

УДК 533.27 539.2

**В. А. Шувалов, Г. С. Кочубей,  
А. И. Приймак, Н. И. Письменный**

Институт технічної механіки Національної академії наук України і Національного космічного агентства України, Дніпропетровськ

**Потери мощности солнечных батарей  
высокоорбитальных космических аппаратов  
из-за воздействия околоспутниковой среды**

*Надійшла до редакції 21.04.04*

Отримано розрахунково-експериментальні залежності, що характеризують спад електричної потужності сонячних батарей при тривалій (близько 10 років) взаємодії з навколишнім середовищем на орбіті. Виділено вплив окремих факторів навколосупутникового середовища — іонізуючого та УФ-випромінювання, забруднення захисного скла продуктами деструкції матеріалів зовнішніх поверхонь космічних апаратів, термоцикловання, радіаційної електризації та плазмових струменів електрореактивних двигунів — на втрату потужності сонячних батарей. Розроблено процедуру оцінки спаду потужності сонячних батарей на орбіті.

**ВВЕДЕНИЕ**

Солнечные батареи (СБ) в настоящее время — основной источник энергии на борту космических аппаратов (КА). Их ресурс во многом определяет время активной эксплуатации КА на орбите. К настоящему времени накоплен большой опыт эксплуатации СБ различных конструкций. Технологии производства СБ, их конструкция непрерывно совершенствуются в направлении увеличения коэффициента полезного действия (КПД) и уменьшения массы. В то же время усовершенствованные СБ становятся более чувствительными к воздействию околоспутниковой среды [16].

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

- ионизирующее излучение;
- термоциклирование в вакууме;
- радиационная электризация;
- плазменные струи электрореактивных двигателей (ЭРД) КА;
- загрязнение защитных стекол продуктами функционирования рабочих систем, деструкции, сублимации и газовой выделенности материалов и покры-

тий наружных поверхностей КА;  
— солнечное УФ-излучение.

Факторы околоспутниковой среды являются источниками потоков газа, плазмы и излучения. Поэтому проблема взаимодействия СБ с околоспутниковой средой по сути близка к проблеме взаимодействия СБ и материалов наружных поверхностей КА с потоками газа, плазмы и излучения на орбите [7, 17].

Проблема имеет прикладное и фундаментальное значение. Одним из этапов ее решения является моделирование взаимодействия СБ с окружающей средой и прогнозирование спада электрической мощности СБ, обусловленного таким взаимодействием.

Изменение электрической мощности СБ на орбите — результат интегрального воздействия комплекса факторов околоспутниковой среды, проявление общих закономерностей взаимодействия СБ с околоспутниковой средой и «индивидуальных» особенностей космической платформы, ее систем, материалов и покрытий КА и СБ. Несмотря на значительный опыт эксплуатации СБ на КА, практически нет моделей прогноза потерь электрической мощности СБ из-за воздействия факторов

околоспутниковой среды для длительного срока функционирования на орбите. Точность интерпретации результатов натурных испытаний во многом зависит от точности информации об условиях эксплуатации СБ, от эрудиции и интуиции экспериментаторов. Относительная сложность и высокая стоимость натурных испытаний не позволяет считать их приемлемым средством для детального изучения отдельных видов взаимодействия СБ со средой, не позволяет выделить их вклад в интегральные характеристики СБ. Поэтому при построении моделей взаимодействия КА с околоспутниковой средой значительная роль отводится численному и физическому экспериментам. Такие исследования позволяют из широкого спектра процессов, протекающих на орбите, выделить основные, изучить их природу, провести параметрический анализ и сформулировать уточненные модели [27].

Целью данной работы является моделирование воздействия околоспутниковой среды на СБ, оценка влияния каждого из перечисленных факторов, интегрального их воздействия на энергетические характеристики СБ на орбите.

#### МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ ФАКТОРОВ ОКОЛОСПУТНИКОВОЙ СРЕДЫ

**Ионизирующее излучение.** Результатом воздействия ионизирующего излучения — высокоэнергичных протонов и электронов радиационных поясов Земли (РПЗ) на полупроводник солнечного элемента (СЭ) — является образование стабильных радиационных дефектов (областей разупорядочения, точечных дефектов и т. д.). Основная причина ухудшения энергетических характеристик облучаемых фотопреобразователей (ФЭП) — уменьшение времени жизни  $\tau$  неосновных носителей заряда. Уменьшение  $\tau$  — следствие возрастания скорости рекомбинации неосновных носителей на радиационных дефектах [13].

При проведении теоретических и экспериментальных исследований для оценки радиационных повреждений СЭ протонами и электронами радиационных поясов Земли используется интегральный поток (флюенс) нормально падающих моноэнергетических электронов с энергией 1 МэВ, эквивалентный по воздействию на потери мощности СБ флюенсам электронов и протонов РПЗ [13, 24, 36, 39].

Понятие эквивалентного флюенса позволяет оценить влияние воздействия ионизирующего излучения на энергетические характеристики СБ. Расчетная зависимость нормированной электрической мощности  $P/P_0$  элемента СБ от времени эксплуата-

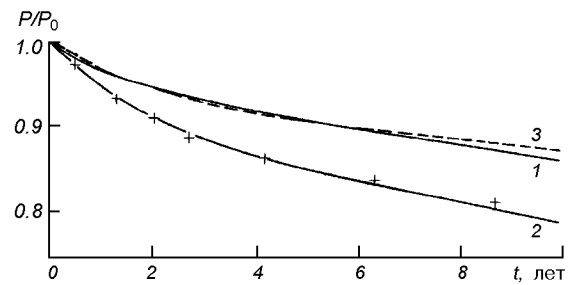


Рис. 1. Потери мощности из-за воздействия ионизирующего излучения: 1 — расчет авторов для геостационарной орбиты (ГЕО) методом эквивалентных потоков [13, 17], 2 — данные для GPS [48], 3 — аппроксимация [22] для ГЕО

ции  $t$  на геостационарной орбите (ГЕО) ( $P_0$  — начальное значение мощности элемента СБ) приведена на рис. 1 (кривая 1 — наш расчет методом эквивалентных потоков [13, 17]). Элемент СБ — кремний р-типа с удельным сопротивлением  $\rho \approx 10 \text{ Ом} \cdot \text{см}$  с толщиной базы  $d = 0.3 \text{ мм}$  с защитным покрытием на фронтальной поверхности из плавленного кварца толщиной  $\delta = 0.3 \text{ мм}$  и бесконечно толстой защитой с тыльной стороны СБ.

Основным условием при моделировании воздействия ионизирующего излучения и оценке потерь мощности СБ является равенство эквивалентных флюенсов электронов для частиц, проникающих через защитное покрытие на поверхность ФЭП:  $\Phi_e^{(M)} = \Phi_e^{(H)}$  (индекс «М» — моделирование, «Н» — орбита).

