

## ПОТЕРИ МОЩНОСТИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ ИЗ-ЗА ВОЗДЕЙСТВИЯ ОКОЛОСПУТНИКОВОЙ СРЕДЫ

Приведен обзор результатов исследований потери мощности солнечных батарей космических аппаратов из-за воздействия околоспутниковой среды, проведенных в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины за последние пять лет. Цель исследований – разработка процедуры прогноза спада мощности солнечных батарей из-за длительного воздействия околоспутниковой среды на круговых орбитах в ионосфере и магнитосфере Земли. Методы исследований – экспериментальные и теоретические, позволили разработать процедуру прогноза деградации электрической мощности кремниевых солнечных батарей космических аппаратов при длительной эксплуатации на круговых орбитах в полярной ионосфере и в магнитосфере Земли. Определены потери мощности солнечных батарей, обусловленные влиянием отдельных факторов околоспутниковой среды – ионизирующего излучения; термоциклирования в вакууме; радиационной электризации; солнечного ультрафиолетового излучения; загрязнения защитных стекол солнечных батарей и плазменных струй электрореактивных двигателей. Показано, что интегральные величины потерь мощности солнечных батарей (с учетом влияния отдельных факторов околоспутниковой среды) согласуются с результатами спутниковых измерений на космических аппаратах серии SPOT в полярной ионосфере, на искусственных спутниках Земли серии IDSCS, ATS, «Intelsat» и др. на геостационарной орбите в магнитосфере Земли, а также на орбите космических аппаратов группировки GPS. Статья предназначена для студентов, аспирантов, научных работников и специалистов по проектированию и эксплуатации солнечных батарей космических аппаратов.

Наведено огляд результатів досліджень втрати потужності сонячних батарей космічних апаратів через вплив навколосупутникового середовища, проведених в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України за останні п'ять років. Ціль досліджень – розроблення процедури прогнозу спаду потужності сонячних батарей при тривалому впливові навколосупутникового середовища на кругових орбітах в іоносфері і магнітосфері Землі. Методи досліджень – експериментальні і теоретичні, дозволили розробити процедуру прогнозу деградації електричної потужності кремнієвих сонячних батарей космічних апаратів при тривалій експлуатації на кругових орбітах у полярній іоносфері та у магнітосфері Землі. Визначено втрати потужності сонячних батарей, що обумовлені впливом окремих факторів навколосупутникового середовища – іонізуючого випромінювання; термоцилювання у вакуумі; радіаційної електризації; сонячного ультрафіолетового випромінювання; забруднення захисних стекол сонячних батарей та плазмових струменів електрореактивних двигунів. Показано, що інтегральні величини втрат потужності сонячних батарей (з урахуванням впливу окремих факторів навколосупутникового середовища) погоджуються з результатами супутникових вимірювань на космічних апаратах серії SPOT у полярній іоносфері, на штучних супутниках Землі серії IDSCS, ATS, «Intelsat» та ін. на геостационарній орбіті в магнітосфері Землі, а також на орбіті космічних апаратів угруповання GPS. Стаття призначена для студентів, аспірантів, науковців і фахівців із проектування й експлуатації сонячних батарей космічних апаратів.

The results of the research in losses in capacity of spacecraft solar batteries caused by the long-term effects of the near-satellite environment, carried out by the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine over the past five years, are presented. The research objective is to develop the prediction of the fall in capacity of solar batteries caused by the long-term effects of the near-satellite environment in circular orbits in the Earth ionosphere and magnetosphere. The experimental and analytical methods allowed the prediction of degradation of electrical capacity of spacecraft silicon solar batteries in long-term operation in circular orbits in the polar ionosphere and the Earth magnetosphere. Losses in capacity of solar batteries caused by the long-term effects of individual factors of the near-satellite environment are determined. Those effects included ionizing radiation, vacuum thermocycling, radiation electrization, solar ultraviolet radiation, contamination of protective glasses of solar batteries and plasma jets of electrical jet engines. It is shown that integral values of losses in capacity of solar batteries (considering the effects of individual factors of the near-satellite environment) conform with the results of satellite measurements using SPOT-series spacecraft in the polar orbits, IDSCS, ATS – Intelsat-series artificial earth satellites in geostationary orbit in the Earth magnetosphere as well as in orbit of GPS constellation spacecraft. The paper is intended for students, post-graduate students, researchers and experts in the design and operation of spacecraft solar batteries.

