

УДК 533.27; 539.2

В. А. Шувалов, Н. И. Письменный, Г. С. Кочубей, С. В. Носиков

Институт технічної механіки Національної академії наук України
та Державного космічного агентства України, Дніпропетровськ

ПОТЕРИ МОЩНОСТИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ПОЛЯРНОЙ ИОНОСФЕРЕ И В МАГНИТОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Розроблено розрахунково-експериментальну процедуру прогнозу втрат електричної потужності кремнієвих сонячних батарей КА під час тривалої експлуатації на кругових орбітах у полярній іоносфері та у магнітосфері Землі. Визначено втрати потужності сонячних батарей, обумовлені впливом окремих факторів навколосупутникового середовища. Показано, що інтегральні величини втрат потужності сонячних батарей (з урахуванням впливу окремих факторів навколосупутникового середовища) узгоджуються з результатами супутникових вимірювань.

ВВЕДЕНИЕ

Солнечные батареи (СБ) широко используются на космических аппаратах (КА) в качестве первичного источника электрической энергии. Увеличение энергопотребления и ресурса КА предъявляют жесткие требования к стойкости СБ к воздействию околоспутниковой среды на орбите. Воздействие на СБ комплекса факторов околоспутниковой среды интенсифицирует деграционные 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 [9].

Несмотря на интенсивное развитие в последние годы многопереходных фотоэлектронных преобразователей (ФП) солнечных элементов СБ на основе арсенид-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. 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 СБ, обусловленного 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. Относительная сложность и высокая стоимость натурных испытаний не позволяют считать их приемлемым средством для детального изучения влияния отдельных факторов околоспутниковой среды на СБ, не позволяют выделить их вклад в интегральные характеристики СБ. Поэтому при построении моделей взаимодействия СБ с околоспутнико-

вой 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 по результатам физического и численного экспериментов процедуры прогноза спада мощности СБ из-за длительного воздействия околоспутниковой среды на круговых орбитах в ионосфере и магнитосфере Земли.

КРИТЕРИИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ ФАКТОРОВ 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 [17]

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

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 [5, 13], 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 (пробой с образованием трещин, кратеров,

сквозных каналов, выбросом и оседанием продуктов деструкции материалов СБ на поверхности защитных стекол [2, 3, 17, 20]) по оценке [45] составляют 31 %. Термоциклирование стабилизирует процесс газовой выделенности: снижает выходы радиационного газовой выделенности из углепластика каркаса СБ до 35 % [8]. Загрязнение защитных стекол, в том числе из-за радиационной электризации и термоциклирования, учитывается как отдельный фактор, поэтому можно принять $k_{эл} \approx 0.69$ и $k_{тц} \approx 0.65$.

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: $N^{(M)} = N^{(H)}$; $\Delta T^{(M)} = \Delta T^{(H)}$ ($\Delta T = T_{\max} - T_{\min}$; $T_{\max}^{(M)} \approx T_{\max}^{(H)}$ — максимальная, $T_{\min}^{(M)} \approx T_{\min}^{(H)}$ — минимальная температура СБ на 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 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 зарядания, накопления высоковольтного заряда и равенстве скоростей быстрых (авроральных) электронов используются следующие соотношения для плотностей тока положительных ионов «холодной» плазмы и быстрых авроральных электронов [19]:

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

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 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 $F_0^{(M)} = F_0^{(H)}$ [18].

Условием моделирования воздействия 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 СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ ИЗ-ЗА ВОЗДЕЙСТВИЯ ОКОЛОСПУТНИКОВОЙ СРЕДЫ В МАГНИТОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Геостационарная орбита, 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,

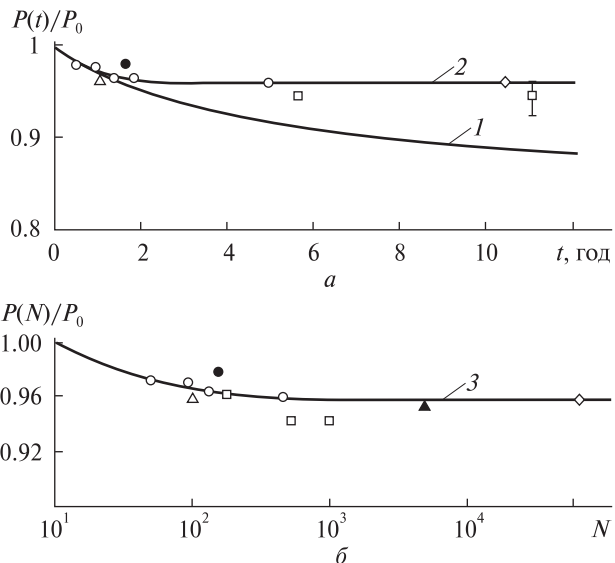


Рис. 1. Изменение нормированной мощности P/P_0 кремниевых солнечных батарей при воздействии ионизирующего излучения и термоциклирования: a — от времени t (кривая 1 — аппроксимация (3) при $\xi = 0.875$ и $\eta = 4.3$, кривая 2 — аппроксимация (3) при $\xi = 0.96$ и $\eta = 1.1$; кружки — данные [17]; точка — [26]; треугольник — [30]; квадратик — [10]; ромбик — [35]); b — от количества термоциклов N (кружки — исследования авторов; точка — данные [26]; светлые треугольники — [30]; квадратик — [10]; ромбик — [35]; темный треугольник — средняя за год величина [31]; кривая 3 — усредняющая зависимость $P(N)/P_0$)