Это условие и зависимости эквивалентного флюенса электронов с энергией 1 МэВ от толщины защитного покрытия  $\delta$ , высоты  $h$  и наклона  $\theta_H$  круговой околоземной орбиты [24] позволяют «пересчитать» измеренные или расчетные для геостационарных условий значения  $P(t)/P_0$  на соответствующие условиям круговой околоземной орбиты значения  $P(t)/P_0$ . Результаты такого пересчета — значения  $P(t)/P_0$  на случай круговой орбиты спутников GPS (Navstar Global Position System):  $h = 20000 \text{ км}$ ;  $\theta_H \approx 55^\circ$ ;  $\delta \approx 0.154 \text{ мм}$  представлены на рис. 1 крестиками, кривая 2 — расчетные для GPS значения  $P(t)/P_0$  работы [48]. Максимальное расхождение «пересчитанных» и расчетных для GPS из [48] значений  $P(t)/P_0$  не превосходит 1.5 %, что служит подтверждением корректности процедуры вычислений и достоверности полученной зависимости потерь мощности СБ из-за воздействия ионизирующего излучения. Уменьшение мощности СБ характеризует аппроксимация [22]:

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

которой для ГЕО соответствует штриховая кривая 3 рис. 1 при  $\xi = 0.865$ ,  $\eta = 4.3$  года.

**Термоциклирование.** Температура ориентированных на Солнце СБ достигает  $+80^\circ\text{C}$ , в тени Земли — устанавливается на уровне  $-120^\circ\text{C}$ . В течение эксплуатации на орбите СБ подвержены влиянию сотен и тысяч термоциклов. Термовакuumные испытания являются эффективной процедурой для выявления дефектов, отказов в работе СБ, коммутационных систем на начальной стадии предполетных испытаний. Достоверно прогнозировать ресурс СБ из-за термоциклических воздействий можно только экспериментально в наземных условиях. Следствием термовакuumных и термоциклических воздействий являются термомеханические деформации каркаса, спад мощности СБ из-за увеличения последовательного сопротивления элементов, соединяющих шин и др. [24]. Максимальное число термоциклов на ГЕО за год  $N \approx 100$  [24]. Результаты данной работы для фрагмента СБ размером  $(10 \times 12)$  см<sup>2</sup> с каркасом из проводящего углепластика в диапазоне температур  $-80...+50^\circ\text{C}$  представлены на рис. 2 точками, квадратики — данные термовакuumных испытаний СБ работы [35] для  $-80...+80^\circ\text{C}$ ; кривая 3 — аппроксимация (1) при  $\xi = 0.98$  и  $\eta \approx 1.0$  год. Данные рис. 2 охватывают диапазон значений термоциклов  $50 \leq N < 1000$ .

Условием эквивалентности термоциклических воздействий является равенство количества  $N$  и размаха термоциклов СБ  $\Delta T = T_{\max} - T_{\min}$  на орбите и стенде:  $N_M = N_H$ ;  $\Delta T_M = \Delta T_H$ .

При проведении термовакuumных и термоциклических испытаний изменение мощности СБ является следствием как минимум трех эффектов:

- загрязнение защитных стекол солнечных элементов продуктами газовой выделений и деструкции углепластикового каркаса. Как правило, это  $\text{CO}$ ,  $\text{CO}_2$ , соединения хлора и радикалы группы  $\text{C}_x\text{H}_y$  [15];
- образование на поверхности защитных стекол устойчивых слоев и покрытий из компонентов остаточных газов  $\text{CO}$ ,  $\text{CO}_2$  и  $\text{H}_2\text{O}$ , радикалов группы  $\text{C}_x\text{H}_y$  и др. в вакуумной камере, что приводит к ухудшению излучательных характеристик защитных стекол и поверхностей СБ [27, 28];
- собственно термомеханические деформации каркаса и СЭ.

Исследования с фрагментом СБ мы проводили в вакуумной камере плазмодинамического стенда с цилиндрической рабочей частью диаметром 1.2 м и длиной 3.5 м, снабженной криопанелями, охлаждаемыми жидким азотом. Откачка осуществлялась

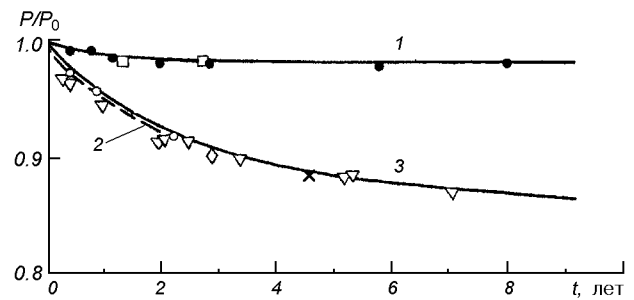


Рис. 2. Спад мощности СБ, вызванный термоциклированием (точки — данные авторов, квадратики — [35], кривая 1 — аппроксимация (1)), а также радиационной электризацией (кружки — [32], крестики — [3], треугольники — наши данные, ромбики — [43], кривая 2 — [47], кривая 3 — аппроксимация (1))

безмасляной системой со скоростью около  $100 \text{ м}^3/\text{с}$ . Статическое разрежение в камере порядка  $10^{-5}$  Па, при натекании газа —  $10^{-4}$  Па [31]. Состав газовой среды контролировался масс-спектрометром. Нагрев фрагмента СБ осуществлялся с помощью дуговых ртутно-кварцевых ламп ДРТ-1000 и дуговых водородных ламп ВМП-25, обеспечивающих имитацию спектра и интенсивности солнечного излучения в диапазоне длин волн  $\lambda \approx 115...320 \text{ нм}$ , включая линию Лаймана  $\lambda \approx 121.57 \text{ нм}$ . Охлаждение — жидким азотом. Для предотвращения оседания продуктов деструкции углепластикового каркаса и СБ на поверхности защитного стекла при проведении термовакuumных и термоциклических испытаний фрагмент СБ обдувался потоком инертного газа (Ar). Такая процедура позволяет предположить, что в процессе измерений мощности СБ защитные стекла были свободны от загрязнения, т. е. измеренные значения  $P(t)/P_0$  являются следствием влияния только термомеханических деформаций фрагмента СБ. Приведенные на рис. 2 значения  $P(t)/P_0$  хорошо коррелируют с оценками работы [42]. Потери мощности СБ орбитальной станции «Мир» (кремний,  $\rho = 10 \text{ Ом} \cdot \text{см}$ , К-208,  $\delta = 0.3 \text{ мм}$ ) из-за термоциклирования по истечении срока эксплуатации  $t \approx 10.5$  лет ( $N \gg 1000$ ) составили от 3.2 до 4.7 % [42].