Солнечные батареи (СБ) широко используются на космических аппаратах (КА) в качестве первичного источника электрической энергии. Увеличение энергопотребления и ресурса КА предъявляет к СБ жесткие требования в части стойкости их к воздействию околоспутниковой среды на орбите. Воз-

действие 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].

Несмотря на интенсивное развитие в последние годы многопереходных фотоэлектронных преобразователей (ФП) солнечных элементов СБ на основе арсенида галлия, кремниевые монокристаллические фотопреобразователи по-прежнему остаются основным типом ФП для СБ космических аппаратов.

Основными составляющими околоспутниковой среды, воздействующей на СБ в ионосфере и магнитосфере Земли, являются потоки газа, плазмы и электромагнитного излучения.

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. При построении моделей взаимодействия СБ с околоспутниковой средой значительная роль отводится численному и физическому экспериментам. Такие исследования позволяют из широкого спектра процессов, протекающих на орбите, выделить основные эффекты, изучить их природу, провести параметрический анализ и сформулировать уточненные модели.

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

**Параметры моделирования длительного воздействия околоспутниковой среды на СБ.** 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  $\Delta P_{\Sigma}$  аппроксимирует соотношение [2]

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

где  $P_0$  – начальное значение мощности;  $t$  – 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 [3, 4];  $m$  – 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).

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 (пробои 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 «М» – моделирование; «H» – орбита).

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

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 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 зарядания, накопления высоковольтного заряда и равенстве скоростей авроральных электронов используются следующие соотношения для плотностей тока положительных ионов «холодной» плазмы и быстрых авроральных электронов [10]:

$$\frac{j_{eh}^{(M)}}{j_{eh}^{(H)}} = \frac{n_{eh}^{(M)}}{n_{eh}^{(H)}} = \frac{j_{iW}^{(M)}}{j_{iW}^{(H)}} = \zeta_{eh}, \quad (2)$$

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 односор-

ных 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  $F_0^{(M)} = F_0^{(H)}$  [11].

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

**Потери электрической мощности СБ из-за воздействия околоспутниковой среды в магнитосфере Земли. Геостационарная орбита (GEO), высота  $h \approx 36\,000$  км, наклонение  $\theta \approx 0^\circ$ .** Основными факторами воздействия околоспутниковой среды на солнечные батареи геостационарных космических аппаратов 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).

Одним из основных поражающих факторов на геостационарной орбите является радиационная электризация СБ – радиационно-стимулированные пробои 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.) детально описаны в [2, 5, 7, 12, 13].

Продукты газовой выделенной, 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 [14, 15].

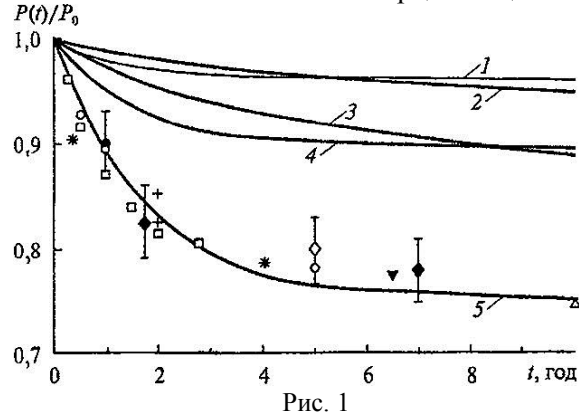
Для оценки изменения электрической мощности кремниевых СБ при наличии слоя загрязнения на защитном стекле на GEO использовались зависимости:

– интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения защитного покрытия из плавленого кварца от времени  $\Delta\alpha_S(t) = \alpha_S - \alpha_{0S}$ , где  $\alpha_{0S}$  – начальное значение;

– интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения плавленого кварца от толщины слоя загрязнения  $l_k$  на поверхности защитного стекла [8];

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

Изменение электрической мощности СБ на орбите – результат интегрального воздействия околоспутниковой среды. На рис. 1 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.