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, a (кривая 1) представлены расчетные значения зависимости изменения нормированной мощности $P(t)/P_0$ кремниевых солнечных батарей во времени, характеризующие влияние ионизирующего излучения в магнитосфере Земли на геостационарной орбите. Расчеты выполнены авторами для СБ из солнечных элементов кремний p -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 бесконечно толстой защитой с тыльной стороны; использовался метод эквивалентных потоков [7, 9].

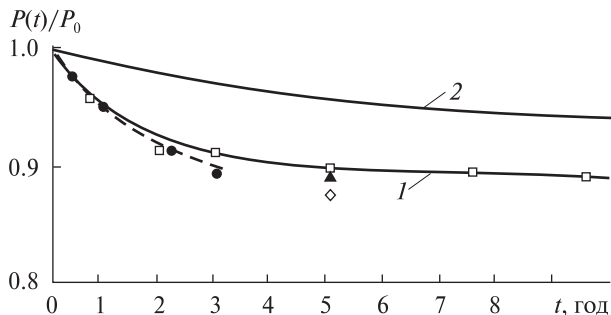


Рис. 2. Зависимость спада нормированной мощности $P(t)/P_0$ кремниевых СБ от времени из-за радиационной электризации и загрязнения защитных стекол: квадратики — результаты измерений на стенде ИТМ, точка — данные [42], темный треугольник — [36], ромбик — [3], штрихи — данные [23], кривая 1 — аппроксимация (3) при $\xi = 0.9$ и $\eta = 1.5$ (радиационная электризация), кривая 2 — аппроксимация (3) при $\xi = 0.94$ и $\eta = 4.59$ (загрязнение)

Кривая 1 на рис. 1, а с погрешностью не более 0.5 % соответствует аппроксимации из [14]

$$P(t)/P_0 = \xi + (1 - \xi) \exp(-t/\eta) \quad (3)$$

для значений $\xi = 0.875$, $\eta = 4.3$.

На рис. 1, а (кривая 2) приведены также результаты исследований влияния термоциклирования на спад электрической мощности кремниевых СБ на геостационарной орбите (GEO) от времени эксплуатации и от количества термоциклов N в вакууме.

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 работах [1, 2, 17, 20, 31].

В экспериментальных исследованиях на плазгодинамическом стенде Института технической механики использовался образец фрагмента односторонней панели СБ размером 10×12 см (солнечные элементы, основание из углепластика и сот алюминия [20]). Влияние радиационной электризации при облучении СБ высокоэнергичными электронами с энергией $3 \leq W_{eh} \leq 35$ кэВ иллюстрируют данные рис. 2.

Продукты газовой выделения, сублимации и деградации 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 защит-

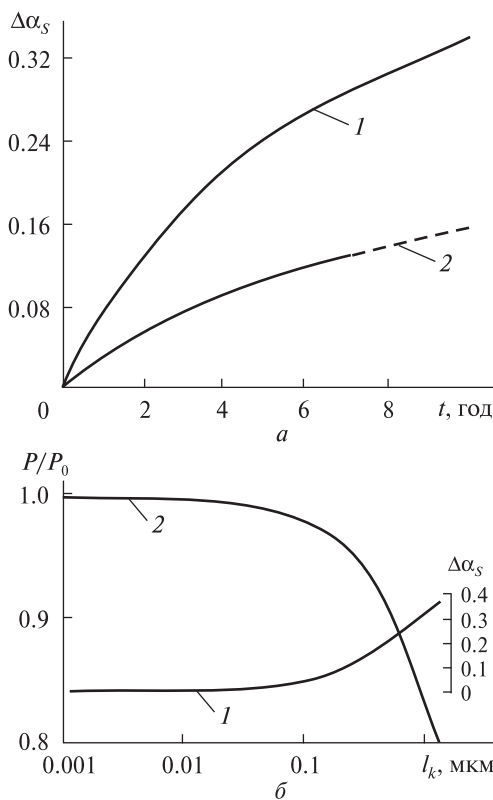


Рис. 3. а — зависимость интегрального коэффициента $\Delta\alpha_s$ поглощения солнечного излучения защитного покрытия СБ (плавленый кварц) от времени эксплуатации t (кривая 1 — значения, рекомендуемые для GEO, 2 — расчет для КА Global Positioning System (GPS, 1/2 GEO) [34]), б — зависимость нормированной мощности P/P_0 и коэффициента $\Delta\alpha_s$ от толщины слоя загрязнения l_k (кривая 1 — зависимость $\Delta\alpha_s(l_k)$ [45], 2 — $P(l_k)/P_0$ для солнечного элемента p -кремний с удельным сопротивлением $\rho = 2$ Ом·см с защитным покрытием из плавленого кварца толщиной $\delta = 0.3$ мм [45])

ных стекол, изменение их оптических свойств, уменьшение потока света, поступающего непосредственно на фотопреобразователь солнечного элемента, и, как следствие, — снижение электрической мощности СБ [26, 34].

