

ДЕГРАДАЦИЯ МОЩНОСТИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ИОНОСФЕРЕ И МАГНИТОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Определены потери электрической мощности кремниевых солнечных батарей (СБ) космических аппаратов при длительной эксплуатации на круговых орбитах в ионосфере и магнитосфере Земли. Интегральные величины потерь мощности СБ близки к результатам спутниковых измерений.

Визначено втрати електричної потужності кремнієвих сонячних батарей (СБ) космічних апаратів під час тривалої експлуатації на кругових орбітах в іоносфері та магнітосфері Землі. Інтегральні величини втрат потужності СБ узгоджуються з результатами спутникових вимірювань.

Losses in electric capacity of the spacecraft silicon solar batteries (SB) under the long-term operation in circular orbits in the Earth's ionosphere and magnetosphere are measured. Integral values of losses in SB capacity agree closely with the results of satellite measurements.

Солнечные батареи (СБ) широко используются на космических аппаратах в качестве первичного источника электрической энергии. Увеличение энергопотребления и ресурса космических аппаратов (КА) предъявляет к СБ жесткие требования на стойкость их к воздействию околоспутниковой среды на орбите. Воздействие на СБ комплекса факторов околоспутниковой среды интенсифицирует деградационные процессы в материалах и элементах конструкций СБ, ухудшает их эксплуатационные характеристики, приводит к сокращению ресурса, потерям электрической мощности и, как следствие, к уменьшению срока активного существования КА [1].

Основными составляющими околоспутниковой среды, воздействующей на СБ в ионосфере и магнитосфере Земли, являются потоки газа, плазмы и электромагнитного излучения. Потому проблема взаимодействия СБ с околоспутниковой средой близка к проблеме взаимодействия материалов наружных покрытий и элементов конструкций КА с потоками газа, плазмы и излучения на орбите. Проблема имеет фундаментальное и прикладное значение. Одним из этапов её решения является моделирование взаимодействия СБ с окружающей средой и прогнозирование спада электрической мощности, обусловленное таким взаимодействием.

Несмотря на значительный опыт эксплуатации СБ на КА, практически отсутствуют модели прогноза потерь электрической мощности СБ из-за воздействия факторов околоспутниковой среды при длительном сроке эксплуатации на орбите. Точность интерпретации результатов спутниковых измерений во многом зависит от достоверности информации об условиях эксплуатации СБ на орбите, эрудиции и интуиции экспериментаторов. При построении моделей взаимодействия СБ с околоспутниковой средой значительная роль отводится численному и физическому экспериментам.

Целью данной работы является разработка процедуры прогноза спада мощности СБ из-за длительного воздействия околоспутниковой среды на круговых орбитах в ионосфере и магнитосфере Земли.

Условия моделирования воздействия околоспутниковой среды на солнечные батареи. Изменение электрической мощности СБ на орбите – результат интегрального воздействия комплекса факторов околоспутниковой среды, присущих условиям эксплуатации КА. Интегральную характеристику спада нормированной электрической мощности солнечной батареи ΔP_{Σ} аппроксимирует соотношение [2] Н.И. Письменный, А.Г. Цокур, С.В. Носиков, С.Н. Кулагин, 2011
Техн. механика. – 2011. – № 3.

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

где P_0 – начальное значение мощности СБ; t – время эксплуатации на орбите; $\Delta P_i(t)/P_0 = [1 - P_i(t)/P_0]$ – изменение мощности, обусловленное воздействием i -го фактора околоспутниковой среды; k_i – коэффициент пропорциональности, учитывающий влияние отдельных факторов и эффекты наложения; m – количество факторов. Соотношение (1) получено на основе принципа производства максимума необратимой составляющей энтропии, в предположении, что величина $\Delta P_i(t)/P_0$ пропорциональна приращению необратимой составляющей энтропии и является количественной мерой накопленных повреждений (используется принцип линейного суммирования повреждений) [3, 4].

Количество факторов m выбирается для конкретного КА, а величина коэффициента $0 \leq k_i \leq 1$ определяется вкладом каждого фактора. Так, потери мощности СБ из-за загрязнения защитных стекол в результате радиационной электризации (пробой с образованием трещин, кратеров, сквозных каналов, выбросом и оседанием продуктов деструкции материалов СБ на поверхности защитных стекол [2, 5 – 7]) по оценке [8] составляют 31 %. Термоциклирование стабилизирует процесс газовыделения: снижает выходы радиационного газовыделения из углепластика каркаса СБ до ~ 35 % [9]. Загрязнение защитных стекол, в том числе из-за радиационной электризации и термоциклирования, учитывается как отдельный фактор, поэтому можно принять $k_{\text{электр}} \approx 0,69$ и $k_{\text{термоцикл}} \approx 0,65$.

Основным условием численного моделирования длительного воздействия ионизирующего излучения при оценке потерь электрической мощности СБ является равенство эквивалентных флюенсов электронов с энергией 1 МэВ для частиц, проникающих через защитное покрытие на поверхность фотопреобразователей: $F_e^{(M)} = F_e^{(H)}$ (индекс « M » – моделирование; « H » – орбита).

Условием эквивалентности термоциклических воздействий при физическом моделировании в вакууме является равенство количества N и размаха термоциклов: $N^{(M)} = N^{(H)}$; $\Delta T^{(M)} = \Delta T^{(H)}$, где $\Delta T = T_{\max} - T_{\min}$; $T_{\max}^{(M)} \approx T_{\max}^{(H)}$ – максимальная, $T_{\min}^{(M)} \approx T_{\min}^{(H)}$ – минимальная температура СБ на стенде и на орбите.