На рис. 1 кривая 1 – термоциклирование; кривая 2 – загрязнение защитных стекол; кривая 3 – ионизирующее излучение; кривая 4 – электризация; кривая 5 – интегральное воздействие околоспутниковой среды, расчет по (1); квадратики – ИСЗ серии «Intelsat–II» [16]; кружки – ИСЗ IDSCS–II (по минимуму тока короткого замыкания [17]); светлые ромбики – стендовые испытания из [18, 19]; крестики – ИСЗ ATS–6 [18]; темные ромбики – ИСЗ «LES–6» [18]; точки – оценки из [17]; темный треугольник – ATS–5 [18]; звездочки – ИСЗ «Intelsat–I» [18, 16] (штрихи соответствуют предельным значениям для части незащищенной поверхности СБ от 0,2 до 5,6%); светлые треугольники – оценки из [20]. Интегральная зависимость  $P_{\Sigma}(t)/P_0$  (кривая 5 рис. 1), полученная линейным суммированием по формуле (1) результатов воздействия отдельных факторов (кривые 1 – 4 рис. 1), соответствует данным стендовых и спутниковых измерений [16 – 20]. При расчетах значений  $P_{\Sigma}(t)/P_0$  принято  $K_{\text{термоцкл}} \approx 0,65$ ;  $K_{\text{электр}} \approx 0,69$ .

**Высокая круговая орбита КА GPS (1/2 GEO).** Параметры орбиты КА GPS (Global Positioning System): высота  $h \approx 20\,000$  км, наклонение  $\theta \approx 55^\circ$ . На рис. 2 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 [21].

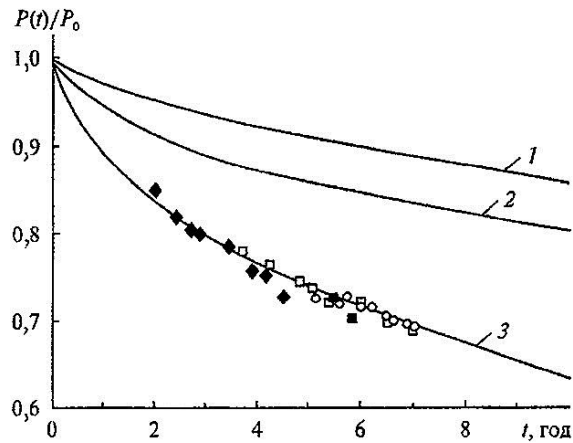


Рис. 2

На рис. 2 кривая 1 – влияние загрязнения защитных стекол СБ; кривая 2 – влияние ионизирующего излучения на кремниевые СБ блока II А GPS [22]; 3 – интегральная энергетическая характеристика мощности СБ, полученная линейным суммированием воздействия отдельных факторов по формуле (1); кружки – измерения для GPS блока II КА 13 – 17; ромбы – блок II КА 18 – 21; темные квадратики – блок II-А КА 22 – 40; светлые квадратики – блок I КА 1 – 6. Кривая 1 рис. 2 получена с использованием зависимости  $\Delta\alpha_S(t)$  и зависимостей  $\Delta\alpha_S(I_k)$  и  $P(I_k)/P_0$ ; кривая 2 на рис. 2 – расчетные значения  $P(t)/P_0$  влияния ионизирующего излучения на кремниевые СБ блока II А GPS [22]. Экспериментальные значения мощности СБ из [22] нормировались на величину начальной мощности.

**Потери электрической мощности СБ из-за воздействия околоспутниковой среды в ионосфере Земли. Круговая солнечно-синхронная орбита (LEO) высота  $h \approx 800$  км, наклонение  $\theta \geq 90^\circ$ .** С каждым годом число спутников на солнечно-синхронной орбите в полярной ионосфере возрастает. На круговой полярной орбите 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. [13, 23 – 25].

На рис. 3 (кривая 1) приведены результаты расчетов (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 [23], использовалась величина эквивалентного годового флюенса электронов с энергией 1 МэВ, равная  $F_e \approx 3 \cdot 10^{12}$  см<sup>-2</sup>.

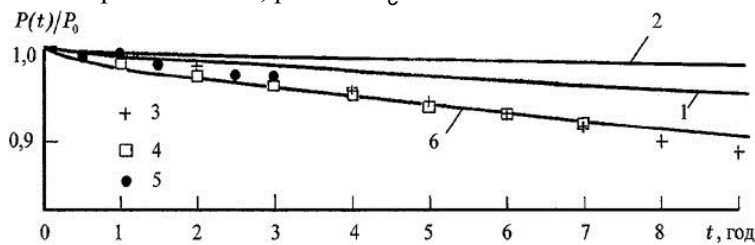


Рис. 3

На рис. 3 кривая 2 – загрязнение защитных стекол; 3 – расчет по формуле (1); крестики, квадратики, точки, кружочки – ИСЗ SPOT 1, SPOT 2, SPOT 3 [13]. При расчетах использовались зависимости толщины пленки загрязнения  $l_k(t)$  на оптической поверхности от времени (кривая 2 рис. 4) и  $P(l_k)/P_0$  [9].