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;

- изменение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения плавленного кварца от толщины слоя загрязнения l_k на поверхности защитного стекла (кривая 1 рис. 3, б) [45];

- изменение нормированной мощности СБ $P(l_k)/P_0$ от l_k для солнечных элементов из p -кремния с удельным сопротивлением $\rho = 2 \text{ Ом} \cdot \text{см}$ и защитным покрытием из плавленного кварца толщиной $\delta = 0.3 \text{ мм}$ (кривая 2 рис. 3, б) [45].

Учитывая, что в диапазоне $2 \leq \rho \leq 10 \text{ Ом} \cdot \text{см}$ влияние удельного сопротивления на спад электрической мощности солнечного элемента из p -кремния сказывается только при флюенсах электронов с энергией $1 \text{ МэВ } F_e > 5 \cdot 10^{14} \text{ см}^{-2}$ (т. е. $t > 15$ лет на GEO) [7] приведенные зависимости могут быть использованы для оценки потерь мощности СБ с удельным сопротивлением $2 \leq \rho \leq 10 \text{ Ом} \cdot \text{см}$ при $F_e \leq 5 \cdot 10^{14} \text{ см}^{-2}$. Зависимость $P(t)/P_0$, иллюстрирующая влияние загрязнения защитных стекол на спад мощности кремниевых СБ на GEO, представлена кривой 2 на рис. 2. Эта зависимость с погрешностью до 0.5 % соответствует аппроксимации (3) при $\xi = 0.94$ и $\eta = 4.59$.

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

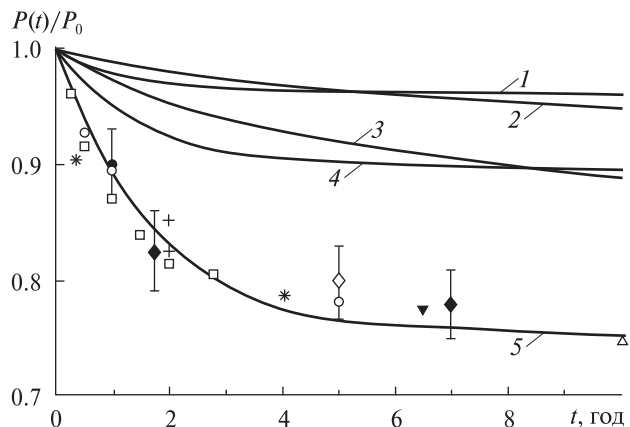


Рис. 4. Изменение нормированной мощности $P(t)/P_0$ кремниевых СБ при длительном воздействии факторов околоспутниковой среды на GEO: кривая 1 — термоциклирование, 2 — загрязнение защитных стекол, 3 — ионизирующее излучение, 4 — электризация, 5 — интегральное воздействие околоспутниковой среды, расчет по формуле (1), квадратики — ИСЗ серии «Intelsat-II» [12], кружки — ИСЗ IDSCS-II (по минимуму тока короткого замыкания [16]), светлые ромбыки — стендовые испытания [7, 28], крестики — ИСЗ ATS-6 [7], темные ромбыки — ИСЗ LES-6 [7], точка — оценка [16], темный треугольник — ATS-5 [7], звездочки — ИСЗ «Intelsat-I» [7, 12] (штрихи соответствуют предельным значениям для части незащищенной поверхности СБ от 0.2 до 5.6 %), светлые треугольники — оценка [32]

толщиной $\delta = 0.3 \text{ мм}$. Интегральная зависимость $P_{\Sigma}(t)/P_0$ (кривая 5 рис. 4), полученная линейным суммированием по формуле (1) результатов воздействия отдельных факторов (кривые 1—4 рис. 4), соответствует данным стендовых и спутниковых измерений [7, 12, 16, 28, 32]. При расчетах значений $P_{\Sigma}(t)/P_0$ принимались значения $k_{\text{тц}} \approx 0.65$, $k_{\text{эл}} \approx 0.69$.

Высокая круговая орбита КА GPS (1/2 GEO). Параметры орбиты КА GPS (Global Positioning System): высота $h \approx 20\,000 \text{ км}$, наклонение $\theta \approx 55^\circ$. На рис. 5 представлена расчетная зависимость мощности $P_{\Sigma}(t)/P_0$ кремниевых СБ космических аппаратов GPS при суммарном воздействии трех факторов: загрязнения защитных стекол из плавленного кварца толщиной $\delta = 0.15 \text{ мм}$, ионизирующего излучения и термоциклирования, согласующаяся с результатами спутниковых измерений [44]. Кривая 1 рис. 5 получена