При моделировании воздействия радиационной электризации на СБ должно выполняться равенство флюенсов $F_{eh}^{(M)} = F_{eh}^{(H)}$ и энергий $W_{eh}^{(M)} = W_{eh}^{(H)}$ высокоэнергичных электронов на орбите в магнитосфере Земли и на стенде ($3 \leq W_{eh} \leq 20$ кэВ). Для полярной ионосферы к этим условиям необходимо добавить критерии и параметры подобия, характеризующие электрофизическое взаимодействие твердого тела с «горячими» авроральными электронами при синхронном плазмогазодинамическом взаимодействии СБ с потоком «холодной» ионосферной плазмы. При условии адекватности процесса заряжения, накопления высоковольтного заряда и равенстве скоро-

стей быстрых (авроральных) электронов используются следующие соотношения для плотностей тока положительных ионов «холодной» плазмы и быстрых авроральных электронов

$$\frac{j_{eh}^{(M)}}{j_{eh}^{(H)}} = \frac{n_{eh}^{(M)}}{n_{eh}^{(H)}} = \frac{j_{iW}^{(M)}}{j_{iW}^{(H)}},$$

где j_{eh} – плотность потока авроральных электронов; n_{eh} – концентрация авроральных электронов; j_{iW} – плотность потока ионов «холодной» плазмы на поверхность твердого тела.

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

При моделировании деградации мощности СБ из-за воздействия плазменных струй электрореактивных двигателей (ЭРД) должны выполняться равенства: $q^{(M)} = q^{(H)}$ удельных зарядов и $W_i^{(M)} = W_i^{(H)}$ энергий односортовых ионов, переносимых струей ЭРД на поверхность СБ на орбите и на стенде.

Для полярной ионосферы на высотах (300 – 800) км в дополнение к воздействию ионизирующего излучения, термоциклирования в вакууме, загрязнения защитных стекол и электризации авроральными электронами добавляется воздействие атомарного кислорода (АК). Моделирование физико-химического воздействия АК определяется условиями равенства скоростей или энергий частиц, бомбардирующих поверхность $U^{(M)} = U^{(H)}$, и интегральных флюенсов $F_0^{(M)} = F_0^{(H)}$ [10].

Условием моделирования воздействия ультрафиолетового (УФ) излучения является равенство потоков мощности излучения на облучаемой поверхности в единицах эквивалентного солнечного часа для идентичных диапазонов длин волн.

Перечисленные условия и соотношения использовались в данной работе при физическом и численном моделировании взаимодействия СБ с околоспутниковой средой на круговых орбитах в полярной ионосфере и магнитосфере Земли.

Потери электрической мощности СБ в магнитосфере Земли. Основными факторами воздействия околоспутниковой среды на солнечные батареи КА на геостационарной орбите (высота $h \approx 36\,000$ км, наклонение $\theta \approx 0^\circ$) являются: ионизирующее излучение; термоциклирование в вакууме; радиационная электризация; солнечное УФ - излучение; загрязнение защитных стекол СБ и плазменные струи электрореактивных двигателей (если ЭРД используются для стабилизации КА на орбите).

На рис. 1, а (кривая 1) представлены расчетные значения зависимости изменения нормированной мощности кремниевых солнечных батарей во времени $P(t)/P_0$, характеризующие влияние ионизирующего излучения в магнитосфере Земли на геостационарной орбите. Расчеты выполнены авторами для СБ из кремниевых солнечных элементов р - типа с удельным сопротивлением $\rho = 10$ Ом·см, толщиной базы $d = 0,3$ мм, с защитным покрытием на фронтальной поверхности из плавленого кварца толщиной $\delta = 0,3$ мм и бес-

конечно толстой защитой с тыльной стороны; использовался метод эквивалентных потоков [1, 11]. На рис. 1, а кривая 1 соответствует аппроксимации

$$P(t)/P_0 = \xi + (1 - \xi)\exp(-t/\eta) \quad (2)$$

с погрешностью не более 0,5 % для значений $\xi = 0,875$; $\eta = 4,3$ [12]; 2 – результаты авторов [2]; 3 – данные работы [13]; 4 – результаты измерений из [14]; 5 – результаты работы [15], (штрихи соответствуют минимальным и максимальным значениям); 6 – данные из [16]; 7 – аппроксимация (2) при $\xi = 0,96$ и $\eta = 1,1$.

На рис. 1, б приведены результаты исследований влияния термоциклирования на спад электрической мощности кремниевых СБ на геостационарной орбите (GEO) от времени эксплуатации и от количества термоциклов N в вакууме (кривая 1 – результаты исследований авторов; 2 – данные из [13]; 3 – измерения из [14]; 4 – [15]; 5 – [16]; 6 – усредняющая зависимость $P(N)/P_0$.

