой радиационно-заряженной СБ при нейтрализации. Пробой сопровождается электромагнитными шумами СВЧ-диапазона (8—20 ГГц), распылением защитных стекол и разрушением ФЭП. Параметры такого импульсного разряда близки к параметрам радиационно-стимулированного пробоя защитного стекла при дифференциальной электризации СБ [6, 27]. Влияние радиационно-стимулированных пробоев может быть учтено в рамках описания влияния дифференциальной электризации на деградацию мощности СБ.

При концентрации ионов выхлопа ЭРД $N_i < 10^8 \text{ см}^{-3}$ происходит «мягкая», без пробоев, нейтрализация высоковольтных зарядов на поверхности СБ, нейтрализация, сопровождающаяся рассеянием поверхностных загрязнений, адсорбированных слоев, десорбцией частиц с поверхности СБ, стимулированной плазменной струей и распылением защитных стекол ионами Хе [12].

Аналогичные процессы — очистка поверхности и физическое распыление защитных стекол — характеризуют взаимодействие плазменных струй ЭРД с СБ в условиях второго режима и в отсутствие радиационной электризации.

Физическое распыление защитных стекол потоком ионов Хе, ускоренных в электрическом поле СБ, пропорционально коэффициенту распыления γ . Угловая зависимость коэффициента физического распыления может быть представлена в виде

$$\gamma = \gamma_{0i} \cos^{-1} \beta, \quad (3)$$

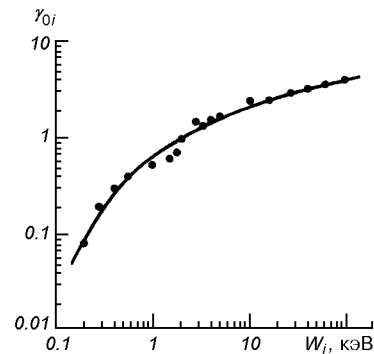


Рис. 12. Зависимость коэффициента распыления защитного стекла от энергии ионов ксенона

где γ_{0i} — значения коэффициента распыления, соответствующее нормальному падению потока ионов ($\beta = 0$).

Приближенно удельный унос массы вещества облучаемой поверхности СБ при воздействии плазменной струи ЭРД характеризует соотношение [8]

$$M_{\Sigma} = \gamma_{0i} \cos^{-1} \beta J_i(\beta) m_w / e, \quad (4)$$

где $J_i(\beta)$ — плотность ионного тока на облучаемую поверхность, m_w — молекулярная масса материала защитного стекла, e — заряд электрона. На рис. 12 представлена зависимость коэффициента распыления γ_{0i} защитного стекла (SiO_2) от энергии ионов Хе из [20].

Плотность ионного тока на облучаемую поверхность может быть определена с помощью аппроксимации [26], характеризующей пространственное распределение ионного тока в струе СПД:

$$J_i = J_{0i} f(\mathbf{r}) \approx e N_{0i} U_{\infty} f(z, \beta), \quad (5)$$

где N_{0i} — концентрация ионов на срезе двигателя, U_{∞} — скорость истечения струи,

$$f(z, \beta) = \frac{1}{2z^2} \left\{ (\cos \beta)^{12} + 0.91 \left[1 - \left(\sin \frac{\beta}{2} \right)^{0.09} \right] \times \right. \\ \left. \times \left[\sin \left(\beta + \frac{\pi}{6} \right) \right]^3 \right\} \times \\ \times [(1.1 - 0.1z) + 0.002z^2(z - 9)] \cdot 10^{-[2 + 0.09(\sin \beta)^{0.8}]},$$

$z = r/R$, r — текущая координата, $R = 1.0$ м.

Погрешность аппроксимации экспериментальных данных — распределения ионного тока $J(z, \beta)/J_{0i}$ при $\beta \leq \pm \pi/2$ и $z \leq 9$ в струе СПД-70 [7, 8] и СПД-100 [30] не превосходит 10 %.