**Радиационная электризация.** Главный поражающий фактор радиационной электризации СБ — радиационно-стимулированные пробой с выбросом заряда в окружающее пространство и с изменением оптических характеристик защитных стекол. Протекание радиационно-стимулированных пробоев сопровождается возникновением мощных разрядных токов в цепи СБ, что ухудшает вольтамперные характеристики ФЭП и приводит к потерям элект-

рической мощности [16, 31]. При радиационном зарядании СБ можно выделить два аспекта поражения: изменение оптических характеристик защитных стекол и воздействие электрических разрядов и пробоев на характеристики ФЭП. Облучение защитных стекол СБ потоками высокоэнергичных заряженных частиц — электронов  $e$  и протонов  $p$  — с энергией  $1 \leq W_{eh} \leq 100$  кэВ ( $\alpha = e, p$ ) приводит к радиационному потемнению стекол, возникновению радиационно-стимулированных пробоев. Радиационно-физические свойства защитных стекол — плавленный кварц, стекло К-208 — практически идентичны. Это подтверждают характерная для этих материалов общая зависимость частоты следования разрядных импульсов от плотности потока электронов с энергией  $W_{eh} = 20$  кэВ и циклограммы зарядно-разрядных процессов на их поверхности [25, 45, 52].

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 пробои второго типа. Следствием радиационно-стимулированного пробоя защитного стекла является выброс плазмы в окружающее пространство. Процесс протекает в виде поверхностного разряда [31].

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

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) пробои в защитных диэлектрических покрытиях приводят к механическому разрушению поверхности и ухудшению их эксплуатационных характеристик. При пробоях наблюдается образование на поверхности защитного стекла каверн, кратеров и углублений, сквозных каналов, через которые происходит выброс продуктов деструкции стекла, клеящего вещества, находящегося между стеклом и ФЭП. Выброшенное при пробоях вещество оседает на поверхности защитных стекол [3, 31]. Выброс плазмы, попадание ее на элементы конструкции СБ и КА сопровождается возникновением токов утечки [20, 34, 44]. Следствием этих процессов является ухудшение вольтамперных характеристик ФЭП, уменьшение электрической мощности СБ.

Изменение электрической мощности СБ, обусловленное радиационной электризацией, иллюстрирует рис. 2: кружки — результаты измерений

работы [32], крестики — [3], треугольники — наша работа, ромбики — [43]; кривая 2 — работа [47], 3 — аппроксимация (1) при  $\xi = 0.85$  и  $\eta = 2.8$  года. Условием моделирования радиационной электризации СБ является равенство флюенсов  $\Phi_{eh}^{(M)} = \Phi_{eh}^{(H)}$  и энергий  $W_{eh}^{(M)} = W_{eh}^{(H)}$  высокоэнергичных электронов на стенде и на орбите [31]. За радиационную электризацию материалов наружных поверхностей КА ответственны электроны РПЗ с энергиями  $W_{eh} \leq 50$  кэВ. По оценкам [3, 16, 36] основная доля тока переносится частицами с энергией  $W_{eh}$  от 3 до 20 кэВ. Наши измерения выполнены для фрагмента СБ размером  $10 \times 12$  см<sup>2</sup> с каркасом из проводящего углепластика. Техника эксперимента приведена в [31]. Параметры пучка при измерениях: плотность потока электронов  $j_{eh} \approx 3 \cdot 10^{-7}$  А/см<sup>2</sup> и энергия  $W_{eh} = 20$  кэВ. 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<sup>-2</sup>, а для  $x \approx 100$  мкм — 20 см<sup>-2</sup>. 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 влиянии радиационной электризации на СБ, а соответствие измеренных в данной работе и в [3, 16, 32, 36, 43, 47] значений  $P(t)/P_0$  подтверждает достоверность полученной зависимости (кривая 3 рис. 2).

**Плазменные струи ЭРД.** В системе коррекции орбиты и управления геостационарных КА используются стационарные плазменные двигатели (СПД), работающие на ксеноне Хе [4, 8, 33, 34].

Поверхности геостационарных КА дифференциально заряжаются до высоких отрицательных потенциалов: 15—20 кВ в тени Земли и 2—3 кВ на освещенном Солнцем участке орбиты [19]. Потенциалы на поверхности СБ, измеренные в стендовых условиях [31], достигают значений  $-\varphi_w^{\max} \approx 10 \dots 12$  кВ и  $-\varphi_w^{\min} \approx 1 \dots 1.5$  кВ. 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, когда поверхность панели бомбардируют ускоренные в электрическом поле СБ ионы с  $W_i \geq 1.0$  кэВ;
- второй — взаимодействие при номинальных рабочих напряжениях СБ, когда  $W_i \approx 200 \dots 300$  эВ.

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

Длительность первого «высоковольтного» режима порядка 0.001 с, второго — определяется временем работы ЭРД на орбите.

Соотношение  $n_i \geq 10^{14} \text{ м}^{-3}$  из [31] определяет концентрацию ионов потока плазмы, способной стимулировать пробой радиационно-заряженной СБ при нейтрализации. Пробой сопровождается электромагнитными шумами ВЧ-диапазона, распылением защитных стекол и разрушением ФЭП. Параметры такого импульсного разряда близки к параметрам радиационно-стимулированного пробоя защитного стекла при дифференциальной электризации СБ [6, 31]. Влияние радиационно-стимулированных пробоев может быть учтено при описании влияния электризации на потери мощности СБ.

При концентрации ионов выхлопа ЭРД  $n_i \leq 10^{14} \text{ м}^{-3}$  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.

К числу перспективных для применения в системе коррекции орбиты и управления КА относятся импульсные плазменные двигатели (ИПД) с твердым диэлектриком (тефлон, фторопласт-4,  $\text{C}_2\text{F}_4$ ) в качестве рабочего тела [8]. В составе продуктов выхлопа таких ЭРД преобладают компоненты с массовыми числами 31, 50 и 69 —  $\text{CF}$ ,  $\text{CF}_2$  и  $\text{CF}_3$  соответственно (масс-спектрограмма работы [37]). Средняя масса ионов выхлопа по результатам зондовых измерений работы [29] составляет 53 а. е. м. При средней скорости ионов на оси трассы плазмоида  $V_\infty \geq 30$  км/с это соответствует энергии  $W_i \geq 250$  эВ при температуре электронов плазмы  $T_e \approx 2 \dots 2.5$  эВ [29, 37]. Взаимодействие таких потоков с поверхностью защитного стекла СБ

( $\text{SiO}_2$ ) сопровождается процессами очистки и травления [9]. Дефекты, образующиеся на поверхности стекла, обусловлены двумя факторами: физическим распылением и химическим взаимодействием ионов с  $\text{SiO}_2$ . На поверхности стекла наблюдаются два вида нарушений: радиационные повреждения, вызванные воздействием высокоэнергичных ( $W_i \geq 100$  эВ) ионов, и загрязнение, обусловленное образованием нелетучих продуктов химических реакций.

Условием моделирования взаимодействия плазменных струй ЭРД с СЭ на орбите и на стенде является равенство удельных зарядов  $q_M = q_H$  и энергий  $W_{iM} = W_{iH}$  односортовых ионов, переносимых струей ЭРД на поверхность СБ.

Плотность ионного тока и удельных зарядов, переносимых на облучаемую поверхность для конкретной геометрии СБ — ЭРД может быть определена по результатам численного решения задачи о структуре струи СПД [46, 51] или с помощью приближенных моделей [29, 30], аппроксимирующих измеренные в плазменных струях-выхлопах двигателей КА значения и пространственно-временное распределение плотности ионного тока [5, 33, 37].

