

УДК 533.27; 539.2

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

Інститут 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 натуральных 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  $\Delta P_{\Sigma}$  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 «М» — моделирование; «H» — орбита).

Условием эквивалентности термоциклических воздействий при физическом моделировании в вакууме является равенство количества  $N$  и размаха термоциклов:  $N^{(M)} = N^{(H)}$ ;  $\Delta T^{(M)} = \Delta T^{(H)}$  ( $\Delta T = T_{\max} - T_{\min}$ ;  $T_{\max}^{(M)} \approx T_{\max}^{(H)}$  — 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 заряжения, 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.

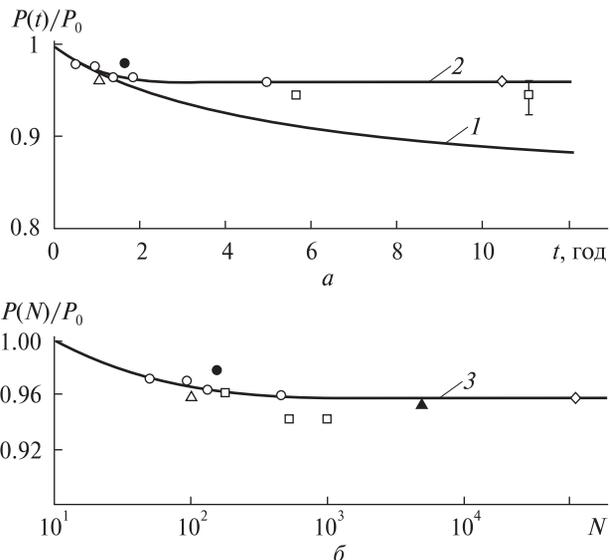
Для полярной ионосферы на высотах 300... 800 км в дополнение к воздействию ионизирующего излучения, термоциклирования в вакууме, загрязнения защитных стекол и электризации авроральными электронами добавляется воздействие атомарного кислорода (АК). Моделирование физико-химического воздействия АК определяется 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

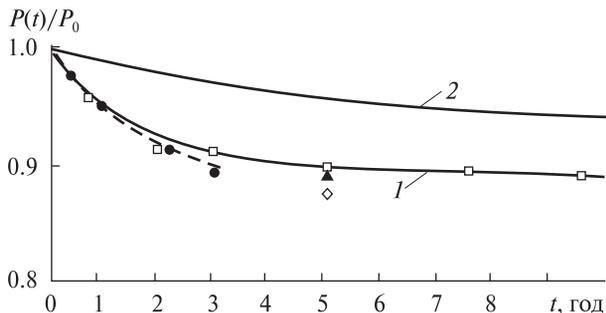
**Геостационарная орбита, высота  $h \approx 36\ 000$  км, наклонение  $\theta \approx 0^\circ$ .** Основными факторами воздействия околоспутниковой среды на солнечные батареи геостационарных космических аппаратов являются: ионизирующее излучение,



**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 плавленного 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]

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

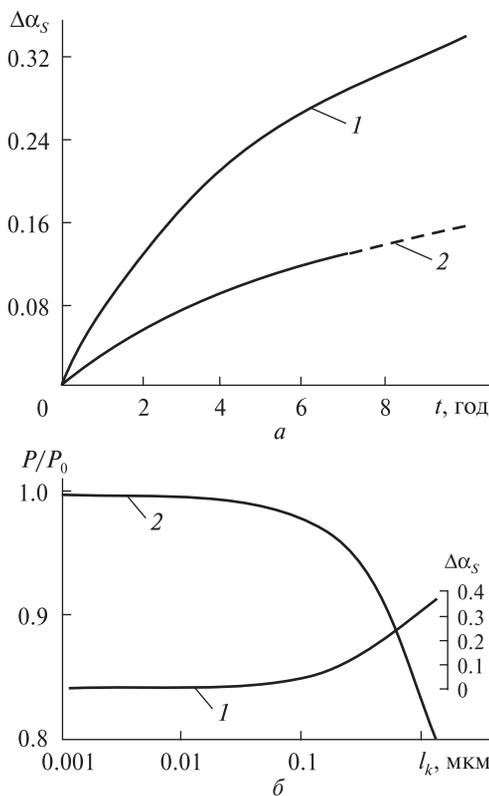
для значений  $\xi = 0.875$ ,  $\eta = 4.3$ .