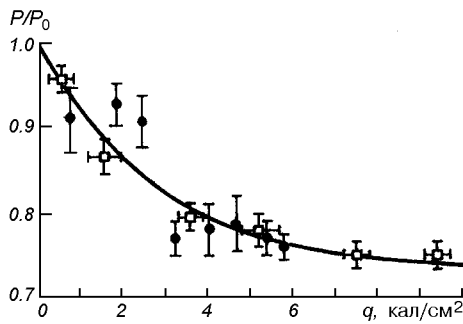


Рис. 13. Изменение электрической мощности при облучении поверхности СБ плазменными струями ЭРД. Точки — экспериментальные данные [24], квадратики — наши исследования, кривая — аппроксимация (1) при $\xi = 0.73$ и $\eta = 2.8$ лет, $t = q$

С учетом уровня заряжения панелей СБ значения коэффициента распыления защитных стекол изменяются от $\gamma_{01} \approx 2.0$ при $W_i \approx 1.5$ кэВ («высоковольтный» режим взаимодействия, $\Delta t \leq 10^{-3}$ с) до $\gamma_{01} \approx 0.2$ при $W_i \approx (200-300)$ эВ («номинальный» режим, $\Delta t \geq 300$ ч). Влиянием эффекта распыления защитных стекол в «высоковольтном» режиме можно пренебречь.

Соотношение (4) позволяет оценить толщину распыляемого слоя защитного стекла $\Delta\delta$. В отсутствие радиационной электризации панелей СБ при длительности работы ЭРД на орбите $\Delta t \geq 300$ ч по оценкам [8] $\Delta\delta \geq (5-20) \cdot 10^{-4}$ мм. Это может привести к частичной потере прозрачности защитного стекла и снижению электрической мощности СБ. Учитывая многообразие процессов и явлений, характеризующих взаимодействие плазменных струй ЭРД с панелями СБ, оценка степени снижения прозрачности защитных стекол и, как следствие, потери электрической мощности СБ из-за такого воздействия может быть получена только экспериментально.

На рис. 13 представлена зависимость деградации электрической мощности P/P_0 от удельного заряда q , перенесенного на поверхность СБ плазменными струями ЭРД. Точки характеризуют результаты экспериментальных исследований работы [24] в струе СПД-70 при расходах Хе $m = 2-3$ мг/с, токе разряда $I_p = 2$ А и напряжении $U_p = 300$ В. Кривая соответствует аппроксимации (1) при $\xi = 0.73$, $\eta = 2.8$ лет и $t = q$. Штрихами показан разброс измеренных значений $P(t)/P_0$. Спад электрической мощности СБ пропорционален 20 % потери спектральной прозрачности защитного стекла К-208 для $\lambda = 0.04-0.1$ мкм.

К числу наиболее перспективных двигателей, способных заменить газореактивные, аммиачные и

гидразиновые ЭРД в системе коррекции орбиты и управления КА относятся импульсные плазменные двигатели (ИПД) с твердым диэлектриком (тефлон, фторопласт-4) в качестве рабочего тела [9, 34, 44]. В составе продуктов выхлопа таких ЭРД преобладают компоненты с массовыми числами 31, 50 и 69 — CF, CF₂ и CF₃, соответственно, а также CF₄ (масс-спектрограмма [34]). Среднее массовое число ионов выхлопа по результатам зондовых измерений работы [28] составляет 53. При средней скорости ионов на оси траектории плазмоида $V_\infty \geq 30$ км/с это соответствует энергии $W_i \geq 250$ эВ при температуре электронов плазмы $T_e \approx 2...2.5$ эВ [28, 34]. Взаимодействие таких потоков с поверхностью защитного стекла СБ (SiO₂) сопровождается процессами очистки и травления [10]. Дефекты, образующиеся на поверхности стекла, обусловлены двумя факторами: физическим распылением и химическим взаимодействием ионов с SiO₂. На поверхности стекла наблюдаются два вида нарушений: радиационные повреждения, вызванные воздействием высокоэнергичных ионов ($W_i \geq 100$ эВ), и загрязнения, обусловленные образованием нелетучих продуктов химических реакций. При бомбардировке SiO₂ ионами группы CF_x образуются легколетучие молекулы SiF₄, которые быстро десорбируются с поверхности. Остающиеся атомы углерода образуют легколетучие молекулы СО и СО₂ и в таком виде также уходят с поверхности [10]. Для системы CF_x — SiO₂ характерна практически линейная зависимость скорости травления от плотности потока ионов. При этом скорость травления SiO₂ достигает максимума $V_T \approx 0.0018$ мкм/с при энергии ионов $W_i \approx 30-50$ эВ.