Зависимость  $l_k(t)$  на низкой орбите иллюстрирует рис. 4.

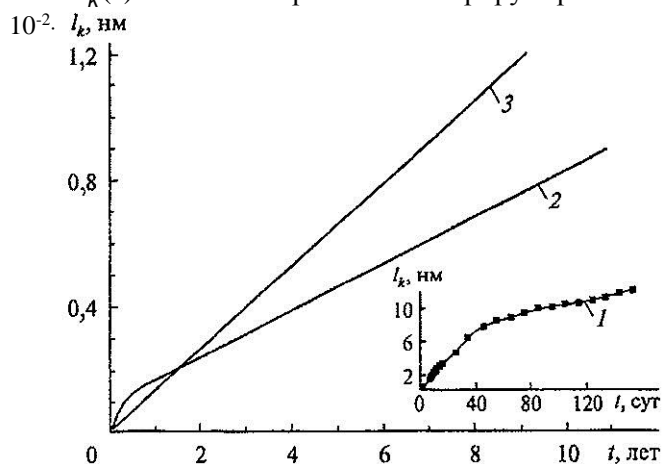


Рис. 4

На рис. 4 кривая 1 – результаты измерений на поверхности СБ космического аппарата MSX после 100 дней полета (высота  $h \approx 903$  км,  $\theta \approx 99,4^\circ$ ) [25], рост толщины покрытий составил  $\Delta l_k \approx 0,2$  нм/день [26]; 2 – экстраполяция для MSX; 3 – экстраполяция для предельных уровней толщины пленки загрязнения на оптических поверхностях МКС при росте 13 нм/год.

Для спутников серии SPOT на солнечно-синхронной полярной орбите ( $h \approx 800$  км,  $\theta \approx 98^\circ$ ) годовое число термоциклов  $N \approx 5100$  [27]. В табл. приведены результаты годовых измерений потерь мощности из-за термоциклирования кремниевых СБ космического аппарата SPOT 2 [13]. Среднегодовые потери мощности кремниевых СБ космического аппарата SPOT 2 составили 4,1 %.

Таблица

Дата измерений на орбите	$\Delta P_{\text{термоцикл}} / P_0, \%$
27.02.97	4,4
13.03.97	4,2
10.04.97	4,3
19.06.97	4,6
31.07.97	4,0
08.09.97	3,9
06.10.97	4,0
27.10.97	4,4
01.12.97	3,8
05.01.98	3,8
02.02.98	3,8
04.03.98	4,0

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

Условия проведения исследований влияния АК на изменение электрической мощности кремниевой СБ в данной работе идентичны приведенным в [11]. 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 цезия К-208 (или плавленный кварц  $\text{SiO}_2$ ) 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 [28 – 30]). 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  $\text{Ag}_2\text{O}$ , для которой характерны линейная проводимость и положительный температурный коэффициент. В ходе испытаний регистрировались изменение электрической мощности  $\Delta P/P_0$  солнечного элемента и сопротивление  $\Delta R/R_0$  токоподводящих контактов ( $R_0$  – начальное сопротивление токоподводящего контакта). При измерениях температура проводящих слоев  $\text{Ag}_2\text{O}$  изменялась от +10 до +40°C. Максимальная толщина оксидной пленки при  $F_{O^+} \geq 10^{19} \text{ см}^{-2}$  и температуре токоподвода +25°C составляла 0,8 – 1,2 мкм на фронтальной стороне контакта и 0,5 мкм – на тыльной (подветренной) стороне. Эти данные согласуются с результатами измерений в [31]. 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 [32] составляет  $\sim 6 \cdot 10^{18} \text{ см}^{-2}$ . По результатам измерений [11] электрическая мощность кремниевых СБ в пределах погрешности измерений ( $\leq 0,5\%$ ) из-за воздействия высокоэнтальпийного потока АК с флюенсом  $2 \cdot 10^{18} \leq F_{O^+} \leq 6 \cdot 10^{21} \text{ см}^{-2}$  практически не изменяется: влияние АК на изменение  $\Delta P/P_0$  солнечных батарей спутников серии SPOT пренебрежимо мало.