Учитывая многообразие процессов и явлений, характеризующих взаимодействие плазменных струй ЭРД с СБ, оценка степени снижения прозрачности защитных стекол и потерь электрической мощности СБ из-за такого воздействия может быть получена только экспериментально.

На рис. 3 представлена зависимость спада электрической мощности  $P/P_0$  от удельного заряда  $q$ , перенесенного на поверхность СБ плазменными струями ЭРД: точки — результаты экспериментальных исследований работы [26] в струе СПД при расходах Хе  $m = 2 \dots 3$  мг/с, токе разряда  $I_p = 2$  А

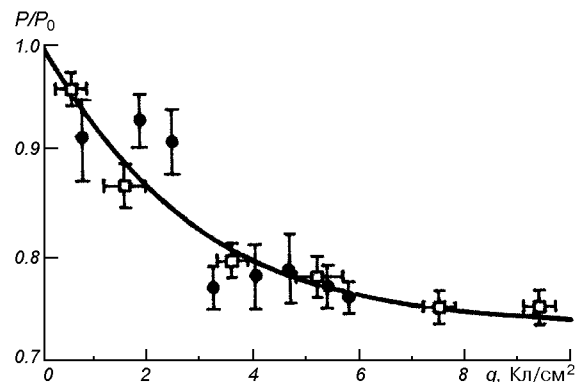


Рис. 3. Потери мощности из-за воздействия плазменных струй ЭРД: точки — данные [26], наши измерения, кривая — аппроксимация (1)

и напряжении  $U_p = 300$  В; кривая — аппроксимация (1) при  $\xi = 0.73$ ;  $\eta = 2.8$  года и  $t = q$ . Спад электрической мощности СБ пропорционален 20 % потери прозрачности защитного стекла К-208 для  $\lambda = 40...100$  нм.

Квадратиками на рис. 3 представлены результаты наших исследований зависимости  $P(q)/P_0$  при облучении СБ плазменными струями ИПД (фторопласт-4). Корреляция данных обусловлена близостью энергии ионов  $W_i$  и коэффициента распыления  $\text{SiO}_2$  в струях СПД и ИПД. Корреляция этих точек позволяет предположить, что для системы  $\text{CF}_x\text{-SiO}_2$ , как и для  $\text{Xe}^+\text{-SiO}_2$ , изменение мощности СБ обусловлено уменьшением прозрачности защитного стекла.

Наличие на поверхности панелей СБ механических повреждений, технологических стыков, трещин, пор и микроотверстий в изоляторе, соединяющем соседние СЭ приводит к собиранию тока через плазму струй ЭРД, формированию цепи уравнивающего тока, приводящей к потере мощности СБ [20, 34, 40].

**Загрязнение защитных стекол.** Продукты газовой выделения, сублимации и деструкции органических и композитных материалов наружных поверхностей КА, образующиеся под воздействием ионизирующего излучения, термоциклирования и радиационной электризации, продукты выхлопа двигателей КА адсорбируются на поверхности защитных стекол СБ. УФ-составляющая солнечного излучения активирует и стимулирует фотохимические реакции и процессы полимеризации компонентов загрязнения на поверхности защитных стекол. Результатом такого воздействия является образование устойчивых пленок и покрытий на поверхности защитных стекол, изменение оптических характеристик материалов: коэффициента поглощения солнечного излучения  $\alpha_s$ , излучательной способности  $\epsilon$ , уменьшение потока света, поступающего непосредственно на ФЭП и, как следствие, — снижение электрической мощности СБ [35, 41].

Условием численного и физического моделирования влияния загрязнения защитных стекол СБ является равенство значений и зависимостей интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения:  $\alpha_s^{(M)}(t) = \alpha_s^{(H)}(t)$ .

Для оценки изменения электрической мощности СБ из-за слоя загрязнения на защитном стекле может быть использована формула [50]

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

где  $S(\lambda)$  — спектральная плотность потока солнеч-

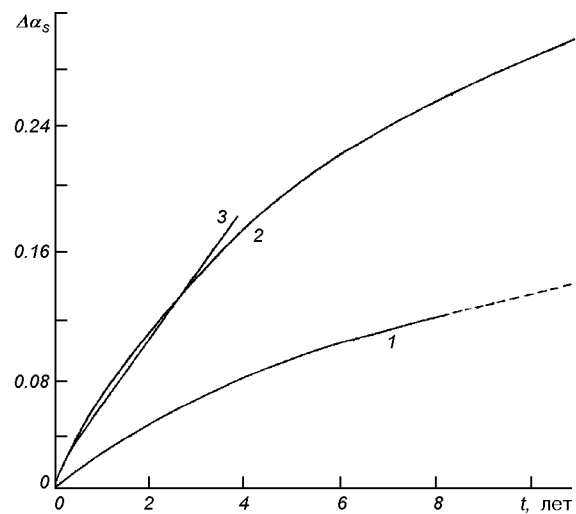


Рис. 4. Изменение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения защитного покрытия СБ на орбите: 1 — данные для ГЕО [41], 2 — наши расчеты для GPS, 3 — для GPS [41]

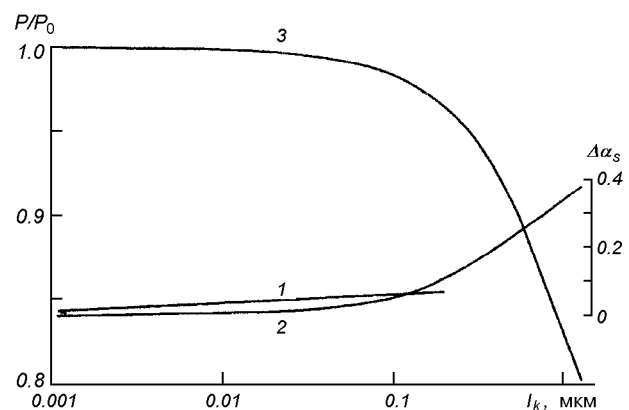


Рис. 5. Влияние толщины слоя загрязнения на величину интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения (кривая 1 — данные [18], 2 — [49], шкала справа) и на мощность СБ (3 — по данным [49], шкала слева)

ного излучения,  $I(\lambda)$  — спектральная фоточувствительность СЭ [48, 50],  $\alpha_c(\lambda)$  — спектральный коэффициент поглощения слоя загрязнения;  $\alpha_c = 4\pi\chi/\lambda$ ,  $\chi$  — показатель поглощения.