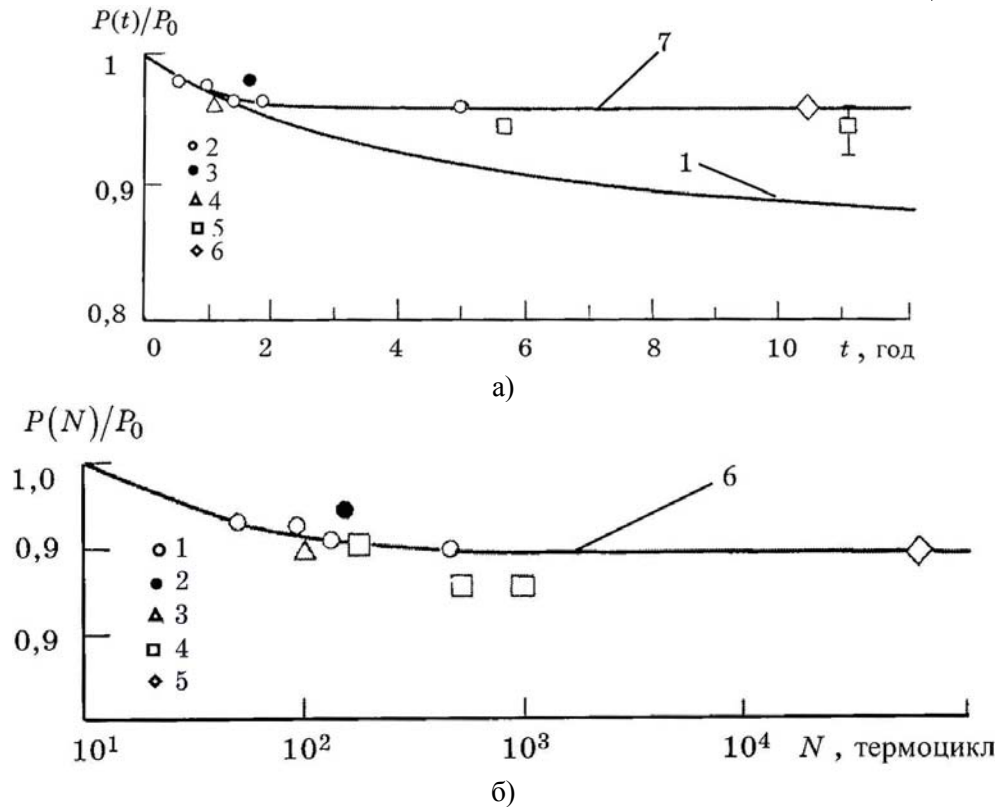


Рис. 1

Одним из основных поражающих факторов на геостационарной орбите является радиационная электризация СБ – радиационно-стимулированные пробой с выбросом заряда в окружающее пространство, разрушением и загрязнением защитных стекол. Механизмы пробоев радиационно-заряженных защитных стекол СБ (плавленый кварц, стекло К–208, К–215 и т. д.) подробно описаны в [1, 2, 13 – 17].

В экспериментальных исследованиях на плазмодинамическом стенде Института технической механики НАН Украины и НКА Украины (ИТМ) использовался образец фрагмента односторонней панели СБ размером 10×12 см (солнечные элементы, основание из углепластика и сот алюминия [7]). Влияние

радиационной электризации при облучении СБ высокоэнергичными электронами с энергией $3,0 \leq W_{eh} \leq 35$ кэВ иллюстрируют данные рис. 2, где 1 – результаты измерений на стенде ИТМ; 2 – данные [17]; 3 – данные [15]; 4 – измерения работы [6]; 5 – данные [18]; 6 – аппроксимация (2) при $\xi = 0,9$ и $\eta = 1,5$ (радиационная электризация); 7 – аппроксимация (2) при $\xi = 0,94$ и $\eta = 4,59$ (загрязнение).

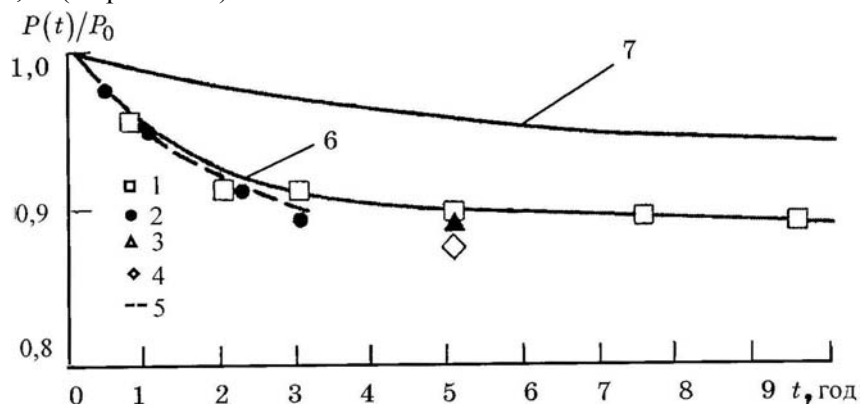


Рис. 2

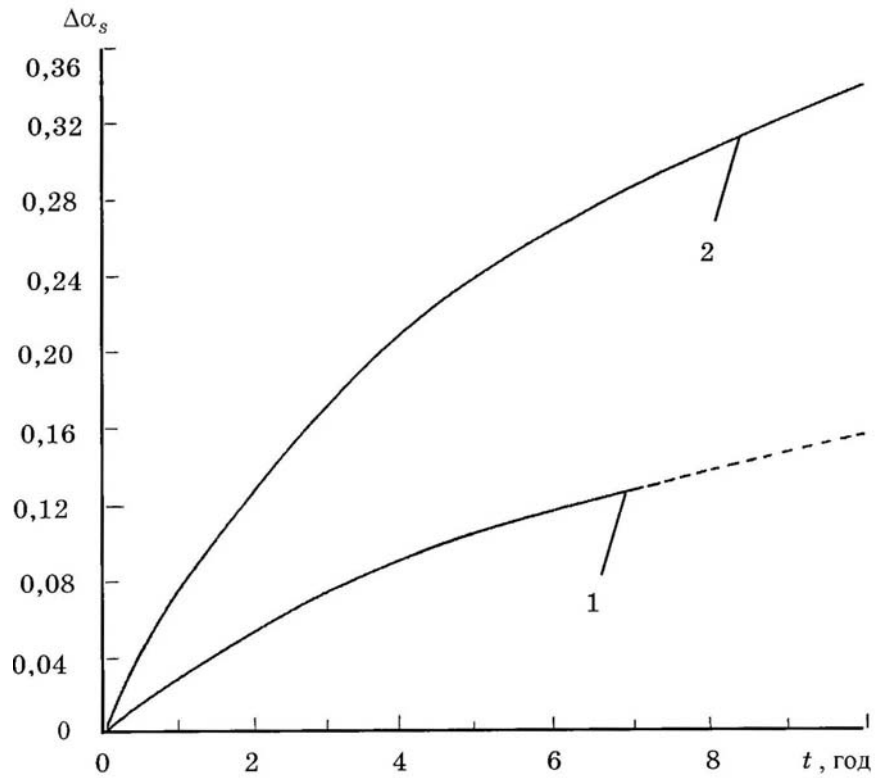
Продукты газовой выделения, сублимации и деструкции органических и композитных материалов наружных поверхностей КА и обшивок СБ, образующиеся под воздействием ионизирующего излучения, термоциклирования и радиационной электризации, адсорбируются на поверхности защитных стекол солнечных батарей. Ультрафиолетовое излучение 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 их оптических свойств, уменьшение потока света, поступающего непосредственно на фотопреобразователь солнечного элемента, и, как следствие, снижение электрической мощности СБ [13, 19].

