

УДК 620.91

Ю.Б. ВАСИЛЬЕВ*Московский авиационный институт (Государственный технический университет)*

РАДИАЦИОННАЯ ДЕГРАДАЦИЯ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ ПРИ РАБОТЕ В КОСМОСЕ¹

Рассмотрены проблемы работы солнечных батарей в радиационных поясах Земли. Приведена методика расчета радиационных потерь. Показаны возможные пути уменьшения потерь мощности СБ с целью увеличения ресурса работы космических летательных аппаратов.

солнечный ветер, электроны, протоны, солнечные батареи, дефекты структуры полупроводника, радиационная защита, траектория полета КА, апоцентр, перицентр

Введение

Радиационные пояса образуются в результате захвата заряженных частиц солнечного ветра, проникающих через полярные зоны, магнитным полем земного шара. Захваченные электроны и протоны диффундируют от одного полюса к другому по спирали вокруг силовых линий магнитного поля, образуя электронный и протонный радиационные пояса.

При работе в радиационных поясах лицевая и тыльная поверхности солнечной батареи (СБ) подвергаются бомбардировке заряженными частицами (протонами и электронами), захваченными магнитным полем Земли.

1. Механизм радиационного повреждения

Проникая вглубь полупроводника, заряженные частицы создают в его объеме точечные и групповые дефекты, которые становятся эффективными центрами рекомбинации электронно-дырочных пар. Действие этого механизма сопровождается уменьшением коэффициента собирания зарядов и, как следствие, падением тока полезной нагрузки. Чем выше энергия частицы, тем глубже в материал она проникает, тем больше порождается дефектов и тем выше скорость деградации СБ по току. Основной причиной деградации по

напряжению являются дефекты структуры материала вблизи поверхности полупроводника (непосредственно в области п-р-перехода), которые приводят к образованию точечных пробоев п-р-перехода и уменьшению шунтирующей нагрузки сопротивления. Этот механизм является основным повреждающим фактором при бомбардировке рабочей поверхности СБ протонами и электронами сравнительно низких энергий (< 1 МэВ), не способных проникать глубже поверхностного слоя.

2. Структура радиационных поясов

Как известно, [1] захваченная радиация подразделяется на две области – внутреннюю и внешнюю. Основной компонентой внутреннего пояса являются протоны, а внешнего электроны. Протонный пояс простирается от высот $H = 500\text{--}800$ км до $H = 12000\text{--}16000$ км. Чем выше энергия протонов, тем в более узкой области пространства они распределены. Максимальная энергия протонов внутреннего пояса на высоте $H = 2000$ км достигает величины $700\text{--}800$ МэВ. Дифференциальный энергетический спектр протонов рекомендуется аппроксимировать степенной функцией вида $E^{-1.8}$ [1]. Такая зависимость справедлива для протонов в диапазоне энергий от 75 до 700 МэВ. Протонов с энергией больше 700 МэВ в радиационных поясах Земли практически

¹Ю.Б. Васильев на при поддержке гранта РФФИ № 07-01-12060

нет. В максимуме внутреннего радиационного пояса, соответствующего высоте $H=3000\text{--}3500$ км, в области магнитного экватора поток протонов с энергией больше 40 МэВ составляет $2.77 \cdot 10^4 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$. [1]

Характерной особенностью пространственного распределения электронов различных энергий является наличие двух максимумов, соответствующих внутреннему ($H=3000\text{--}6000$ км) и внешнему ($H=25000\text{--}30000$ км) поясам космической радиации [1]. Экваториальные потоки электронов в этих поясах составляют $10^5\text{--}10^7 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ для $E_e > 1$ МэВ, $10^7\text{--}5 \cdot 10^7 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ для $E > 150$ КэВ, $10^8 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ для $E > 40$ КэВ.

Экспериментально-теоретические исследования процесса деградации показали, что скорость снижения выходных параметров СБ, работающей в радиационных поясах Земли, зависит не только от вида и энергии бомбардирующих поверхность частиц, но и от внутренней структуры ячейки и толщины защитного стеклянного покрытия. Большое количество разнообразных факторов, влияющих на процесс деградации СБ, затрудняют исследования и заставляют искать какие-то общие подходы, хотя бы в части учета пространственно-энергетического распределения потоков заряженных частиц. Один из возможных вариантов решения проблемы реализован на практике и изложен в техническом отчете JPL (США) [2]. Сущность его состоит в том, что воздействие на СБ протонов и электронов всего энергетического спектра сводится к эквивалентному (по степени радиационного повреждения) воздействию моноэнергетического потока электронов со стандартной энергией $E = 1$ МэВ. При этом эквивалентные величины коэффициентов радиационного повреждения для протонов и электронов различных энергий устанавливаются по результатам наземных и летных испытаний ячеек из кремния и арсенида галлия с внутренними структурами разной степени сложности.