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  $10 \times 12$  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  $\alpha_{0s}$  — 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

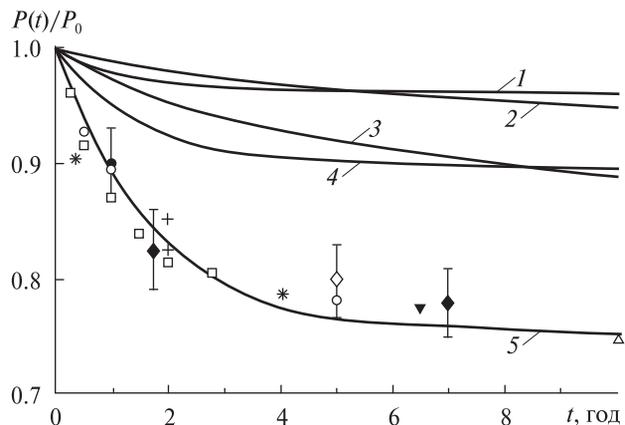
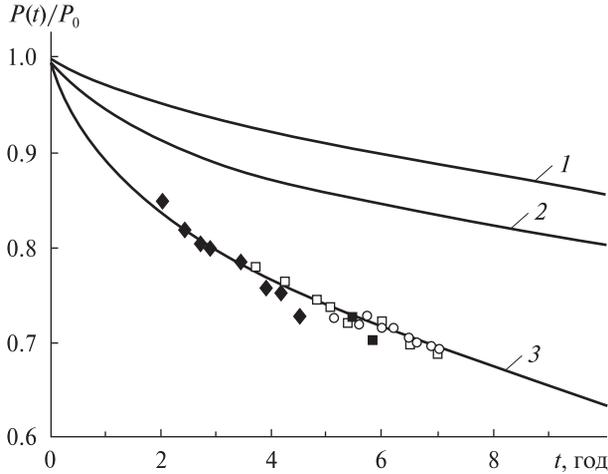


Рис. 4. Изменение нормированной мощности  $P(t)/P_0$  кремниевых СБ при длительном воздействии факторов околоспутниковой среды на GEO: кривая 1 — термоциклирование, 2 — загрязнение защитных стекол, 3 — ионизирующее излучение, 4 — электризация, 5 — интегральное воздействие околоспутниковой среды, расчет по формуле (1), квадратики — ИСЗ серии «Intelsat-II» [12], кружки — ИСЗ IDSCS-II (по минимуму тока короткого замыкания [16]), светлые ромбы — стендовые испытания [7, 28], крестики — ИСЗ ATS-6 [7], темные ромбы — 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<sup>-2</sup>.

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 SiO<sub>2</sub>) 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 Ag<sub>2</sub>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 Ag<sub>2</sub>O 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  $6 \cdot 10^{18} \text{ см}^{-2}$ .

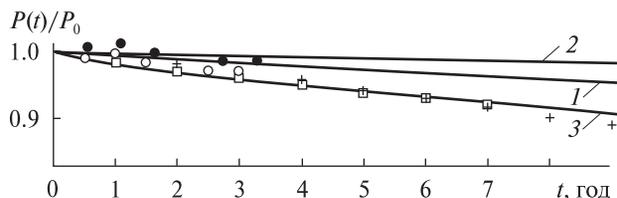


Рис. 6. Изменение нормированной мощности  $P(t)/P_0$  кремниевых СБ на солнечно-синхронной орбите из-за воздействия ионизирующего излучения, термоциклирования и загрязнения защитных стекол: кривая 1 — ионизирующее излучение на LEO, 2 — загрязнение защитных стекол, 3 — наш расчет по формуле (1), крестики,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