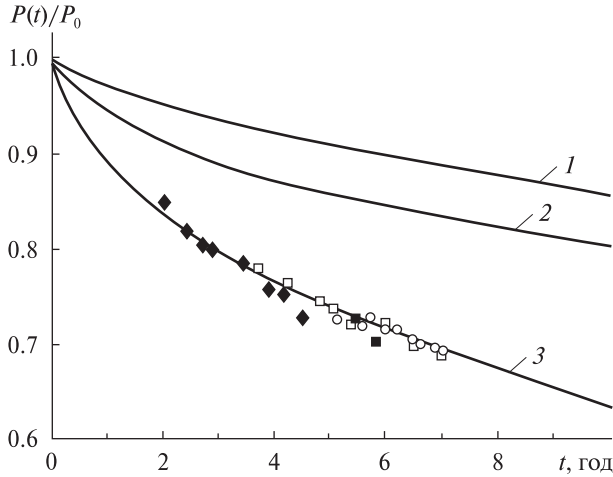


Рис. 5. Зависимость нормированной мощности $P(t)/P_0$ КА GPS от времени t из-за влияния факторов околоспутниковой среды на высокой круговой орбите (1/2 GEO): кривая 1 — влияние загрязнения защитных стекол СБ, 2 — влияние ионизирующего излучения на кремниевые СБ блока II А GPS из [45], 3 — интегральное воздействие околоспутниковой среды (расчет по формуле (1)), кружки — измерения для GPS блока II КА 13—17, кружки — блок II КА 18—21, темные квадратики — блок II-А КА 22—40, светлые квадратики — блок I КА 1—6

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 $P(t)/P_0$ влияния ионизирующего излучения на кремниевые СБ блока II А GPS из [44]. Интегральная энергетическая характеристика мощности СБ (кривая 3 рис. 5) получена линейным суммированием значений кривых 1, 2 рис. 5 и кривой 3 рис. 1, а ($k_{\text{тн}} \approx 0.65$) по формуле (1). Экспериментальные значения мощности СБ из работы [44] нормировались на величину начальной мощности.

ПОТЕРИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ МОЩНОСТИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ ИЗ-ЗА ВОЗДЕЙСТВИЯ ОКОЛОСПУТНИКОВОЙ СРЕДЫ В ИОНОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Круговая солнечно-синхронная орбита (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 экс-

плуатировались: 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. [31, 39, 40, 47].

На рис. 6 (кривая 1) приведены результаты наших 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 работе [40], использовалась величина эквивалентного годового флюенса электронов с энергией 1 МэВ, равная $F_e \approx 3 \cdot 10^{12}$ см⁻².

Зависимость $P(t)/P_0$, иллюстрирующая влияние загрязнения защитных стекол на спад мощности СБ на солнечно-синхронной орбите в полярной ионосфере показана на рис. 6 (кривая 2). При расчетах использовались зависимости толщины пленки загрязнения $l_k(t)$ на оптической поверхности от времени (кривая 2 рис. 7) и $P(l_k)/P_0$ — кривая 2 рис. 3, б. Зависимость $l_k(t)$ на низкой орбите иллюстрирует рис. 7. Кривая 1 — результаты измерений на поверхности СБ космического аппарата MSX (высота $h \approx 903$ км, $\theta \approx 99.4^\circ$). Наша экстраполяция после 100 сут полета представлена кривой 2 на рис. 7. Рост толщины пленки загрязнения составил $\Delta l_k \approx 20$ пм/сут [47]. Кривая 3 рис. 7 — экстраполяция для предельных уровней толщины пленки загрязнения (оптические поверхности МКС) при росте 13 нм/год [37].

Для спутников серии SPOT на солнечно-синхронной полярной орбите ($h \approx 800$ км, $\theta \approx 98^\circ$) годовое число термоциклов $N \approx 5100$ [38]. В таблице приведены результаты годовых измерений потерь мощности из-за термоциклирования кремниевых СБ космического аппарата SPOT-2 [31]. Среднегодовые потери мощности кремниевых СБ космического аппарата SPOT-2 составили 4.1 %. 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 более 5 эВ.

Условия проведения наших исследований влияния АК на изменение электрической мощности кремниевой СБ идентичны условиям, описанным в работе [18]. 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 SiO₂) 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 [6, 11, 15]). 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 Ag₂O, 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 Ag₂O изменялась от +10 до +40 °С. Максимальная толщина оксидной пленки при $F_{O^+} \geq 10^{19} \text{ см}^{-2}$ и температуре токоподвода +25 °С 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 работе [33]. Зависимость изменения $\Delta R/R_0$ от флюенса F_{O^+} атомарного кислорода иллюстрирует рис. 8. 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 [27] составляет $6 \cdot 10^{18} \text{ см}^{-2}$.