Квадратиками на рис. 13 представлены результаты исследования зависимости $P(q)/P_0$ данной работы при облучении СБ плазменными струями ИПД с твердым диэлектриком (фторопласт-4) в качестве рабочего тела. Штрихами показан разброс измеренных величин. Корреляция точек и квадратиков обусловлена близостью значений энергии ионов W_i и коэффициента распыления SiO₂ в струях СПД и ИПД. Корреляция этих точек позволяет предположить, что для системы CF_x — SiO₂, как и для Хе⁺ — SiO₂, изменение мощности СБ обусловлено уменьшением спектральной прозрачности защитного стекла. Плотность заряда, переносимого импульсной плазмой на поверхность СБ для конкретной геометрии системы микродвигатель — панель СБ КА, может быть определена с использованием моделей и данных работ [28, 34].

Наличие на поверхности панелей СБ механических повреждений, технологических стыков, де-

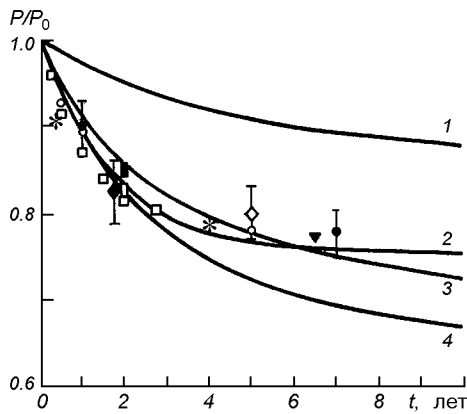


Рис. 14. Спад мощности СБ при воздействии комплекса факторов космического пространства на геостационарной орбите. Кривая 1 аппроксимация (1) при $\xi = 0.865$ и $\eta = 4.3$ лет, 2 при $\xi = 0.755$ и $\eta = 1.7$ лет, кривые 3 и 4 — для СБ со стеклами $\delta = 0.3$ мм ($k_s = 0.22$) и $\delta = 0.17$ мм ($k_s = 0.43$); другие обозначения см. в тексте

фектов в защитном стекле, возникающих в результате электрорадиационного воздействия, трещин, пор и микроотверстий в изоляторе, соединяющем соседние элементы СБ, приводит к собиранию тока через плазму струй ЭРД, формированию цепи уравнивающего тока. Элементы панелей ведут себя как электрические двойные зонды в плазме. Параллельно с энергетической системой СБ возникает токовая «плазменная» петля, появляются паразитные токи в цепи: токовые шины СБ-корпус КА, приводящие к потере мощности СБ [36, 39].

ИНТЕГРАЛЬНОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Энергетическая характеристика СБ на орбите — результат интегрального воздействия комплекса факторов, присущих условиям эксплуатации КА:

$$P_{\Sigma}(t)/P_0 = \sum_{i=1}^n k_i P_i(t)/P_0, \quad (6)$$

где k_i — коэффициент пропорциональности i -го вида воздействия. Величина коэффициента $0 \leq k_i \leq 1$ и количество факторов n определяется вкладом каждого вида воздействия для конкретного КА.

На рис. 14 представлены данные, иллюстрирующие влияние комплекса факторов на деградацию электрической мощности СБ на геостационарной орбите. Для сравнения кривой 1 показаны расчетные значения деградации $P(t)/P_0$ из-за воздействия ионизирующего излучения на СБ с защитным по-

крытием из плавяного кварца толщиной $\delta = 0.3$ мм — аппроксимация (1) при $\xi = 0.865$ и $\eta = 4.3$ лет. Кривая 2 — усредненные значения $P_{\Sigma}(t)/P_0$ при воздействии ионизирующего излучения, загрязнения, влияния радиационной электризации, термоциклирования и технологических дефектов (незащищенные участки СБ) — аппроксимация (1) при $\xi = 0.755$ и $\eta = 1.7$ лет. Квадратики — данные для ИСЗ серии «Intelsat-II» F3 [15], кружки — деградация мощности СБ на ИСЗ IDSCS-II (по минимуму тока короткого замыкания, пробой) [21], светлый ромбик — стендовые измерения из [13, 35]. Штрихи соответствуют предельным значениям части незащищенной поверхности СБ от 0.2 до 5.6 %. Треугольники — результаты для АТ5-6 [13], темный ромбик — данные для ИСЗ LES-6. Точки — оценки суммарной деградации СБ на геостационарной орбите из [21], темные треугольники — АТ5-5, звездочки — ИСЗ «Intelsat-I» [13, 15].