Изменение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения защитного покрытия СБ (плавный кварц)  $\Delta\alpha_s = \alpha_s - \alpha_{0s}$  ( $\alpha_{0s}$  — начальное значение) при длительной эксплуатации на орбите иллюстрирует рис. 4: кривая 1 соответствует СБ ИСЗ «Intelsat-IV» на ГЕО, штриховая

Изменение приращения  $\Delta l_k$  толщины слоя загрязнения и  $l_k(t)$  на СБ блока I КА GPS [50]

Время $t$ , лет	$\Delta l_k$ , нм	$l_k$ , нм
0.08	23.3	23.3
0.25	11.0	43.9
0.5	10.1	77.4
1.0	9.0	137.0
1.5	8.6	188.3
2.0	7.8	238.7
2.5	8.6	287.9
3.0	8.1	338.3
3.5	8.1	386.9
4.0	8.6	437.3
4.5	8.1	487.7
5.0	8.6	538.1

часть кривой 1 — экстраполированные значения  $\Delta\alpha_s$  из [41]. Зависимость  $\Delta\alpha_s(l_k)$ , где  $l_k$  — толщина слоя загрязнения на поверхности защитного стекла СБ, показана на рис. 5: кривая 1 — загрязнение летучим конденсированным компонентом твердого топлива — продуктом выхлопа двигателей КА после 245 часов облучения УФ-излучением [18]; кривая 2 — данные [49].

Расчетная зависимость  $P(l_k)/P_0$ , полученная для типичных зависимостей  $\alpha_c(\lambda)$ ,  $S(\lambda)$  и  $I(\lambda)$  из [49], представлена на рис. 5 (кривая 3). Кривая  $P(l_k)/P_0$  характеризует изменение мощности СЭ из р-кремния с удельным сопротивлением  $\rho = 2 \text{ Ом}\cdot\text{см}$  с защитным покрытием из плавленого кварца толщиной  $\delta = 0.3 \text{ мм}$ . Зависимости  $\alpha_s(t)$ ,  $\alpha_s(l_k)$  и  $P(l_k)/P_0$ , приведенные на рис. 4 и 5, позволяют оценить влияние «типичного» загрязнения защитного стекла на спад мощности СБ в видимой части спектра для длин волн  $\lambda = 0.25\dots 1.1 \text{ мкм}$ .

Учитывая, что в диапазоне  $2.0 \leq \rho \leq 10 \text{ Ом}\cdot\text{см}$  влияние удельного сопротивления на спад электрической мощности кремниевого р-типа СЭ сказывается только при флюенсах электронов с энергией  $1 \text{ МэВ } \Phi_e > 5 \cdot 10^{14} \text{ см}^{-2}$  [13], приведенные зависимости могут быть использованы для оценки потерь мощности СЭ с удельным сопротивлением  $2.0 \leq \rho \leq 10 \text{ Ом}\cdot\text{см}$  при  $\Phi_e < 5 \cdot 10^{14} \text{ см}^{-2}$ .

Наша расчетная зависимость  $P(t)/P_0$ , представленная на рис. 6 (кривая 1), иллюстрирует влияние загрязнения на спад мощности СБ на ГЕО. С погрешностью порядка 0.5 % она соответствует аппроксимации (1) при  $\xi = 0.94$  и  $\eta = 4.59$  года. В качестве начального значения интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения принято  $\alpha_{0s} \approx 0.07$  («Intelsat-IV» [41]).

Если, как в случае с КА GPS, известна зависи-

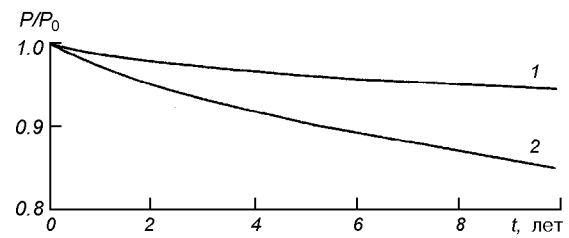


Рис. 6. Потери мощности СБ из-за загрязнения защитных стекол и покрытий (наши оценки): 1 — расчет для ГЕО, 2 — для GPS

мость  $l_k(t)$ , процедура оценки значений  $P(t)/P_0$  СБ упрощается. В табл. 1 приведены результаты оценок приращения  $\Delta l_k(t)$  и толщины слоя  $l_k(t)$  для СБ блока I КА GPS из [50]. Для  $t \geq 1.5$  года изменение толщины слоя загрязнения лежит в пределах  $8.1 \leq \Delta l_k \leq 8.6 \text{ нм}$ . Результаты наших оценок значений  $P(t)/P_0$ , выполненных для СБ КА GPS с использованием зависимостей  $l_k(t)$  и  $P(l_k)/P_0$  (рис. 5 и таблица), представлены на рис. 6 (кривая 2). Для  $t \geq 5$  лет значения  $l_k$  получены экстраполяцией табличных данных с учетом помесячного изменения толщины слоя загрязнения  $\Delta l_k$ . Наиболее резкий спад мощности СБ из-за загрязнения защитных стекол имеет место во временном интервале от 0.5 до 3.5 лет, когда происходит интенсивное увеличение толщины слоя загрязнения. В дальнейшем рост слоя стабилизируется, что приводит и к стабилизации изменения  $\Delta P/P_0$ . При  $t > 3.5$  лет уменьшение мощности не превосходит 1 % в год. Стабилизация спада мощности СБ КА GPS, иллюстрируемая кривой 2 рис. 6 при  $t \geq 3.5$  года, коррелирует с данными табл. 1. Корректность расчетной процедуры и достоверность зависимости  $P(t)/P_0$  для ГЕО и высокой круговой (GPS) орбиты подтверждает соответствие кривых 2 и 3 рис. 4: кривая 2 — зависимость  $\Delta\alpha_s(t)$  для GPS, полученная нами, кривая 3 — данные [41] для GPS.

**ИНТЕГРАЛЬНОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ ОКОЛОСПУТНИКОВОЙ СРЕДЫ**

Энергетическая характеристика СБ — результат интегрального воздействия комплекса факторов околоспутниковой среды, присущих условиям эксплуатации КА. Интегральную характеристику спада мощности СБ при воздействии околоспутниковой среды аппроксимирует соотношение

$$\frac{\Delta P_{\Sigma}(t)}{P_0} = \sum_{i=1}^n k_i \frac{\Delta P_i(t)}{P_0}, \quad (3)$$

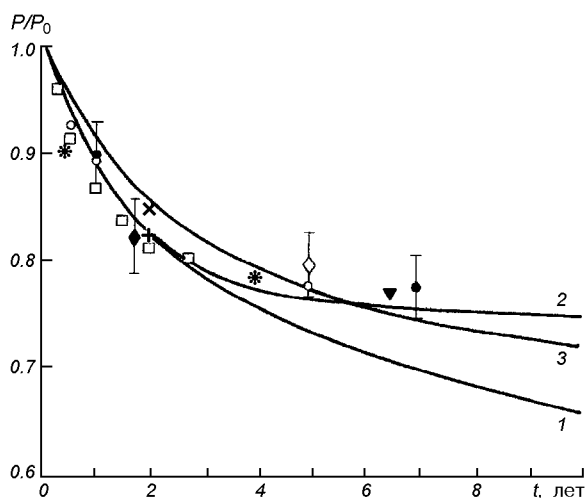


Рис. 7. Интегральное воздействие факторов околоспутниковой среды и технологических дефектов на спад мощности СБ: 1 — сумма всех повреждений, 2 — усредненные значения, 3 — влияние среды на ГЕО

полученное на основе принципа максимума производства необратимой составляющей энтропии, в предположении, что параметр  $P(t)/P_0$  пропорционален приращению необратимой составляющей энтропии и является количественной мерой накопленных повреждений. Используется принцип линейного суммирования повреждений. Здесь  $\Delta P_i(t)/P_0 = 1 - P_i(t)/P_0$ ,  $k_i$  — коэффициент пропорциональности, учитывающий влияние отдельных факторов и эффекты наложения [10, 21],  $n$  — количество факторов.