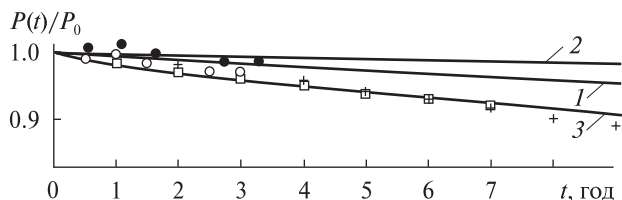


Рис. 6. Изменение нормированной мощности $P(t)/P_0$ кремниевых СБ на солнечно-синхронной орбите из-за воздействия ионизирующего излучения, термоциклирования и загрязнения защитных стекол: кривая 1 — ионизирующее излучение на LEO, 2 — загрязнение защитных стекол, 3 — наш расчет по формуле (1), крестики, квадратики, точки — данные SPOT-1, SPOT-2, SPOT-3 [28]

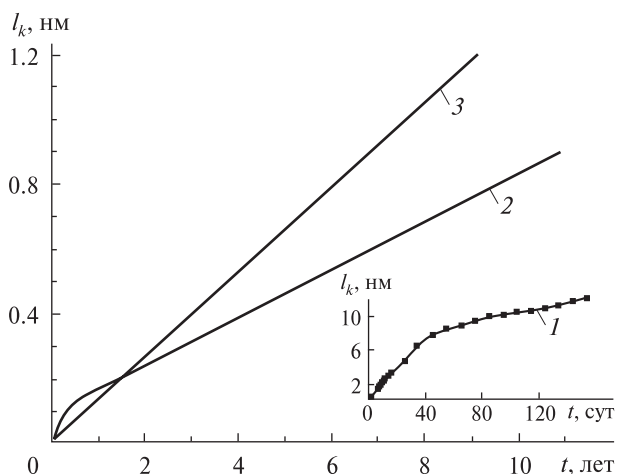


Рис. 7. Изменение толщины пленки загрязнения l_k на оптической поверхности во времени t на низкой орбите: 1 — измерения на поверхности солнечной батареи КА MSX после 100 дней полета [47], 2 — экстраполяция авторов для MSX, 3 — предельные уровни толщины пленки загрязнения на оптических поверхностях МКС [37]

Потери $P_{\text{пт}}/P$ мощности кремниевых солнечных батарей космического аппарата SPOT-2 из-за термоциклирования на полярной орбите

Дата	$\Delta P_{\text{пт}}/P, \%$	Дата	$\Delta P_{\text{пт}}/P, \%$
27.02.1997	4.4	06.10.1997	4.0
13.03.1997	4.2	27.10.1997	4.4
10.04.1997	4.3	01.12.1997	3.8
19.06.1997	4.6	05.01.1998	3.8
31.07.1997	4.0	02.02.1998	3.8
08.09.1997	3.9	04.03.1998	4.0

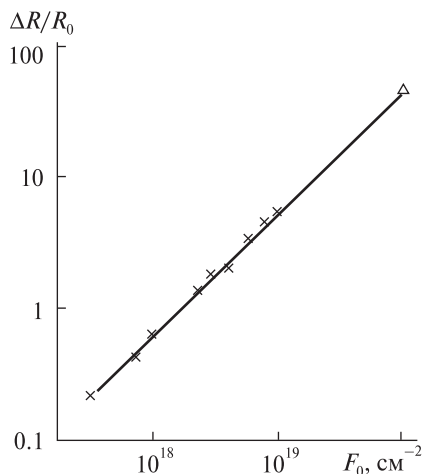


Рис. 8. Зависимость изменения $\Delta R/R_0$ сопротивления токоподводящего контакта от флюенса атомарного кислорода F_{O^+} : крестики — измерения авторов при $+25^\circ\text{C}$, треугольник — измерения на КА «Intelsat-IV» [33]

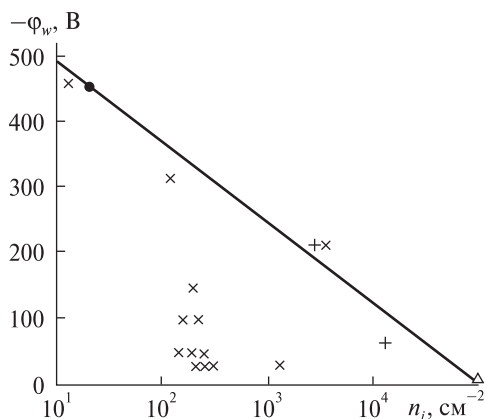


Рис. 9. Потенциалы φ_w , измеренные на поверхности ИСЗ серии DMSP (F-6, F-7, F-13) в тени Земли в зависимости от концентрации положительных ионов в полярной ионосфере: крестики — данные F-6, косые крестики — F-7, точка — F-13, треугольник — данные [21, 25], I — граничная кривая

По результатам наших измерений 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 $\Delta P/P_0$ сол-

нечных батарей спутников серии SPOT пренебрежимо мало.