Для оценки изменения электрической мощности кремниевых СБ при наличии слоя загрязнения на защитном стекле на GEO использовались следующие зависимости:

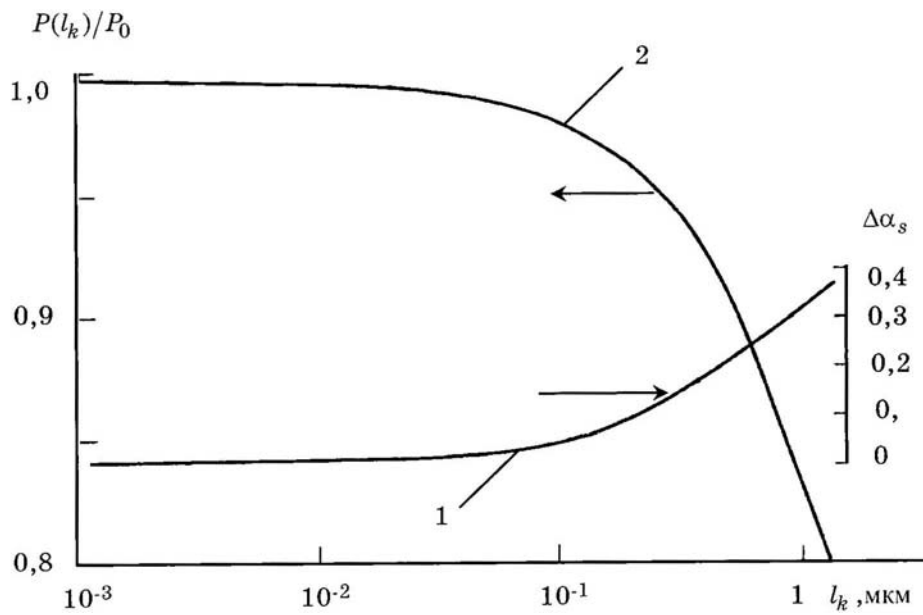
- изменение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения защитного покрытия из плавленного кварца от времени $\Delta\alpha_S(t) = \alpha_S - \alpha_{0S}$, (кривая 1 рис. 3, а), где α_{0S} – начальное значение (кривая 2 – расчет для КА GPS на высоте 20000 км (1/2 GEO) [19]);

- изменение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения плавленного кварца от толщины слоя загрязнения l_k на поверхности защитного стекла (кривая 1 рис. 3, б) [8];

- изменение нормированной мощности СБ $P(l_k)/P_0$ от l_k для солнечных элементов из р-кремния с удельным сопротивлением $\rho=2$ Ом·см и защитным покрытием из плавленного кварца толщиной $\delta=0,3$ мм (кривая 2 рис. 3, б) [8].



а)



б)

Рис. 3

Изменение электрической мощности СБ на орбите – результат интегрального воздействия околоспутниковой среды. На рис. 4 приведены кривые, характеризующие влияние отдельных факторов (термоциклирование; загрязнение; электризация; ионизирующее излучение) и интегрального воздействия околоспутниковой среды на GEO на изменение мощности кремниевых

СБ с защитным стеклом из плавленного кварца толщиной $\delta=0,3$ мм, где кривая 1 – термоциклирование; кривая 2 – загрязнение защитных стекол; кривая 3 – ионизирующее излучение; кривая 4 – электризация; 5 – искусственные спутники Земли (ИСЗ) серии «Intelsat-II» [20, 21]; 6 – ИСЗ IDSCS-II (по минимуму тока короткого замыкания [22]); 7 – стендовые испытания из [11]; точки 8 – 13 – данные для ИСЗ «ATS-6», «LES-6», «ATS-5»; «Intelsat-I» [11, 21] (штрихи соответствуют предельным значениям для части незащищенной поверхности СБ от 0,2 до 5,6%); 14 – оценки из [23]. Интегральная зависимость $P_{\Sigma}(t)/P_0$ (кривая 15 рис. 4), полученная линейным суммированием по формуле (1) результатов воздействия отдельных факторов (кривые 1 – 4 рис. 4), соответствует данным стендовых и спутниковых измерений [7, 11, 20]. При расчетах значений $P_{\Sigma}(t)/P_0$ авторами принято $k_{термоцкл} \approx 0,65$; $k_{электр} \approx 0,69$.