Величина коэффициента  $0 \leq k_i \leq 1$  и количество факторов  $n$  определяется вкладом каждого фактора для конкретного КА. Худший случай, когда все повреждения суммируются при  $k_i = 1$  ( $\sum k_i = n$ ), иллюстрирует кривая 1 рис. 7: учитывается влияние интегрального воздействия ионизирующего излучения, термоциклирования, радиационной электризации и загрязнения на ГЕО. Характеристика получена суммированием значений  $\Delta P(t)/P_0$ , приведенных на рис. 1 (кривая 1), рис. 2 (кривые 1, 3) и рис. 6 (кривая 1). На рис. 7 кривая 2 характеризует усредненные значения  $P_{\Sigma}(t)/P_0$  при воздействии ионизирующего излучения, загрязнения, термоциклирования и радиационной электризации, включая влияние технологических дефектов (незащищенные участки СБ) и соответствует аппроксимации (1) при  $\xi = 0.755$  и  $\eta = 1.7$  года. Квадратики — данные для ИСЗ серии «Intelsat-II» F3 [17], кружки — спад мощности СБ на ИСЗ IDSCS-II (по минимуму тока короткого замыкания, пробой)

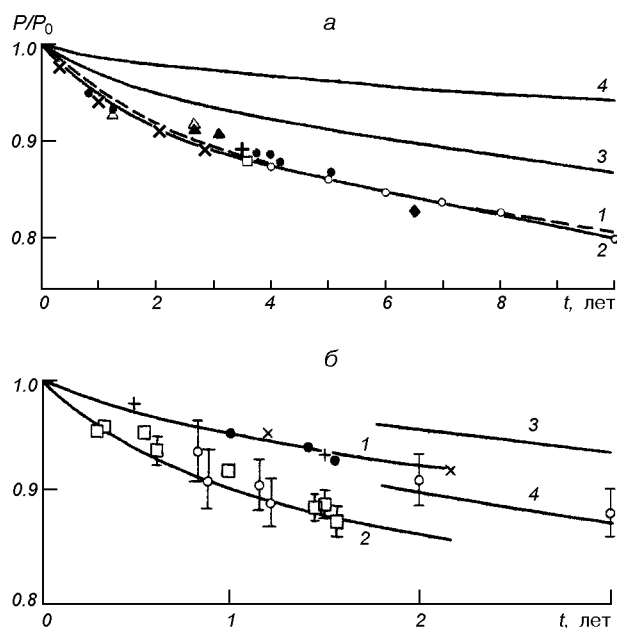


Рис. 8. Потери мощности СБ геостационарных КА на орбите: а — спокойное Солнце, б — вспышки на Солнце (детали см. в тексте)

[24], ромбики — стендовые испытания из [13, 38], прямые и косые крестики — результаты для АТС-6, темный ромбик — для ИСЗ «LES-6» [13], точки — оценки суммарных потерь мощности СБ с защитным покрытием из плавленого кварца толщиной  $\delta = 0.3$  мм на ГЕО из [24], треугольник — АТС-5; звездочки — ИСЗ «Intelsat-1» [13, 17] (штрихи соответствуют предельным значениям для части незащищенной поверхности СБ от 0.2 до 5.6 %). Потери мощности СБ из-за загрязнения защитных стекол в результате радиационной электризации по оценке [49] составляют 31 %. Термоциклирование стабилизирует процесс газовой выделения, снижает выходы радиационного газовой выделения из углепластика каркаса на 15 % [14]. С учетом этих обстоятельств можно принять  $k_{эл} \approx 0.69$  и  $k_{тц} \approx 0.85$ . Зависимость  $P_{\Sigma}(t)/P_0$ , характеризующая влияние интегрального воздействия околоспутниковой среды на ГЕО, рассчитанная при  $k_{изл} \approx 1.0$ ,  $k_{грз} \approx 1.0$ ,  $k_{эл} \approx 0.69$  и  $k_{тц} \approx 0.85$  показана на рис. 7 кривой 3. Расхождение кривых 2 и 3 на рис. 7 (3 %) обусловлено влиянием незащищенных участков СЭ.

Корректность выбора таких значений коэффициентов  $k_i$  подтверждает соответствие расчетных и экспериментальных значений  $P_{\Sigma}(t)/P_0$  рис. 8, а. Кривая 1 на рис. 8, а характеризует расчетные значения  $P(t)/P_0$  интегрального воздействия около-



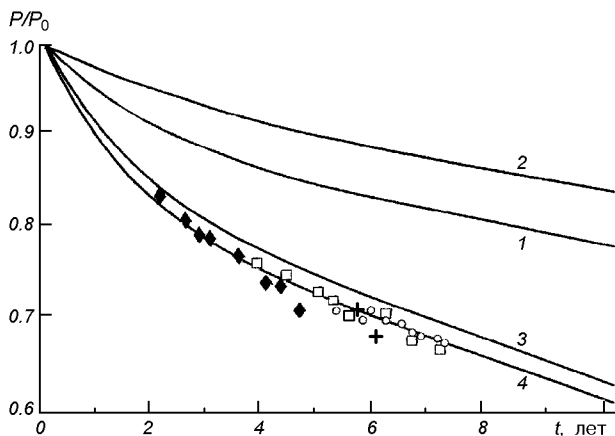


Рис. 9. Потери мощности СБ КА GPS из-за воздействия около-спутниковой среды на орбите (детали см. в тексте)

спутниковой среды в условиях спокойного Солнца на ГЕО: ионизирующего излучения, загрязнения и термоциклирования, кривая 2 соответствует аппроксимации (1) при  $\xi = 0.8$  и  $\eta = 4.0$  года, кривая 3 — ионизирующее излучение, 4 — загрязнение, точки — нормированные значения мощности СБ, измеренные на ИСЗ «Intelsat-IV», треугольники — ИСЗ «Western Union» F1, F2; темные треугольники — «Telesat» Anik F1, F2; крестики — «Tacsat» [13]; кружки — усредненные данные [24] для СБ на ГЕО; ромбик — «ATS-5» [13]; косые крестики — значения, измеренные для 1-й группировки ИСЗ IDSCS [24]; квадратик — «LES-6». Измеренные значения  $P_{\Sigma}(t)/P_0$  соответствуют СЭ с  $\rho = 10 \text{ Ом}\cdot\text{см}$  и  $\delta = 0.3 \text{ мм}$ .