В полярной ионосфере на высоте $h \approx 840 \text{ км}$, $\theta \approx 90^\circ$ в тени Земли, когда интегральный поток авроральных электронов с энергиями не менее 10 кэВ превосходил $10^8 \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}\text{стер}^{-1}$, при плотности «холодной» ионосферной плазмы менее 10^4 см^{-3} поверхности КА серии DMSP (Defence Meteorological Satellite Program) заряжались до высоких отрицательных потенциалов ($< -100 \text{ В}$) [25, 29]. За 12-летний период (1989—2001 гг.) на КА серии DMSP зарегистрировано 1253 акта высоковольтного заряжения [24]. Электризация диэлектрических поверхностей КА в полярной ионосфере в тени Земли, в отличие от магнитосферы, обусловлена суперпозицией двух воздействий: облучение высокоэнергичными 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 более 10 кэВ $j_{eh} \leq 10 \text{ нА/см}^2$; $n_i^{\text{max}} \approx 10^5 \text{ см}^{-3}$ [21, 25]. Условие $n_i \geq 10^5 \text{ см}^{-3}$ определяет концентрацию ионов потока плазмы, способную 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 $n_i < 10^5 \text{ см}^{-3}$ происходит «мягкая» (без пробоев) нейтрализация высоковольтных зарядов на поверхности СБ [20]. Уровни заряжения (потенциалы), измеренные на поверхности ИСЗ серии DMSP (F-6, -7, -13) в тени Земли в зависимости от концентрации положительных ионов в полярной ионосфере иллюстрирует рис. 9. При плотности тока авроральных электронов $j_{eh} \approx 10 \text{ нА/см}^2$ (с энергией более 14 кэВ) и кон-

центрации ионов $n_i < 100 \text{ см}^{-3}$ на поверхностях КА серии DMSP накапливаются отрицательные потенциалы $-\varphi_W \geq 200 \text{ В}$, при которых возможно формирование электрических разрядов и пробоев [41, 46].

Частота электрических пробоев на ИСЗ серии DMSP коррелирует с числом солнечных пятен и уменьшением концентрации положительных ионов в «холодной» ионосферной плазме. Рис. 10 иллюстрирует характер изменения концентрации положительных ионов на орбите КА серии DMSP за период 1989—2001 гг., измеренной на ИСЗ F-8 ... -14 в северном и в южном полушариях на широтах от 65 до 75° [24]. Если предположить, что условия эксплуатации КА SPOT-1, -2, -3 (1986—1997 гг.) 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 $n_i \approx 100 \text{ см}^{-3}$ возможно возникновение низковольтных дуговых разрядов на поверхностях КА [4, 23, 24].

В диапазоне значений $-\varphi_W$ от 100 до 300 В на стеклах К-208 по оценкам [4, 23] при облучении электронами с энергией порядка 20 кэВ при плотности тока $j_{eh} \approx 10 \text{ нА/см}^2$ число разрядных импульсов равно $\nu_d \leq 100$ в час. Согласно результатам испытаний работы [43, рис. 16] 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 [24].

Интегральные оценки спада мощности солнечных батарей показаны на рис. 6. Кривые 3, 4, 5 — результаты измерений на ИСЗ серии SPOT-1, -2 и -3, кривая 6 — расчетные значения зависимости $P_\Sigma(t)/P_0$, получены линейным суммированием (1) результатов воздействия трех факторов околоспутниковой среды: ионизирующего излучения (кривая 1), загрязнения (кривая 2) и термоциклирования при $k_{\text{тц}} \approx 0.65$. Расчетные значения (кривая 6) согласуются с результатами измерений на ИСЗ серии SPOT-1, -2 и -3 с погрешностью не более 0.5 %. Отклонение

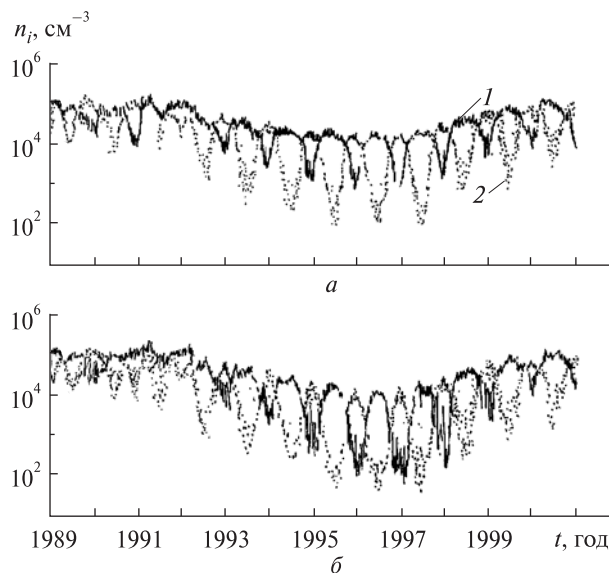


Рис. 10. Изменение концентрации положительных ионов, измеренных на орбите КА серии DMSP за период 1989 — 2001 гг. [24] (1 — северное полушарие, 2 — южное полушарие): а — ИСЗ F-8, F-11, F-13; б — ИСЗ F-9, F-10, F-12, F-14

значений $P_\Sigma(t)/P_0$ для $t \approx 8$ и 9 лет обусловлены влиянием солнечной протонной вспышки при $t = 7$ лет (в 1996 г.) [31].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана расчетно-экспериментальная 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.