Модель имеет две части – эквивалентную модель космического пространства, в которой для заданной высоты и времени полета на этой высоте, а также наклона орбиты и толщины защитного покрытия СБ вычисляются эквивалентные поглощенные дозы электронов D_e , протонов D_p и их сумма D_{Σ} , ($1/\text{см}^2$).

Вторая часть – модель радиационной деградации выходных параметров СБ: плотности тока короткого замыкания J_f , напряжения холостого хода U_m , оптимальной плотности тока J_{opt} , оптимального напряжения U_{opt} и максимальной удельной мощности N_{smax} . Величины выходных параметров даны как в абсолютном, так и в относительном видах.

На основе эквивалентной модели космоса и значений коэффициентов повреждения для 30 типов СБ, приведенных в отчете [2], в НИИПМЭ МАИ была разработана программа BUKSIR, позволяющая расчетным путем оценивать степень деградации любой из 30 типов солнечных батарей с заданной толщиной защитного покрытия в зависимости от высоты полета космического аппарата, наклона орбиты и времени работы СБ на этой орбите. Задавая указанные выше параметры, можно вычислить накопленные эквивалентные дозы от электронов, протонов, их сумму и относительную электрическую мощность батареи.

3. Расчеты радиационной деградации СБ

С помощью программы BUKSIR были проведены расчеты зависимостей суммарной эквивалентной дозы от высоты круговой орбиты с наклоном $51,6$ градуса для двух значений толщины защитного стекла (100 и 200 мкм) и времени полета 10 суток. Результаты расчетов в диапазоне высот от 500 до 36000 км с шагом 500 км в табличном виде вводились в программы баллистических расчетов траектории полета на этапе раскрутки КА у Земли вместе с экспериментальными данными по деградации электрической мощности трех типов космических

солнечных батарей (на основе аморфного и монокристаллического кремния, а также трехкаскадного арсенида галлия). Экспериментальные результаты для монокристалла кремния и трехкаскадного арсенида галлия, представленные в виде таблиц, [3] в диапазоне $10^{12} < D_{\Sigma} < 3,5 \cdot 10^{15}$ аппроксимировались аналитическими зависимостями:

α -Si – аморфный кремний:

$$N/N_0 = 1 - 0,047 \cdot \log\left(\frac{D_{\Sigma}}{10^{13}}\right) - 3,548 \cdot 10^{-4} \cdot \left[\log\left(\frac{D_{\Sigma}}{10^{13}}\right)\right]^{3,43};$$

Si-монокристалл:

$$N/N_0 = 1 + 0,0241 \cdot \log\left(\frac{D_{\Sigma}}{10^{12}}\right) - 0,0466 \cdot \left[\log\left(\frac{D_{\Sigma}}{10^{12}}\right)\right]^{1,8};$$

GaInP₂/GaAs/Ge:

$$N/N_0 = 1 - 0,00841 \cdot \log\left(\frac{D_{\Sigma}}{10^{12}}\right) - 0,00614 \cdot \left[\log\left(\frac{D_{\Sigma}}{10^{12}}\right)\right]^{2,8}.$$

Результаты расчетов десятисуточной деградации мощности СБ на основе монокристаллического кремния с толщиной защиты 0,1 мм для стационарных круговых орбит с углом наклона 51,6° в функции высоты орбиты H представлены на рис. 1.

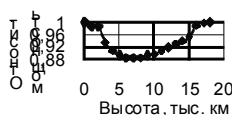


Рис. 1. Высотная деградация СБ

Рис. 1 показывает, что наиболее опасным диапазоном высот для аппаратов, работающих на стационарных круговых орбитах, являются высоты от 3 до 10 – 12 тысяч км, т.е. область наиболее жесткой протонной компоненты. В этой области следует использовать СБ с более толстой защитой, несмотря на увеличение массы КА.

Для расчета деградации мощности СБ, эксплуатируемых на стационарных эллиптических орбитах, была разработана программа BUKSIP-2, сущность которой заключается в следующем. Эллиптические орбиты в этой программе задаются высотами пери-

центра H_p , апоцентра H_a (тыс. км.) и углом наклона φ . Расчет производится в следующем порядке:

1) весь диапазон траектории орбиты от H_p до H_a разбивается на ряд эшелонов высот величиной $\Delta H = 500 - 1000$ км. в зависимости от H_a ;

Далее последовательно вычисляются:

2) эксцентриситет орбиты

$$e = \frac{H_a - H_p}{H_a + H_p + 2 \cdot R_z},$$

где $R_z = 6,37$ – радиус Земли, тыс. км;