В полярной ионосфере на высоте  $h \approx 840$  км,  $\theta \approx 90^\circ$  в тени Земли, когда интегральный поток авроральных электронов с энергиями  $\geq 10$  кэВ превосходил  $10^8 \text{ см}^{-2} \text{ с}^{-1} \text{ стер}^{-1}$ , при плотности «холодной» ионосферной плазмы меньше, чем  $10^4 \text{ см}^{-3}$ , поверхности КА серии DMSP (Defence Meteorological Satellite Program) заряжались до высоких отрицательных потенциалов ( $< -100$  В) [33, 34]. За 12-летний период (1989 – 2001 г.г.) на КА серии DMSP зарегистрировано 1253 акта высоковольтного заряжания [35]. Электризация диэлектрических поверхностей КА в полярной ионосфере в тени Земли, в отличие от магнитосферы, обусловлена суперпозицией двух воздействий: облучения высокоэнергичными авроральными электронами и обтекания сверхзвуковым потоком положительных ионов «холодной» ионосферной плазмы. Концентрация положительных ионов низкотемпературной плазмы  $n_i$ , способной эффективно нейтрализовать высоковольтные заряды без инициирования ра-



диационно-стимулированных пробоев, определяется из баланса токов на поверхности диэлектрика. Для полярной ионосферы в тени Земли при плотности тока авроральных электронов с энергией  $\geq 10$  кэВ  $j_{eh} \leq 10$  нА/см<sup>2</sup>;  $n_i^{\max} \approx 10^5$  см<sup>-3</sup> [13, 20]. Условие  $n_i \geq 10^5$  см<sup>-3</sup> 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<sup>-3</sup> происходит «мягкая» (без пробоев) нейтрализация высоковольтных зарядов на поверхности СБ [7]. При плотности тока авроральных электронов  $j_{eh} \approx 10$  нА/см<sup>2</sup> (с энергией  $\geq 14$  кэВ) и концентрации ионов  $n_i < 10^2$  см<sup>-3</sup> на поверхностях КА серии DMSP накапливаются отрицательные потенциалы  $-\phi_W \geq 200$  В, при которых возможно формирование электрических разрядов и пробоев [36, 37].

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. При  $n_i \approx 10^2$  см<sup>-3</sup> возможно возникновение низковольтных дуговых разрядов на поверхностях КА [35 – 37].

В диапазоне значений  $-\phi_W$  от 100 до 300 В на стеклах К-208 по оценкам [36, 37] при облучении электронами с энергией  $\sim 20$  кэВ при плотности тока  $j_{eh} \approx 10$  нА/см<sup>2</sup> число разрядных импульсов  $\nu_d \leq 100$  в час. Согласно результатам испытаний работы [38] при  $\nu_d \leq 100$  влиянием электрических пробоев и дуг на изменение мощности и тока короткого замыкания СБ можно пренебречь. Условия эксплуатации солнечных батарей КА серии SPOT 1, 2, 3 на полярной орбите близки к этим условиям [35].

Интегральные оценки спада мощности солнечных батарей показаны на рис. 3. Кривая 6 – расчетные значения зависимости  $P_{\Sigma}(t)/P_0$ , полученные линейным суммированием (1) результатов воздействия трех факторов околоспутниковой среды: ионизирующего излучения, загрязнения и термоциклирования при  $K_{термоцикл} \approx 0,65$ . Расчетные значения (кривая 6) согласуются с результатами измерений на ИСЗ серии SPOT 1, 2 и 3 с погрешностью не более 0,5 %. Отклонение значений  $P_{\Sigma}(t)/P_0$  для  $t \approx 8$  и 9 лет обусловлены влиянием солнечной протонной вспышки при  $t = 7$  лет (в 1996 году) [13].