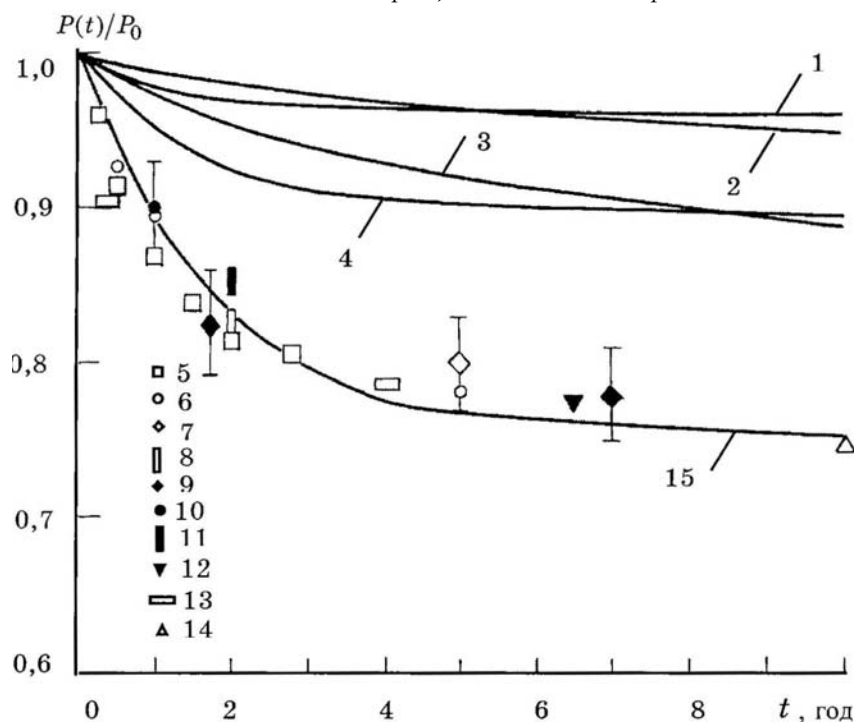


Рис. 4

Параметры высокой круговой орбиты КА GPS (Global Positioning System): высота $h \approx 20\,000$ км, наклонение $\theta \approx 55^\circ$, т. е. 1/2 GEO. На рис. 5 представлена расчетная зависимость спада мощности $P_{\Sigma}(t)/P_0$ кремниевых СБ космических аппаратов GPS при интегральном воздействии трех факторов: загрязнения защитных стекол из плавленного кварца толщиной $\delta = 0,15$ мм, ионизирующего излучения и термоциклирования, согласующаяся с результатами спутниковых измерений [24]. Кривая 1 рис. 5 получена с использованием зависимости $\Delta\alpha_S(t)$, рис. 3, а, кривая 2, и зависимостей $\Delta\alpha_S(l_k)$ и $P(l_k)/P_0$ рис. 3, б; кривая 2 на рис. 5 – расчетные значения $P(t)/P_0$ от влияния ионизирующего излучения на кремниевые СБ блока II А GPS из [24]. Интегральная энергетическая характеристика мощности СБ (кривая 7 рис. 5) получена линейным суммированием значений кривых 1, 2 рис. 5 и кривой 7 рис. 1, а ($k_{термоцкл} \approx 0,65$) по формуле (1). Точки 3 – 6 на

рис. 5 получены нормированием значений мощности СБ из [24] на величину начальной мощности СБ; кривая 7 – интегральное воздействие околоспутниковой среды – расчет авторов по (1).

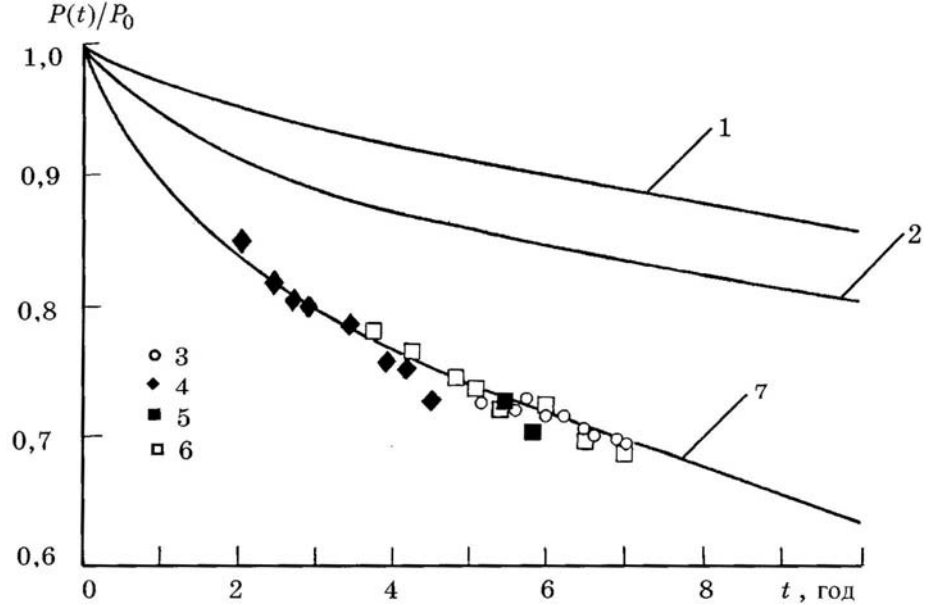


Рис. 5

Потери электрической мощности СБ в ионосфере Земли. На круговой полярной орбите (высота $h \approx 800$ км, наклонение $\theta \geq 90^\circ$) в разное время эксплуатировались: КА SPOT 1, 2 и 3 (Франция, ESA); микроспутник Unisat-3 (Италия); малые спутники серии DMSP (Defense Meteorological Satellite Program, США), КА MSX (Midcourse Space Experiment, США) с космическим телескопом инфракрасного диапазона Spirit-3 и др. [17, 25 – 27].