Вспышки на Солнце существенно усложняют радиационную обстановку, вносят неопределенность в расчеты потерь мощности СБ из-за необходимости выбора значений эквивалентного флюенса электронов с энергией 1МэВ, эквивалентного не только флюенсам электронов и протонов РПЗ, но и протонов, порожденных вспышками на Солнце. На рис. 8, б представлены зависимости  $P(t)/P_0$  для СБ геостационарных КА «Yamal» и «Sesat» [39]. СБ «Yamal» и «Sesat» — монокристалл кремния с удельной проводимостью  $\rho = 10 \text{ Ом}\cdot\text{см}$ , покрытый защитным стеклом типа К-215М толщиной  $\delta = 0.2 \text{ мм}$ . Измерения в течение  $0.25 \leq t \leq 1.6$  года совпали со вспышками на Солнце. Кружки и квадратики характеризуют измерения на орбите, косые крестики и точки — влияние ионизирующего излучения — расчетные значения  $P(t)/P_0$  из [39] для значений эквивалентного флюенса  $\Phi_e \approx 3.4 \cdot 10^{13} \text{ см}^{-2}$  (КА «Yamal») и  $\Phi_e \approx 2.9 \cdot 10^{13} \text{ см}^{-2}$  (КА «Sesat»).

Наши расчеты для этих же значений  $\Phi_e$  показаны прямыми крестиками; кривая 1 усредняет расчеты. Кривая 2 иллюстрирует интегральное воздействие четырех факторов околоспутниковой среды: ионизирующего излучения (с учетом вспышек на Солнце), загрязнения, термоциклирования и электризации ( $k_{\text{изл}} \approx 1.0$ ,  $k_{\text{грз}} \approx 1.0$ ,  $k_{\text{тц}} \approx 0.85$  и  $k_{\text{эл}} \approx 0.69$ ). Кривая 3 — воздействие ионизирующего излучения для спокойного Солнца; 4 — интегральное воздействие без вспышек. При расчетах принято, что характеристики радиационной стойкости — спектральные зависимости коэффициентов пропускания защитных стекол К-208, К-215М и плавленного кварца в диапазоне длин волн  $\lambda = 0.4 \dots 1.1 \text{ мкм}$  идентичны [11].

Корректность процедуры оценки влияния интегрального воздействия факторов околоспутниковой среды на СБ с использованием соотношения (3) и зависимостей  $P(t)/P_0$ , характеризующих влияние отдельных факторов околоспутниковой среды, подтверждают и данные рис. 9 для КА GPS на высокой круговой орбите. Кривая 1 рис. 9 иллюстрирует влияние ионизирующего излучения, 2 — загрязнения защитных стекол СБ, 3 — ионизирующего излучения плюс загрязнение ( $k_{\text{изл}} \approx 1.0$ ,  $k_{\text{грз}} \approx 1.0$ ). Кривая 4 характеризует интегральное воздействие трех факторов: ионизирующего излучения, загрязнения и термоциклирования ( $k_{\text{тц}} \approx 0.85$ ) на СБ КА GPS. Кружки — измерения для GPS блок II КА 13-17, ромбики — блок II КА 18-21, крестики — блок II-A КА 22-40, квадратик — блок I КА 1-6 (данные получены нормированием значений мощности СБ из [48] на  $P_0$ ).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Получены расчетно-экспериментальные зависимости  $P(t)/P_0$ , иллюстрирующие влияние факторов околоспутниковой среды на изменение электрической мощности СБ при длительном (около 10 лет) функционировании на орбите. Спад электрической мощности СБ — следствие процессов, механизмов и эффектов, характеризующих взаимодействие потоков газа, плазмы и излучения с твердым телом, таких как образование радиационных дефектов в полупроводниках, пленок и слоев загрязнения на поверхности защитных стекол, эрозия и распыление защитных стекол плазменными струями, разрушение стекол с образованием трещин, каверн, сколов, микропор и каналов проводимости при радиационно-стимулированных пробоях. Достоверность энергетических характеристик, точность и

корректность использованных расчетных и экспериментальных процедур подтверждает соответствие расчетных и измеренных (стенды, спутники) значений  $P(t)/P_0$ , полученных нами и другими исследователями. Энергетические характеристики определены для СЭ из р-кремния с удельной проводимостью  $2 \leq \rho \leq 10$  Ом·см, покрытых защитными стеклами (плавленный кварц, К-215М) толщиной 0.15, 0.2 и 0.3 мм. Полученные 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.