С учетом соотношения потерь пропускания защитных стекол толщиной 0.17 и 0.3 мм на полупроводящей подложке из-за эффектов электризации [22, 29] значения суммарной зависимости $P_{\Sigma}(t)/P_0$ при воздействии комплекса факторов космического пространства, за исключением плазменных струй ЭРД, для СБ со стеклами $\delta = 0.3$ мм ($k_s \approx 0.22$) и $\delta = 0.17$ мм ($k_s \approx 0.43$) иллюстрируют кривые 3 и 4 рис. 14.

По результатам проведенных исследований, анализа расчетных и экспериментальных данных (стендовые и спутниковые измерения) определены деградационные характеристики, иллюстрирующие спад электрической мощности СБ из-за воздействия комплекса факторов космического пространства — ионизирующего и УФ-излучения, загрязнения продуктами деструкции материалов внешних поверхностей элементов конструкции КА, термоциклирования, радиационной электризации и плазменных струй ЭРД — при длительной 7–10 лет эксплуатации на геостационарной орбите. Достоверность деградационных характеристик подтверждает соответствие расчетных и экспериментальных зависимостей, значений $P(t)/P_0$, полученных в данной и других работах.

Деградационные характеристики получены для кремниевых р-типа ФЭП с удельной проводимостью $2 \leq \rho \leq 10$ Ом·см, покрытых защитными стеклами (плавяный кварц, К-208) толщиной 0.17 и 0.3 мм. Введением коэффициентов пропорциональности k_b , k_s и k_i зависимости $P(t)/P_0$ могут быть пересчитаны для $0.05 \leq \delta \leq 2.5$ мм и условий эксплуатации СБ на высоких круговых, как в

случае с КА GPS, и апогейной части высокоэллиптических орбит.