На рис. 6 (кривая 1) приведены результаты расчета авторов (метод эквивалентных потоков) спада мощности $P(t)/P_0$ кремниевых солнечных батарей с толщиной защитного стекла $\delta = 0,2$ мм при воздействии ионизирующего излучения на орбите с параметрами $h \approx 800$ км, $\theta \geq 90^\circ$ (LEO). При расчетах, как и в [25], использовалась величина эквивалентного годового флюенса электронов с энергией 1 МэВ, равная $F_e \approx 3 \cdot 10^{12}$ см $^{-2}$.

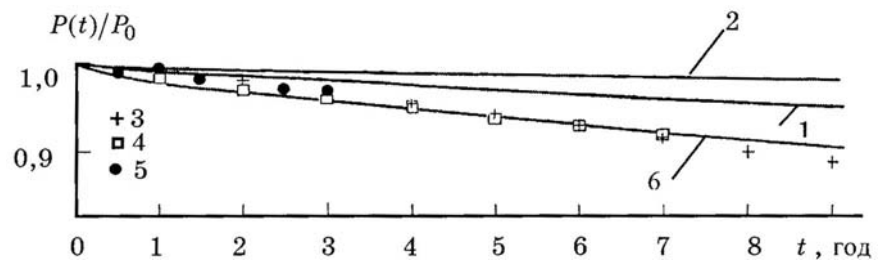


Рис. 6

Зависимость, иллюстрирующая влияние загрязнения защитных стекол на спад мощности СБ на солнечно-синхронной орбите в полярной ионосфере показана на рис. 6 – кривая 2 (расчет авторов); точки 3, 4, 5 – результаты измерений интегрального спада мощности СБ на ИСЗ SPOT 1, SPOT 2, SPOT 3 [17]; 6 – расчет авторов по формуле (1).

Для спутников серии SPOT на солнечно-синхронной полярной орбите ($h \approx 800$ км, $\theta \approx 98^\circ$) годовое число термоциклов $N \approx 5100$ [28]. Среднегодовые потери мощности кремниевых СБ космического аппарата SPOT 2 составили 4,1 % [17]. Эти результаты согласуются с данными, приведенными на рис. 1, б.

К числу поражающих факторов околоспутниковой среды на солнечно-синхронной орбите в полярной ионосфере следует отнести также и воздействие высокоэнтальпийных потоков атомарного кислорода (АК) с энергией частиц ≥ 5 эВ.

Условия проведения исследований влияния АК на изменение электрической мощности кремниевой СБ в данной работе идентичны приведенным в [10]. В сверхзвуковом потоке АК воздействию частиц подвержены поверхности защитного стекла и токопроводящих контактов из Ag, соединяющих солнечные элементы фрагмента панели СБ. Защитное стекло с добавкой церия К-208 (или плавленный кварц SiO_2) обладает высокой коррозионной стойкостью к воздействию высокоэнтальпийного потока АК, в частности к физическому распылению и химическому травлению. Кинетическая энергия потока АК существенно ниже энергии распыления большинства металлов (в частности, серебра). Основным механизмом воздействия АК на материал токопроводящих контактов СБ (Ag) является химическое травление и, как следствие, образование оксидной пленки. При воздействии высокоэнтальпийного потока АК формируется сплошная пленка оксида Ag_2O , для которой характерны линейная проводимость и положительный температурный коэффициент. В ходе испытаний регистрировались: изменение электрической мощности $\Delta P/P_0$ солнечного элемента и сопротивления $\Delta R/R_0$ токоподводящих контактов (R_0 – начальное сопротивление токоподводящего контакта). При измерениях температура проводящих слоев Ag_2O изменялась от $+10$ до $+40^\circ\text{C}$. Максимальная толщина оксидной пленки при $F_{O^+} \geq 10^{19}$ см^{-2} и температуре токоподвода $+25^\circ\text{C}$ составляла от 0,8 до 1,2 мкм на фронтальной стороне контакта и 0,5 мкм – на тыльной (подветренной) стороне. Эти данные согласуются с результатами измерений в [29]. Следствием увеличения толщины, сопротивления токоподводящих контактов является уменьшение электрической мощности СБ. Годовой флюенс АК на солнечно-синхронной орбите КА серии “SPOT” при средней солнечной активности согласно [30] составляет $\sim 6 \cdot 10^{18}$ см^{-2} . По результатам измерений авторов, электрическая мощность кремниевых СБ в пределах погрешности измерений ($\leq 0,5\%$) из-за воздействия высокоэнтальпийного потока АК с флюенсом $2 \cdot 10^{18} \leq F_{O^+} \leq 6 \cdot 10^{21}$ см^{-2} практически не изменяется: влияние АК на изменение $\Delta P/P_0$ солнечных батарей спутников серии SPOT пренебрежимо мало.

В полярной ионосфере на высоте $h \sim 840$ км, $\theta \approx 90^\circ$ в тени Земли, когда интегральный поток авроральных электронов с энергиями ≥ 10 кэВ превосходил 10^8 $\text{см}^{-2}\text{с}^{-1}\text{стер}^{-1}$, при плотности «холодной» ионосферной плазмы меньше, чем 10^4 см^{-3} , поверхности КА серии DMSP (Defence Meteorological Satellite Program) заряжались до высоких отрицательных потенциалов (< -100 В) [31, 32]. За 12-летний период (1989 – 2001 г.г.) на КА серии DMSP зарегистрировано 1253 акта высоковольтного заряжания. Электризация диэлектрических поверхностей КА в полярной ионосфере в тени Земли, в отличие от магнитосферы, обусловлена суперпозицией двух воздействий: облучение высоко-