- Акишин А. И. Эмиссионные процессы при электрическом пробое радиационно-заряженных диэлектриков // Физ. и химия обработки материалов.—1998.—№ 5.—С. 27—30.
- Акишин А. И., Тютрин Ю. И., Цепляев Л. И. Электроразрядный механизм повреждения солнечных батарей при электронном облучении // Физ. и химия обработки материалов.—1996.—№ 6.—С. 56—61.
- Антонов В. М., Пономаренко А. Г. Лабораторные исследования эффектов электризации космических аппаратов. — Новосибирск: Наука, 1992.—115 с.
- Асхабов С. Н., Бургасов М. П., Веселовзоров А. Н. и др. Исследование струи стационарного плазменного ускорителя с замкнутым дрейфом электронов (УЗДП) // Физ. плазмы.—1981.—7, № 1.—С. 225—230.
- Асхабов С. Н., Гдрличко Д. П., Козлов А. И. и др. Исследование воздействия струи и теплового излучения электроракетного двигателя на солнечные батареи космического аппарата // Космич. исслед.—1988.—26, № 5.—С. 796—799.
- Бургасов М. П., Надирадзе А. Б., Чиров А. А. и др. Эффекты взаимодействия струи электрореактивных двигателей и солнечных батарей космического аппарата // Космич. исслед.—1994.—32, № 4/5.—С. 194—201.
- Войцения В. С., Гужова С. К., Титов В. И. Воздействие низкотемпературной плазмы и электромагнитного излучения на материалы. — М.: Энергоатомиздат, 1991.—224 с.
- Гришин С. Д., Лесков Л. В. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. — М: Машиностроение, 1989.—216 с.
- Данилин Б. С., Киреев В. Ю. Применение низкотемпературной плазмы для травления и очистки материалов. — М.: Энергоатомиздат, 1987.—264 с.
- Ермоленко А. Ф. О проверке гипотезы линейного суммирования повреждений // Тр. Моск. энерг. ин-та.—1974.—Вып. 185.—С. 52—54.
- Колтун М. М. Солнечные элементы. — М: Наука, 1987.—192 с.
- Корн В. З., Шувалов В. А. Зондовая диагностика потока частиц, десорбируемых с поверхности твердого тела струей разреженной плазмы // Прикл. мех. и техн. физ.—1993.—34, № 5.—С. 144—150.
- Крейнин Л. Б., Григорьева Г. М. Солнечные батареи в условиях воздействия космической радиации // Итоги науки и техн. ВИНТИ. Исслед. космич. пространства.—1979.—13.—128 с.
- Куликов И. А., Куприй А. А., Ничипоров Ф. Г. и др. Экспериментальное исследование воздействия факторов космического пространства на долговечность углепластиков // Физ. и химия обработки материалов.—1993.—№ 1.—С. 47—56.
- Куликов И. А., Куприй А. А., Юрлова Г. А. Экспериментальные исследования воздействия факторов космического пространства на долговечность углепластиков // Физ. и химия обработки материалов.—1993.—№ 4.—С. 38—46.
- Летин В. А. Проблемы электризации солнечных батарей космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение.—2003.—№ 30.—С. 42—53.
- Модель космического пространства (Модель космоса-82) / Под ред. Н. С. Вернова. — М.: МГУ, 1983.—Т. 2.—770 с.
- Нефф Дж. А., Муллен К. Р., Фогдол Л. Б. Влияние моделируемых условий на синхронной орбите на характеристики загрязненного оптического солнечного рефлектора // Аэрокосмич. техн.—1987.—№ 8.—С. 91—98.
- Олсен Р. К. «Рекордные» потенциалы зарядки, зарегистрированные во время полета спутника ATS-6 // Аэрокосмич. техника.—1988.—№ 5.—С. 90—97.
- Паркс Д. Е., Кац И. Взаимодействие плазмы, порождаемой космическим аппаратом, с высоковольтными солнечными панелями // Ракетная техника и космонавтика.—1980.—18, № 1.—С. 64—69.
- Переверзев Е. С. Модели накопления повреждений в задачах долговечности. — Киев: Наук. думка, 1995.—360 с.
- Присняков В. Ф. К вопросу о деградации солнечных батарей на космических аппаратах // Космична наука і технологія.—1996.—2, № 1/2.—С. 73—81.
- Распыление твердых тел ионной бомбардировкой / Под ред. Р. Бериша. — М: Мир, 1986.—Т. 2.—488 с.
- Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей. — М: Энергоатомиздат, 1983.—360 с.
- Фудзи Х., Сибуя И., Абэ Т. и др. Моделирование процессов электризации и разрядки электроизоляционных покрытий ИСЗ путем облучения их поверхности электронными пучками // Аэрокосмич. техн.—1989.—№ 5.—С. 104—111.
- Чиров А. А., Бургасов М. П., Заявлин В. Р. и др. Влияние струй плазмы электрореактивных двигателей на энергетические характеристики солнечных батарей // Космич. исслед.—1997.—35, № 3.—С. 331—333.
- Шувалов В. А. Моделирование взаимодействия тел с ионосферой. — Киев: Наук. думка, 1995.—180 с.
- Шувалов В. А. Определение интегральной излучательной способности электропроводящих материалов с помощью термоанемометрических зондов // Теплофиз. высоких температур.—1984.—22, № 3.—С. 492—496.
- Шувалов В. А., Быстрицкий М. Г., Кочубей Г. С., Чурилов А. Е. Структура сгустков и струй импульсной плазмы, расширяющейся в вакуум // Теплофиз. высоких температур.—2004.—42, № 1.—С. 23—30.
- Шувалов В. А., Кочубей Г. С., Лазученков Д. Н. Структура струй-выхлопов двигателей космических аппаратов // Космична наука і технологія.—2003.—9, № 4.—С. 17—25.
- Шувалов В. А., Приймак А. И., Губин В. В. Радиационная электризация элементов конструкций космических аппаратов. Физическое моделирование, накопление и нейтрализация заряда // Космич. исслед.—2001.—39, № 1.—С. 18—26.
- 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 физ. Солнца.—1989.—Вып. 86.—С. 131—168.
- Boyd I. D. Review of hall thruster plume modelling // J. Spacecraft and Rockets.—2001.—38, N 3.—P. 381—387.
- Brosse S. Electrical effects of plasma propulsion on geostationary telecommunication satellite // Alcatel Telecommunications Rev.—2001.—N 4.—P. 270—277.
- 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. 832—838.
36. Garrett H. The geosynchronous plasma environment // *Technol. Environment Spatial*. Toulouse.—1987.—P. 337—441.
37. Gatsonis N. C., Eckman R., Yin X., et al. Experimental investigations and numerical modelling of pulsed plasma thruster plumes // *J. Spacecraft and Rockets*.—2001.—38, N 3.—P. 454—464.
38. Goldhammer L. G. Irradiation of solar cell candidates for the ATS-F solar cell flight experiment // 9th IEEE Photovolt. Specialists Conf. — N. Y., 1972.—P. 316—328.
39. Grigorieva G. M., Kagan M. B., Letin V. A., et al. Analysis of Geostationary spacecraft solar arrays degradation from solar proton flares // Sixth European Space Power Conf., Porto, Portugal., 6–8 May, 2002 (ESA SP-502). — Porto, 2002.—P. 725—730.
40. 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.
41. 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.
42. Letin V. A. Optical, radiation and thermal cycling losses of power solar array returned from orbital station «Mir» after 10.5 years of operation // Sixth European Space Power Conf., Porto., Portugal, 6–10 May, 2002 (ESA SP-502). — Porto, 2002.—P. 713—718.
43. Letin V. A., Bordina N. V., Zayavlin V. R., et al. An experimental simulation of space environment effects on the solar-cell battery // *Int. Conf. «Problems of spacecraft-environment interaction»*. — Irkutsk, 1992.—P. 110—112.
44. Mandell M. J., Katz J., Steen P. J., et al. The effect of solar array voltage patterns plasma power losses // *JEEE Transactions on nuclear science*.—1980.—NS-27, N 6.—P. 1797—1800.
45. Stevens N. J., Barbay G. J., et al. Modeling of environmentally induced transients within satellites // *J. Spacecraft and Rockets*.—1987.—24, N 3.—P. 259—263.
46. 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.
47. Tarasov V. N., Babkin G. V., Morozov E. P., et al. Electrostatic behavior of solar-cell batteries under conditions of radiation electrization // *Int. Conf. «Problems of spacecraft-environment interaction»*. — Irkutsk, 1992.—P. 58—59.
48. Tribble A. C. Revised estimates of photochemically deposited contamination on the GPS satellites // *J. Spacecraft and Rockets*.—1998.—35, N 1.—P. 114—116.
49. 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.
50. 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.
51. Van Gilder D. B., Boyd J. D., Keydar M. Particle simulations of a Hall thruster plume // *J. Spacecraft and Rockets*.—2001.—37, N 1.—P. 129—137.
52. Yagushkin N. L., Sergeev A. L., Grafodatsky O. S., et al. Laboratory investigations of environment effect on spacecraft structural materials // *Int. Conf. «Problems of spacecraft-environment interaction»*. — Irkutsk, 1992.—P. 48—49.

---

#### HIGH-ALTITUDE SPACECRAFT POWER LOSSES OF SOLAR ARRAYS AS A RESULT OF INTERACTION WITH ENVIRONMENT

V. A. Shuvalov, G. S. Kochubey, A. I. Priymak, N. I. Pismenniy

Design-experiment relationships characterizing the reduction of electric power of solar arrays during long-term (about 10 years) interaction with environment in orbit are obtained. We consider the influence of some environment factors on power losses of solar arrays. These factors are the ionizing and ultraviolet radiations, protection glasses contamination by products of destruction of spacecraft external surface materials, thermocycling, radiation electrization and plasma thrusters plumes. A procedure for the estimation of power reduction of solar arrays in orbit is developed.