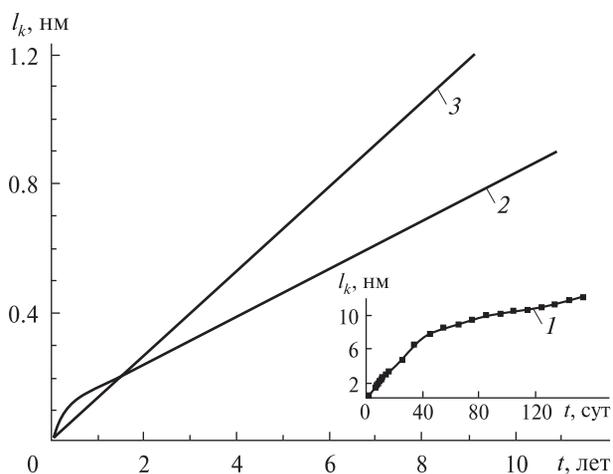
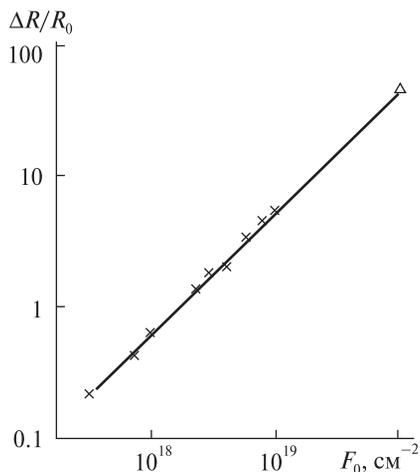


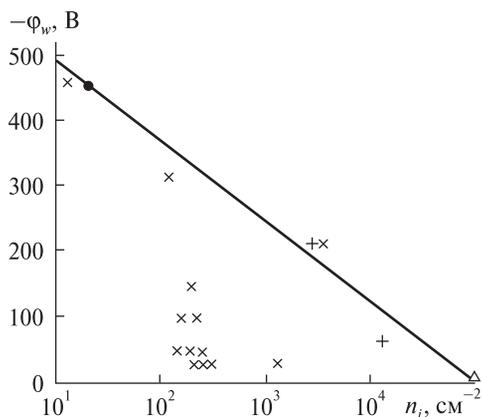
Рис. 7. Изменение толщины пленки загрязнения  $l_k$  на оптической поверхности во времени  $t$  на низкой орбите: 1 — измерения на поверхности солнечной батареи КА MSX после 100 дней полета [47], 2 — экстраполяция авторов для MSX, 3 — предельные уровни толщины пленки загрязнения на оптических поверхностях 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  $\varphi_w$ , 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  $10 \text{ кэВ}$  превосходил  $10^8 \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}\text{стер}^{-1}$ , при плотности «холодной» ионосферной плазмы менее  $10^4 \text{ см}^{-3}$  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  $10 \text{ кэВ}$   $j_{eh} \leq 10 \text{ нА/см}^2$ ;  $n_i^{\text{max}} \approx 10^5 \text{ см}^{-3}$  [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  $14 \text{ кэВ}$ ) 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  $75^\circ$  [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

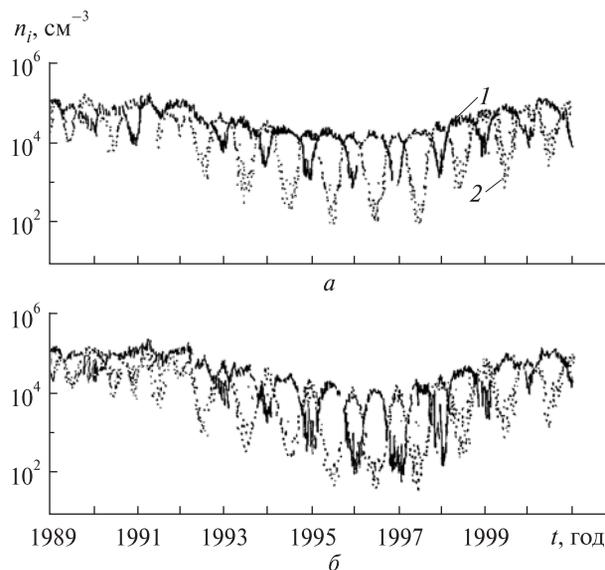


Рис. 10. Изменение концентрации положительных ионов, измеренных на орбите КА серии DMSP за период 1989 — 2001 гг. [24] (1 — северное полушарие, 2 — южное полушарие): а — ИСЗ F-8, F-11, F-13; б — ИСЗ F-9, F-10, F-12, F-14

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., Исляев 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.