3) большая полуось эллипса

$$a = \frac{H_p + R_z}{1 - e};$$

4) параметры входа (b_1), выхода (b_2) в i -й эшелон высот:

$$b_{1i} = \frac{a - H_{1i} - R_z}{a \cdot e};$$

$$b_{2i} = \frac{a - H_{2i} - R_z}{a \cdot e};$$

5) эксцентрические аномалии

$$E_{k1} = \frac{\pi}{2} - \arctg \frac{\sqrt{1 - b_{1i}^2}}{b_{1i}};$$

$$E_{k2} = \frac{\pi}{2} - \arctg \frac{\sqrt{1 - b_{2i}^2}}{b_{2i}};$$

6) время полета в i -м эшелоне, час

$$\Delta t_i = \sqrt{\frac{a^3}{3,986}} \cdot \frac{1}{18} \cdot [(E_{k2} - e \cdot \sin E_{k2}) - (E_{k1} - e \cdot \sin E_{k1})].$$

В качестве примера был проведен расчет радиационной деградации мощности СБ на основе монокристаллического кремния с толщиной защитного стекла $\delta = 0,181$ мм космического аппарата «Молния», работающего на 12-часовой эллиптической орбите со следующими параметрами: $H_p = 1000$ км, $H_a = 40000$ км, $\varphi = 64^\circ$. Распределение потерь относительной мощности СБ по годам эксплуатации дано на рис. 2. Отдельными точками показаны экспериментальные результаты, полученные по данным телеметрических измерений с орбиты КА «Молния».

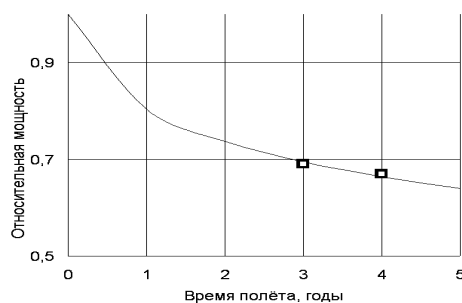


Рис. 2. Динамика радиационной деградации мощности СБ № 7120 по времени эксплуатации КА «Молния»

Деградация СБ космических буксиров

Особое значение приобретает проблема радиационной деградации СБ космических буксиров с электроракетными двигателями (ЭРД), предназначенных для доставки полезных грузов с опорной орбиты на геостационарную орбиту (ГСО).

Транспортной операцией по доставке полезного груза с поверхности Земли на (ГСО) с использованием электроракетного транспортного модуля (ЭРТМ) предусматривается три этапа:

- ракеты-носители типа «Онега», стартующие с космодрома Плесецк, выводят на околоземную круговую орбиту с высотой 200 км и углом наклона 62,8 град космический аппарат (КА), в состав которого входят разгонный блок (РБ) и электроракетный транспортный модуль;

- РБ на базе ЖРД формирует эллиптическую опорную орбиту с определенными значениями высот апоцентра, перицентра и угла наклона;

- ЭРТМ на базе электроракетного двигателя и солнечных батарей переводит аппарат с опорной орбиты на ГСО с возможностью использования СБ в качестве источника электропитания КА, эксплуатируемого в дальнейшем на геостационарной орбите.

В этой транспортной операции для сохранения работоспособности СБ необходимо правильно выбрать параметры опорной орбиты, при которых масса полезного груза на ГСО будет максимальна при минимальной деградации СБ. Особенно важно с помощью разгонного блока сформировать высоко-

эллиптическую орбиту с высотой апоцентра далеко за пределами внутреннего радиационного пояса. Хотя при этом потребуется дополнительное топливо для химического разгонного блока, но значительно сократится суммарное время пребывания ЭРТМ в области жесткого протонного пояса. Дело в том, что скорости полета в области апоцентра минимальны, а время полета максимально. Вторым важным решением является выбор оптимальной толщины защитного стекла СБ, так как при увеличении толщины стекла его масса растет быстрее, чем его защитные свойства. Таким образом, подобная двухпараметрическая оптимизация траектории полета ЭРТМ, синтезированная с баллистическим расчетом, позволит решить проблему доставки максимального полезного груза с поверхности Земли на ГСО при минимальной величине деградации СБ и при ограниченном времени буксировки (порядка трех месяцев). Предварительные расчеты показали возможности доставки на ГСО полезной массы 1980 кг при электрической мощности СБ 10 кВт, времени буксировки 180 суток с опорной орбиты ($H_p = 500$ км, $H_a = 64990$ км, $\varphi = 58,5^\circ$) с помощью ракеты-носителя «Союз-2-1б» и разгонного блока «Фрегат».

Литература

1. Акишин А.И., Вернов С.Н. Физические основы радиационной деградации полупроводниковых фотопреобразователей. Модель космоса. – Т. 2. – М.: МГУ, 1976. – 280 с.
2. Tada H.I., Carter J.R., Anspaugh B.E., Downing R.G. Solar Cell Radiation Handbook JPL Publication 82-69, 1982. – 216 p.
3. Интернет-ресурс, ОАО «Сатурн» – Солнечные батареи [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.saturn.kuban.ru/2.html>.

Поступила в редакцию 6.06.2007

Рецензент: член-корреспондент РАН, д-р техн. наук Г.А. Попов, Московский авиационный институт (Государственный технический университет), Москва.