**Выводы.** Представлена расчетно-экспериментальная процедура прогноза оценки потерь электрической мощности кремниевых солнечных батарей космических аппаратов из-за длительного воздействия околоспутниковой среды. 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, 2007. – 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. *Летин В. А.* Комплексное воздействие факторов космического пространства при термовакуумных испытаниях солнечных батарей / *В. А. Летин, В. Р. Заявлин, П. А. Еремин* // Космические исследования. – 1999. – Т. 37, № 3. – С. 329 – 331.
10. *Шувалов В. А.* Перенос зарядов быстрыми электронами на подветренные поверхности твердого тела в сверхзвуковом потоке разреженной плазмы / *В. А. Шувалов, А. И. Приймак, К. А. Бандель, Г. С. Кочубей* // Прикладная механика и техническая физика. – 2008. – Т. 49, № 1. – С. 13 – 23.
11. *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 и др.* // Космические исследования. – 2007. – Т. 45, №4. – С. 294 – 304.
12. *Акишин А. И.* Электроразрядное повреждение солнечных батарей космических аппаратов в магнитосферной и ионосферной плазме / *А. И. Акишин* // Физика и химия обработки материалов. – 1995. – № 2. – С. 43 – 49.
13. *Jalinat A.* In-orbit behaviour of SPOT 1, 2 and 3 solar arrays / *Jalinat A., Pcart G. Samson P.* // Proc. of the Fifth European Space Power Confer. – Tarragona, Spain, 1998. – № ESA SP-416. – P. 627 – 631.
14. *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.
15. *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.
16. Модель космоса -82. В 2 т. Т. 2. / Под ред. Н. С. Вернова. – М. : МГУ, 1983. – 770 с.
17. *Раушенбах Г.* Справочник по проектированию солнечных батарей / *Г. Раушенбах*. – М. : Энергоатомиздат, 1983. – 360 с.
18. *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.
19. *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.
20. *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.
21. *Шувалов В. А.* Газоразрядный источник плазмы для модификации потенциала на поверхности диэлектрика / *В. А. Шувалов, А. И. Приймак, В. В. Губин, Н. М. Лазученков и др.* // Приборы и техника эксперимента. – 2002. – Т. 45, № 2. – С. 141 – 144.
22. *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.
23. *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.
24. *Roussel J. F.* Effect of space environment on spacecraft surfaces in sun-synchronous orbits / *J. F. Roussel, I. Alet, D. Fay, A. Preira* // J. Spacecraft and Rockets. – 2004. – V. 41, № 5. – P. 812 – 820.
25. *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.
26. *Pippin H. G.* Contamination effects on the passive optical sample assembly experiments / *H. G. Pippin, L. B. Wol, V. A. Loeb, G. Bohnhoff-Hlavacek* // J. Spacecraft and Rockets. – 2000. – Т. 37, № 5. – P. 567 – 572.

27. *Remanry S.* The THERME Experiment: in-flight measurement of the ageing of thermal control coating / *S. Remanry, F. Serene, R. Nabarra* // Proc. 9-th International Symp. on Materials in a space environment. – Noordwijk : ESTEC, 2003. – P. 585 – 587.
28. *Мак-Даниель И.* Процессы столкновений в ионизованных газах / *И. Мак-Даниель*. – М. : Мир, 1967. – 832 с.
29. Распыление твердых тел ионной бомбардировкой. В 2 т. Т 2 / Под ред. Р. Бериша. – М. : Мир, 1986. – 488 с.
30. *Каминский М.* Атомные и ионные столкновения на поверхности металла / *М. Каминский*. – М. : Мир, 1967. – 507 с.
31. *Koontz S.* Intelsat solar array coupon atomic oxygen flight experiment / *S. Koontz, G. King, A. Dunnet et. al.* // J. Spacecraft and Rockets. – 1994. – V. 31, № 3. – P. 475 – 481.
32. ECSS-E-10-04A. Space environment / ESA-ESTEC. – Noordwijk, Netherlands, 2000. – 219 p.
33. *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.
34. *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.
35. *Anderson P. C.* Survey of spacecraft charging events of the DMSP spacecraft in LEO / *P. C. Anderson* // Proc. 7-th Spacecraft Charging Technology Conf. – 2001. – ESA Sp-476. – P. 331 – 336.
36. *Бабкин Г. В.* Условия возникновения низковольтных электрических дуг между элементами солнечных батарей при радиационной электризации космических аппаратов / *Г. В. Бабкин, Э. А. Гостищев, Л. Ф. Сmealкин, Э. Б. Шошин* // Космонавтика и ракетостроение. – 2003. – №1(30). – С. 75 – 83.
37. *Язушкин Н. И.* Исследование радиационно-электрических процессов в диэлектриках при облучении электронами с энергиями до 100 кэВ / *Н. И. Язушкин, А. И. Сергеев, Э. А. Гостищев* // Модель космоса. В 2 т. Т. 2. – М : Книжный дом Университет, 2007. – С. 341 – 360.

Институт технической механики  
НАН Украины и ГКА Украины,  
Днепропетровск

Получено 12.09.13,  
в окончательном варианте 28.10.13