1. Акишин А. И. Электроразрядное повреждение солнечных батарей космических аппаратов в магнитосферной и ионосферной плазме // Физика и химия обработки материалов.—1995.—№ 2.—С. 43—49.
2. Акишин А. И. Электроразрядные явления в облученных диэлектриках могут понизить надежность космического и термоядерного оборудования // Физика и химия обработки материалов.—1997.—№ 5.—С. 37—44.
3. Акишин А. И. Эмиссионные процессы при электрическом пробое радиационно-заряженных диэлектриков // Физика и химия обработки материалов.—1998.—№ 5.—С. 27—30.
4. 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.
5. Акишин А. И., Тютрин Ю. И., Цепляев Л. И. Электроразрядный механизм повреждения солнечных батарей при электронном облучении // Физика и химия обработки материалов.—1996.—№ 6.—С. 56—60.
6. Антонов В. М., Пономаренко А. Г. Лабораторные исследования эффектов электризации космических аппаратов. — Новосибирск: Наука, 1992.—115 с.
7. Асхабов С. Н., Бургасов М. П., Веселовзоров А. Н. и др. Исследование струи стационарного плазменного ускорителя с замкнутым дрейфом электронов (УЗДП) // Физика плазмы.—1981.—7, № 1.—С. 225—230.
8. Бургасов М. П., Надирадзе А. Б., Чиров А. А. и др. Эффекты взаимодействия струи электрореактивных двигателей и солнечных батарей космического аппарата // Космич. исследования.—1994.—32, № 4/5—С. 194—201.
9. Гришин С. Д., Лесков Л. В. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. — М: Машиностроение, 1989.—216 с.
10. Данилин Б. С., Киреев В. Ю. Применение низкотемпературной плазмы для травления и очистки материалов. — М.: Энергоатомиздат, 1987.—264 с.
11. Колтун М. М. Солнечные элементы. — М: Наука, 1987.—192 с.
12. Корн В. З., Шувалов В. А. Зондовая диагностика потока частиц, десорбируемых с поверхности твердого тела струей разреженной плазмы // Прикладная механика и техническая физика.—1993.—34, № 5.—С. 144—150.
13. Крейнин Л. Б., Григорьева Г. М. Солнечные батареи в условиях воздействия космической радиации // Итоги науки и техники / ВИНТИ. Исследование космического пространства.—1979.—13.—128 с.
14. Летин В. А., Заявлин В. Р., Еремин П. А. Комплексное воздействие факторов космического пространства при термовакуумных испытаниях солнечных батарей // Космич. исследования.—1999.—37, № 3.—С. 329—331.
15. Модель космического пространства (Модель космоса-82) / Под ред. Н. С. Вернова. — М.: МГУ, 1983.—Т. 2.—770 с.
16. Модель космического пространства (Модель космоса-82) / Под ред. Н. С. Вернова. — М.: МГУ, 1983.—Т. 3.—635 с.
17. Нефф Дж. А., Муллен К. Р., Фогдол Л. Б. Влияние моделируемых условий на синхронной орбите на характеристики загрязненного оптического солнечного рефлектора // Аэрокосмическая техника.—1987.—№ 8.—С. 91—97.
18. Олсен Р. К. «Рекордные» потенциалы зарядки, зарегистрированные во время полета спутника ATS-6 // Аэрокосмическая техника.—1988.—№ 5.—С. 90—97.
19. Присняков В. Ф. К вопросу о деградации солнечных батарей на космических аппаратах // Космічна наука і технологія.—1996.—2, № 1/2.—С. 73—81.
20. Распыление твердых тел ионной бомбардировкой / Под ред. Р. Бериша. — М: Мир, 1986.—Т. 2.—488 с.
21. Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей. — М: Энергоатомиздат, 1983.—360 с.
22. Стародубцев В. А., Ягушкин А. И. Проявление эффектов электризации при исследовании радиационно-оптических свойств стекол // Изв. вузов. Физика.—1986.—№ 5.—С. 14—17.
23. Фудзи Х., Сибуй И., Абэ Т. и др. Моделирование процессов электризации и разрядки электроизоляционных покрытий ИСЗ путем облучения их поверхности электронными пучками // Аэрокосмическая техника.—1989.—№ 5.—С. 104—111.
24. Чиров А. А., Бургасов М. П., Заявлин В. Р. и др. Влияние струй плазмы электрореактивных двигателей на энергетические характеристики солнечных батарей // Космич. исследования.—1997.—35, № 3.—С. 331—333.
25. Шувалов В. А., Кочубей Г. С., Приймак А. И. и др. Моделирование радиационной электризации подветренных поверхностей космических аппаратов на полярной орбите в ионосфере Земли // Космічна наука і технологія.—2001.—7, № 5/6.—С. 30—43.
26. Шувалов В. А., Левкович О. А., Кочубей Г. С. Приближенные модели струй электрореактивных двигателей космических аппаратов // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 5/6.—С. 105—109.
27. Шувалов В. А., Приймак А. И., Губин В. В. Радиационная электризация элементов конструкций космических аппаратов. Физическое моделирование, накопление и нейтрализация заряда // Космич. исследования.—2001.—39, № 1.—С. 18—26.
28. Шувалов В. А., Чурилов А. Е., Быстрицкий М. Г. Диагностика потоков импульсной плазмы зондовым, СВЧ- и фотометрическим методами // Теплофизика высоких температур.—2000.—38, № 6.—С. 877—881.
29. Ягушкин Н. И., Графодатский О. С., Исляев Ш. Н. и др. Радиационно-электрические явления в диэлектрических материалах космических аппаратов при электризации // Исслед. по геомагнетизму, аэронавтике и физике Солнца.—1989.—Вып. 86.—С. 131—168.
30. Boyd I. D. Review of hall thruster plume modeling // J. Spacecraft and Rockets.—2001.—38, N 3.—P. 381—387.
31. Dever J. A., Bruckner E. J., Scheiman D. A., et al. Contamination of space environmental effects on solar cells and thermal control surfaces // J. Spacecraft and Rockets.—1995.—32, N 5.—P. 850—851.
32. Gaffey J. D., Biliza D. NASA / National space science data center trapped radiation models // J. Spacecraft and Rockets.—1994.—31, N 2.—P. 172—176.
33. Garrett H. The geosynchronous plasma environment // Techol. Environment Spatial. — Toulous, 1987.—P. 337—411.
34. Gatsonis N. C., Eckman R., Yin X., et al. Experimental investigations and numerical modeling of pulsed plasma thruster plumes // J. Spacecraft and Rockets.—2001.—38, N 3.—P. 454—464.
35. Goldhammer L. G. Irradiation of solar cell candidates for the ATS-F solar cell flight experiment // Conf. Rec. 9th IEEE Photovolt. Specialists conf. — N. Y., 1972.—P. 316—328.
36. Konradi A., Mc Coy J. E., Garriott O. K. Current leakage for low altitude satellites: modeling application // Quantitative modeling of magnetospheric processes. — Washington, 1979.—P. 617—633.
37. Leet S. J., Fogdall L. B., Wilkinson M. C. Thermo-optical property degradation of irradiated spacecraft surfaces // J. Spacecraft and Rockets.—1995.—32, N 5.—P. 832—838.
38. Letin V. A., Bordina NV, Zayavlim V. R., et al. An experimen-