энергичными авроральными электронами и обтекание сверхзвуковым потоком положительных ионов «холодной» ионосферной плазмы. Концентрация положительных ионов низкотемпературной плазмы n_i , способной эффективно нейтрализовать высоковольтные заряды без инициирования радиационно-стимулированных пробоев, определяется из баланса токов на поверхности диэлектрика. Для полярной ионосферы в тени Земли при плотности тока авроральных электронов с энергией ≥ 10 кэВ $j_{eh} \leq 10$ нА/см²; $n_i^{\max} < 10^5$ см⁻³ [32]. Условие $n_i \geq 10^5$ см⁻³ определяет концентрацию ионов потока плазмы, способной стимулировать пробой радиационно-заряженной СБ. Пробой сопровождается электромагнитными шумами ВЧ - диапазона, распылением защитных стекол и разрушением фотопреобразователей. Уменьшение электрической мощности и тока короткого замыкания СБ при этом обусловлено загрязнением, вызванным пробоями. При концентрации «холодной» плазмы $n_i < 10^5$ см⁻³ происходит «мягкая» (без пробоев) нейтрализация высоковольтных зарядов на поверхности СБ [7]. При плотности тока авроральных электронов $j_{eh} \approx 10$ нА/см² (с энергией ≥ 14 кэВ) и концентрации ионов $n_i < 10^2$ см⁻³ на поверхностях КА серии DMSP накапливаются отрицательные потенциалы $-\phi_W \geq 200$ В, при которых возможно формирование электрических разрядов и пробоев [33, 34].

Частота электрических пробоев на ИСЗ серии DMSP коррелирует с числом солнечных пятен и уменьшением концентрации положительных ионов в «холодной» ионосферной плазме. Если предположить, что условия эксплуатации КА SPOT 1, 2, 3 (1986 – 1997 г.г.) близки к условиям эксплуатации ИСЗ серии DMSP на полярной орбите до протонной вспышки на Солнце в 1996 г., то электризационно опасными являются условия в южном полушарии с 1995 г. по 1997 г.

Интегральные оценки спада мощности солнечных батарей показаны на рис. 6 (кривая 6). Расчетные значения зависимости $P(t)/P_0$ получены линейным суммированием (1) результатов воздействия трех факторов околоспутниковой среды: ионизирующего излучения (кривая 1), загрязнения (кривая 2) и термоциклирования при $k_{термоцикл} \approx 0,65$. Расчетные значения согласуются с результатами измерений на ИСЗ серии SPOT 1, 2 и 3. Отклонение интегральных значений $P(t)/P_0$ для $t \approx 8$ и 9 лет обусловлены влиянием солнечной протонной вспышки при $t = 7$ лет (в 1996 году) [17].

Заключение. Разработана процедура прогноза оценки потерь электрической мощности кремниевых солнечных батарей космических аппаратов из-за воздействия околоспутниковой среды при длительной эксплуатации на круговых орбитах в полярной ионосфере и в магнитосфере Земли.

Показано, что интегральные зависимости потерь мощности кремниевых солнечных батарей, полученные с учетом влияния отдельных факторов околоспутниковой среды, согласуются с результатами измерений на космических аппаратах серии SPOT в полярной ионосфере, на ИСЗ серии IDSCS, ATS, «Intelsat» и др. на геостационарной орбите в магнитосфере Земли, а также на орбите КА группировки GPS.

1. Летин В. А. Функционирование солнечных батарей в космической среде / В. А. Летин // Модель космоса. В 2 т. Т. 2. – М. : Книжный дом Университет. – С. 561 – 594.