Определены зависимости спада мощности СБ, обусловленные влиянием отдельных факторов 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. Акишин А. И. Электроразрядное повреждение солнечных батарей космических аппаратов в магнитосферной и ионосферной плазме // Физика и химия обработки материалов. — 1995. — № 2. — С. 43—49.
2. Акишин А. И., Тютрин Ю. И., Цепляев Л. И. Электроразрядный механизм повреждения солнечных батарей при электронном облучении // Физика и химия обработки материалов. — 1996. — № 6. — С. 56—59.
3. Антонов В. М., Пономаренко А. Г. Лабораторные исследования эффектов электризации космических аппаратов. — Новосибирск: Наука, 1992. — 115 с.
4. Бабкин Г. В., Гостищев Э. А., Смекалкин Л. Ф. и др. Условия возникновения низковольтных электрических дуг между элементами солнечных батарей при радиационной электризации космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. — 2003. — № 1 (30). — С. 75—83.
5. Ермоленко А. Ф. О проверке гипотезы линейного суммирования повреждений // Тр. Москов. энергетического ин-та. — 1974. — Вып. 185. — С. 52—54.
6. Каминский М. Атомные и ионные столкновения на поверхности металла. — М.: Мир, 1967. — 507 с.
7. Крейнин Л. Б., Григорьева Г. М. Солнечные батареи в условиях воздействия космической радиации // Итоги науки и техники. ВИНТИ. Исследование космического пространства. — 1979. — Вып. 3. — 128 с.
8. Куликов И. А., Курпий А. А., Юрлова Г. А. Экспериментальные исследования воздействия факторов космического пространства на долговечность углепластиков // Физика и химия обработки материалов. — 1993. — № 4. — С. 38—46.
9. Летин В. А. Функционирование солнечных батарей в космической среде // Модель космоса: В 2 т. — М.: Книжный дом Университет, 2007. — Т. 2. — С. 561—594.
10. Летин В. А., Заявлин В. Р., Еремин П. А. Комплексное воздействие факторов космического пространства при термовакуумных испытаниях солнечных батарей // Космич. исслед. — 1999. — 37, № 3. — С. 329—331.
11. Мак-Даниель И. Процессы столкновений в ионизованных газах. — М.: Мир, 1967. — 832 с.
12. Модель космоса-82 / Под ред. Н. С. Вернова: В 2 т. — М.: МГУ, 1983. — Т. 2. — 770 с.
13. Переверзев Е. С. Модели накопления повреждений в задачах долговечности. — Киев: Наук. думка, 1995. — 360 с.
14. Присняков В. Ф. К вопросу деградации солнечных батарей на космических аппаратах // Космічна наука і технологія. — 1996. — 2, № 1/2. — С. 73—81.
15. Распыление твердых тел ионной бомбардировкой: В 2 т. / Под ред. Р. Бериша. — М.: Мир, 1986. — Т. 2. — 488 с.
16. Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей. — М.: Энергоатомиздат, 1983. — 360 с.
17. Шувалов В. А., Кочубей Г. С., Губин В. В., Токмак Н. А. Потери мощности солнечных батарей под воздействием околоспутниковой среды на геостационарной орбите // Космич. исслед. — 2005. — 43, № 4. — С. 274—282.
18. Шувалов В. А., Кочубей Г. С., Приймак А. И. и др. Изменение свойств материалов панелей солнечных батарей КА под воздействием атомарного кислорода // Космич. исслед. — 2007. — 45, № 4. — С. 294—304.
19. Шувалов В. А., Приймак А. И., Бандель К. А., Кочубей Г. С. Перенос зарядов быстрыми электронами на подветренные поверхности твердого тела в сверхзвуковом потоке разреженной плазмы // Прикладная механика и техническая физика. — 2008. — 49, № 1. — С. 13—23.
20. 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.
21. Шувалов В. А., Приймак А. И., Губин В. В. и др. Газоразрядный источник плазмы для модификации потенциала на поверхности диэлектрика // Приборы и техника эксперимента. — 2002. — 45, № 2. — С. 141—144.
22. Ягушкин Н. И., Графодатский О. С., Ислаев Ш. Н. Радиационно-электрические явления в диэлектрических материалах космических аппаратов при электризации // Исслед. по геомагнетизму, аэронауке и физике Солнца. — 1989. — Вып. 86. — С. 131—168.
23. Ягушкин Н. И., Сергеев А. И., Гостищев Э. А. Исследование радиационно-электрических процессов в диэлектриках при облучении электронами с энергиями до 100 кэВ // Модель космоса: В 2 т. — М.: Книжный дом Университет, 2007. — Т. 2. — С. 341—360.
24. Anderson P. C. Survey of spacecraft charging events of the DMSP spacecraft in LEO // Proc. 7-th Spacecraft Charging Technology Conf. — 2001. ESA Sp-476. — P. 331—336.
25. Anderson P. C., Koons H. C. Spacecraft charging anomaly a low-altitude satellite in a Aurora // J. Spacecraft and Rockets. — 1996. — 33, N 5. — P. 734—738.
26. Dever J. A., Bruckner E. J., Scheiman D. A. Contamination of space environmental effects on solar cells and thermal control surfaces // J. Spacecraft and Rockets. — 1995. — 32, N 5. — P. 832—838.
27. ECSS-E-10-04A. Space environment / ESA-ESTEC. — Noordwijk, Netherlands, 2000. — 219 p.
28. Goldhammer J. G. Irradiation of solar cell candidates for the ATS-F solar cell experiment // 9-th IEEE Photovolt. Specialists Conf. — N.Y., 1972. — P. 316—328.
29. Gussenhoven M. A., Hardy D. A., Rich F. High-level spacecraft charging in the low-altitude polar and auroral environment // J. Geophys. Res. — 1985. — 90A, N 11. — P. 11009—11023.