- tal simulation of space environment effects on the solar-cell battery // Problems of spacecraft-environment interaction: Int. conf. (Novosibirsk, 1992). — Irkutsk, 1992.—P. 110—112.
39. Mandell M. J., Katz J., Steen P. J., et al. The effect of solar array voltage patterns plasma power losses // IEEE Trans. Nucl. Sci.—1980.—V. NS-27, N 6.—P. 1797—1800.
 40. Parker L. W. Differential charging and sheath asymmetry of nonconducting spacecraft due to plasma flows // J. Geophys. Res.—1978.—83, N A10.—P. 4873—4880.
 41. Pippin H. G., Woll S. L. B., Loeb V. A., Bohnhoff-Hlavacen G. Contamination effects on the passive optical sample assembly experiments // J. Spacecraft and Rockets.—2001.—37, N 5.—P. 567—572.
 42. Rosenzweig W. Space radiation effects in silicon devices // IEEE Trans. Nucl. Sci.—1965.—NS-12, N 5.—P. 18—29.
 43. Stevens N. J., Barbay G. J., Jonenes M. R., et al. Modeling of environmentally induced transients within satellites // J. Spacecraft and Rockets.—1987.—24, N 3.—P. 259—263.
 44. Tajmar M., Gonzalez J., Hilgers A. Modeling of spacecraft-environment interactions on SMART-1 // J. Spacecraft and Rockets.—2001.—38, N 3.—P. 393—399.
 45. Tarasov V. N., Babkin G. V., Morozov E. P., et al. Electrostatic behaviour of solar-cell batteries under conditions of radiation electrization // Problems of spacecraft-environment interaction: Int. conf. (Novosibirsk, 1992). — Irkutsk, 1992.—P. 58—59.
 46. Tribble A. C. Revised estimates of photochemically deposited contamination on the Global Positioning System satellites // J. Spacecraft and Rockets.—1998.—35, N 1.—P. 114—116.
 47. Tribble A. C., Boyadjian B., Davis J., et al. Contamination control engineering design guidelines for the aerospace community // NASA Contractor Report / NASA—1996.—N 4740.—126 p.
 48. Tribble A. C., Haffner J. W. Estimates of photochemically deposited contamination on the GPS satellites // J. Spacecraft and Rockets.—1991.—28, N 2.—P. 222—227.
 49. Yagushkin N. L., Sergeev A. L., Grafovatsky O. S., et al. Laboratory investigations of environment effect on spacecraft structural materials // Problems of spacecraft-environment interaction: Int. conf. (Novosibirsk, 1992). — Irkutsk, 1992.—P. 48—49.

**DEGRADATION OF THE ELECTRIC POWER
OF SOLAR ARRAYS UNDER THE INFLUENCE
OF THE NEAR-SATELLITE ENVIRONMENT
IN GEOSTATIONARY ORBITS**

V. A. Shuvalov, G. S. Kochubey, A. I. Priimak,
N. P. Reznichenko

We assess the influence of various factors — the ionizing and ultraviolet radiation, pollution by the products of electrojet engine exhausts and destruction of spacecraft's external surface materials, thermal cycling, and radiation electrization — on the power characteristics of solar arrays during long-term (7—10 years) missions in geostationary orbits.