2. Шувалов В. А. Потери мощности солнечных батарей под воздействием околоспутниковой среды на геостационарной орбите / В. А. Шувалов, Г. С. Кочубей, В. В. Губин, Н. А. Токмак // Космические исследования. – 2005. – Т. 43, № 4. – С. 274 – 282.
3. Ермоленко А. Ф. О проверке гипотезы линейного суммирования повреждений / А. Ф. Ермоленко // Труды Московского энергетического ин-та. – 1974. – Вып. 185. – С. 52 – 54.
4. Переверзев Е. С. Модели накопления повреждений в задачах долговечности / Е. С. Переверзев. – Киев : Наукова думка, 1995. – 360 с.
5. Акишин А. И. Электроразрядный механизм повреждения солнечных батарей при электронном облучении / А. И. Акишин, Ю. И. Тютрин, Л. И. Цепляев // Физика и химия обработки материалов. – 1996. – № 6. – С. 56 – 59.
6. Антонов В. М. Лабораторные исследования эффектов электризации космических аппаратов / В. М. Антонов, А. Г. Пономаренко. – Новосибирск : Наука, 1992. – 115 с.
7. Шувалов В. А. Радиационная электризация элементов конструкций космических аппаратов. Физическое моделирование, накопление и нейтрализация заряда / В. А. Шувалов, А. И. Приймак, В. В. Губин // Космические исследования – 2001. – Т. 39, № 1. – С. 18 – 26.
8. Tribble A. C. Contamination control engineering design guidelines for aerospace community / A. C. Tribble, B. Boyadjian, J. Davis // NASA Contractor Report. – 1996. – № 4740. – 126 p.
9. Куликов И. А. Экспериментальные исследования воздействия факторов космического пространства на долговечность углепластиков / И. А. Куликов, А. А. Курпий, Г. А. Юрлова // Физика и химия обработки материалов. – 1993. – № 4. – С. 38 – 46.
10. Шувалов В. А. Изменение свойств материалов панелей солнечных батарей КА под воздействием атомарного кислорода / В. А. Шувалов, Г. С. Кочубей, А. И. Приймак, Н. И. Письменный / Космические исследования – 2007. – Т. 45, № 4. – С. 294 – 304.
11. Крейнин Л. Б. Солнечные батареи в условиях воздействия космической радиации / Л. Б. Крейнин, Г. М. Григорьева // Итоги науки и техники. Исследование космического пространства. – 1979. – Вып. 3. – 128 с.
12. Присняков В. Ф. К вопросу деградации солнечных батарей на космических аппаратах / В. Ф. Присняков // Космічна наука і технологія. – 1996. – Т. 2, № 1/2. – С. 73 – 81.
13. Dever J. A. Contamination of space environmental effects on solar cells and thermal control surfaces / J. A. Dever, E. J. Bruckner, D. A. Scheiman // J. Spacecraft and Rockets. – 1995. – V. 32, № 5. – P. 832 – 838.
14. Harris J. D. Space environmental testing of dye-sensitized cells / J. D. Harris, E. J. Anglin, A. F. Hepp, S. G. Balley // Proc. 6-th European Space Power Conference. – Porto, Portugal, 2002. – № ESA SP-502. – P. 702 – 711.
15. Летин В. А. Комплексное воздействие факторов космического пространства при термовакuumных испытаниях солнечных батарей / В. А. Летин, В. Р. Заявлин, П. А. Еремин // Космические исследования – 1999. – Т. 37, № 3. – С. 329 – 331.
16. Letin V. A. Optical radiation and thermal cycling losses of power solar array returned orbital station “Mir” after 10,5 years of operation / V. A. Letin // Proc. 6-th European Space Power Conference. – Porto, Portugal, 2002. – № SP-502. – P. 713 – 718.
17. Tarasov V. N. Electrostatic behaviour of solar-cell batteries under condition of radiation electrization / V. N. Tarasov, G. V. Babkin, E. P. Morosov // Problems of spacecraft environment interaction: Int. Conf. – Irkutsk, 1992. – P. 58 – 59.
18. Ягушкин Н. И. Радиационно-электрические явления в диэлектрических материалах космических аппаратов при электризации / Н. И. Ягушкин, О. С. Графодатский, Ш. Н. Ислаев // Исследования по геомагнетизму, аэронавтике и физике Солнца. – 1989. – Вып. 86. – С. 131 – 168.
19. Leet S. J. Thermo-optical property degradation of irradiated spacecraft surfaces / S. J. Leet, L. B. Fogdal, M. C. Wilkinson // J. Spacecraft and Rockets. – 1995. – V. 32, № 5. – P. 832 – 838.
20. Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей / Г. Раушенбах. – М. : Энергоатомиздат, 1983. – 360 с.
21. Модель космоса - 82. В 2 т. Т. 2 / Под ред. Вернова Н. С. – М. : МГУ, 1983. – 770 с.
22. Goldhammer J. G. Irradiation of solar cell candidates for the ATS-F solar cell experiment / J. G. Goldhammer // 9-th IEEE Photovolt. Specialists Conf. – N.Y., 1972. – P. 316 – 328.
23. Jones P. A. A high specific power solar array for low mid-power spacecraft. / P. A. Jones, S. F. White, T. Y. Harvey, B. S. Smith // SPRAT XII : Proc. of the space photovoltaic research and technology conf. – NASA, 1992. – № NASA CP-3210. – P. 177 – 187.
24. Tribble A. C. Revised estimates of photochemically deposited contamination on the GPS satellites / A. C. Tribble // J. Spacecraft and Rockets. – 1998. – V. 35, № 1. – P. 114 – 116.
25. Santoni F. Analysis of the Unisat-3 solar array in-orbit performance / F. Santoni, F. Piergentili // J. Spacecraft and Rockets. – 2008. – V. 45, № 1. – P. 142 – 148.
26. Wood B. E. Midcourse space experiment satellite flight measurements of contaminants on quartz crystal microbalances / B. E. Wood, D. F. Hall, J. C. Lesmo // J. Spacecraft and Rockets. – 1998. – V. 35, № 4. – P. 533 – 538.
27. Roussel J. F. Effect of space environment on spacecraft surfaces in sun-synchronous orbits / J. F. Roussel, I. Alet, D. Fay, A. Pereira // J. Spacecraft and Rockets. – 2004. – V. 41, № 5. – P. 812 – 820.
28. Jalinat A. In-orbit behaviour of SPOT 1, 2 and 3 solar arrays / A. Jalinat, G. Peart, P. Samson // Proc. of the Fifth European Space Power Confer. – Tarragona, Spain, 1998. – № ESA SP-416. – P. 627 – 631.

29. *Koontz S. A Intelsat solar array coupon atomic oxygen flight experiment / S. Koontz, G. King, A. Dunnet // J. Spacecraft and Rockets. – 1994. – V. 31, № 3. – P. 475 – 481.*
30. *ECSS-E-10-04A. Space environment / ESA-ESTEC. – Noordwijk, Netherlands, 2000. – 219 p.*
31. *Gussenhoven M. A. High-level spacecraft charging in the low-altitude polar and auroral environment / M. A. Gussenhoven, D. A. Hardy, F. Rich // J. Geophysical Research. – 1985. – V. 90, № A11. – P. 11009 – 11023.*
32. *Anderson P. C Spacecraft charging anomaly a low-altitude satellite in a Aurora / P. C. Anderson, H. C. Koons // J. Spacecraft and Rockets. – 1996. – V. 33, № 5. – P. 734 – 738.*
33. *Soldi J. D. Flight data analysis for the photovoltaic array space power plus diagnostics experiment / J. D. Soldi, D. E. Yasting, D. Hard, D. Guidice // J. Spacecraft and Rockets. – 1997. – V. 34, № 1. – P. 92 – 103.*
34. *Upschulte B. L. Arcing of negatively biased solar cells in a plasma environment / B. L. Upschulte, W. J. Marinelli, K. L. Carleton, G. Wey // J. Spacecraft and Rockets. – 1994. – V. 31, № 3. – P. 493 – 507.*

Институт технической механики
НАН Украины и НКА Украины,
Днепропетровск

Получено 04.07.11,
в окончательном варианте 11.07.11