30. Harris J. D., Anglin E. J., Hepp A. F., Balley S. G. Space environmental testing of dye-sensitized cells // Proc. 6-th European Space Power Conf. — Porto, Portugal, 2002. — N ESA SP-502. — P. 702—711.
31. Jalinat A., Pcart G., Samson P. In-orbit behaviour of SPOT 1, 2 and 3 solar arrays // Proc. of the Fifth European Space Power Conf. — Tarragona, Spain, 1998. — N ESA SP-416. — P. 627—631.
32. Jones P. A., White S. F., Harvey T. Y., Smith B. S. A high specific power solar array for low mid-power spacecraft // SPRAT XII: Proc. of the space photovoltaic research and technology conf. — NASA, 1992. — N NASA CP-3210. — P. 177—187.
33. Koontz S., King G., Dunnet A., et al. Intelsat solar array coupon atomic oxygen fligt experiment // J. Spacecraft and Rockets. — 1994. — **31**, N 3. — P. 475—481.
34. Leet S. J., Fogdal L. B., Willkinson M. C. Thermo-optical property degradation of irradiated spacecraft surfaces // J. Spacecraft and Rockets. — 1995. — **32**, N 5. — P. 832—838.
35. Letin V. A. Optical radiation and thermal cycling losses of power solar array returned orbital station «Mir» after 10,5 years of operation // Proc. 6-th European Space Power Conf. — Porto, Portugal, 2002. — N SP-502. — P. 713—718.
36. Letin V. A., Bordina N. M., Zayavlin V. R., Chernichkova T. S. An experimental simulation of space environment effects on the solar cell battery // Problems of spacecraft environment interaction: Int. Conf. — Irkutsk, 1992. — P. 110—112.
37. Pippin H. G., Wol L. B., Loeb V. A., Bohnhoff-Hlavacek G. Contamination effects on the passive optical sample assembly experiments // J. Spacecraft and Rockets. — 2000. — **37**, N 5. — P. 567—572.
38. Remanry S., Serene F., Nabarra R. The THERME Experiment: in-flight measurement of the ageing of thermal controlcoating. // Proc. 9-th International Symp. on Materials in a space environment. — Noordwijk: ESTEC, 2003. — P. 585—587.
39. Roussel J. F., Alet I., Fay D., Preira A. Effect of space environment on spacecraft surfaces in sun-synchronous orbits // J. Spacecraft and Rockets. — 2004. — **41**, N 5. — P. 812—820.
40. Santoni F., Piergentili F. Analysis of the Unisat-3 solar array in-orbit performance // J. Spacecraft and Rockets. — 2008. — **45**, N 1. — P. 142—148.
41. Soldi J. D., Yasting D. E., Hardy D., et al. Flight data analysis for the photovoltaic array space power plus diagnostics experiment // J. Spacecraft and Rockets. — 1997. — **34**, N 1. — P. 92—103.
42. Tarasov V. N., Babkin G. V., Morosov E. P. Electrostatic behaviour of solar-cell batteries under condition of radiation electrization // Problems of spacecraft environment interaction: Int. Conf. — Irkutsk, 1992. — P. 58—59.
43. Toyoda K., Matsumoto T., Cho M., et al. Power reduction of solar arrays by arcing under simulated geosynchronous orbit environment // J. Spacecraft and Rockets. — 2004. — **41**, N 5. — P. 854—861.
44. Tribble A. C. Revised estimates of photochemically deposited contamination on the GPS satellites // J. Spacecraft and Rockets. — 1998. — **35**, N 1. — P. 114—116.
45. Tribble A. C., Boyadjian B., Davis J. Contamination control engineering design guidelines for aerospace community // NASA Contractor Report. — 1996. — N 4740. — 126 p.
46. Upschulte B. L., Marinelli W. J., Carleton K. L., et al. Arcing of negatively biased solar cells in a plasma environment // J. Spacecraft and Rockets. — 1994. — **31**, N 3. — P. 493—507.
47. Wood B. E., Hall D. F., Lesmo J. C. Midcourse space experiment satellite flight measurements of contaminants on quartz crystal microbalances // J. Spacecraft and Rockets. — 1998. — **35**, N 4. — P. 533—538.

Надійшла до редакції 07.02.11

V. A. Shuvalov, N. I. Pismenny,
G. S. Kochubey, S. V. Nosikov

POWER LOSSES FOR SOLAR ARRAYS OF A SPACECRAFT IN THE EARTH'S POLAR IONOSPHERE AND MAGNETOSPHERE

We developed a calculating-experimental procedure for the forecast of electrical power losses of spacecraft silicon solar arrays during long-term operation in circular orbits within the Earth's polar ionosphere and magnetosphere. Power losses of solar arrays due to the effect of individual factors of the environment around a spacecraft are determined. It is shown that integral values for power losses of solar arrays, with consideration for the effect of individual factors of the environment around a spacecraft, agree with satellite measurement results.