

УДК 629.78.064

## К вопросу о деградации солнечных батарей на космических аппаратах

В. Ф. Присняков

Дніпропетровський державний університет

Надійшла до редакції 18.03.96

---

Розглядається процес зниження ефективності сонячних батарей космічних апаратів, під дією космічної радіації. Пропонується елементарна математична модель, що описує процес деградації фотоперетворювачів. Аналізується відповідність між розрахунками по отриманій формулі  $I = \varphi + (1 - \varphi)\exp(-\tau/\theta)$  та експериментальними даними, на основі чого знаходяться значення параметрів  $\varphi$  та  $\theta$ , які дають можливість робити на етапі проектування оцінку зниження у часі вихідних характеристик сонячних батарей супутників, інших космічних апаратів.

---

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время полупроводниковые фотопреобразователи (ФП) являются одним из основных источников электрической энергии на космических аппаратах. Однако воздействие космической радиации на солнечные батареи (СБ) со временем приводит к снижению их эффективности. Поэтому важнейшей проблемой, определяющей конструкцию ФП, их проектирование и эксплуатацию, является обеспечение стойкости к воздействию космических лучей и частиц, захваченных магнитным полем Земли. К числу основных вредно действующих факторов космического излучения относятся потоки электронов и протонов, которые оказывают особо сильное разрушающее действие на фотоэлементы. В частности, последствие воздействия электронов заключается в уменьшении фоточувствительности в красной и ИК-областях спектра, т. е. в снижении тока, генерируемого при поглощении света с большими длинами волн. Облучение протонами вызывает более значительные повреждения ФП, чем электронами. Общая картина возникновения дефектов при облучении полупроводника представляется следующей. Проникающая в полупроводник заряженная частица теряет свою энергию при столкновениях с атомами решетки. Результатом столкновения может быть ионизация, смеще-

ния и даже ядерная реакция. Возникновение радиационных дефектов в кристаллах полупроводников сопровождается изменением равновесной концентрации носителей тока вследствие захвата их уровнями дефектов. Это проявляется в уменьшении тока короткого замыкания и снижении напряжения холостого хода (фото-ЭДС). Ухудшение свойств солнечных батарей обычно принято называть *деградацией*. Так как действие космической радиации ограничивает срок службы СБ, а следовательно, и всего космического аппарата, очень важно уметь определять изменение их мощности (тока) в зависимости от времени пребывания на орбите.

### ИСХОДНЫЕ ПРЕДПОСЫЛКИ

Так как радиационные дефекты в кристаллах полупроводников приводят к изменению равновесной концентрации носителей тока, то можно условно представить модель солнечного элемента в виде «черного ящика», в который поступает солнечный свет, а выходит ток. Внутри же «ящика» электроны и дырки свободно передвигаются по всему объему проводника. Изменение во времени стационарной концентрации неосновных носителей заряда в полупроводниковой структуре, возникающей при заданных условиях облучения, определяется уравне-

нием с релаксационным членом (Раушенбах, 1983):

$$dN/d\tau = -(N - N_\infty)/\theta, \quad (1)$$

где  $N_\infty$  — предельная концентрация;  $\theta$  — постоянная времени процесса деградации солнечных элементов, которая зависит от интегрального облучения, материала солнечного элемента, покрытия и т. п.;  $\tau$  — время облучения фотоэлементов.

Если  $N_0$  — концентрация носителей в начальный момент, то уравнение (1) можно переписать в нормированном виде:

$$d\bar{N}/d\tau = -(\bar{N} - \varphi)/\theta. \quad (2)$$

Здесь  $\bar{N} = N/N_0$ ;  $\varphi = N_\infty/N_0$  (зависит от степени облучения материала фотоэлемента, покрытия и т. п.).

Очевидно, что нормированная концентрация носителей тока  $\bar{N}$  пропорциональна полному току (по отношению к его начальному значению  $\bar{I} = I/I_0^*$  и мощности  $\bar{U} = U/U_0$ ). Решение (2) будет иметь вид\*\*

$$\bar{U} = \bar{I} = \varphi + (1 - \varphi)\exp(-\tau/\theta). \quad (3)$$

Формула (3) дает аналитическое выражение деградационной характеристики, т. е. выражение зависимости тока или мощности фотопреобразователя от времени его пребывания в условиях радиационного облучения. Параметры  $\varphi$  и  $\theta$  на первом этапе находятся из условий эксперимента. Но так как они имеют универсальный характер и изменяются только при изменении материала полупроводника, степени радиационного облучения и т. п., то полученные их значения можно использовать при прогнозе деградации батарей. Очевидно, что при подготовке к полету необходимо знать, как будет изменяться в процессе эксплуатации ток или мощность СБ.

#### ПРОВЕРКА МОДЕЛИ.

##### ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ $\theta$ И $\varphi$

Имеется большое количество экспериментально снятых деградационных характеристик, полученных в условиях функционирования конкретных спутников. Последние и наиболее надежные данные по деградации арсенид-галлиевых батарей в космосе одного из английских спутников STRV-1B приведены в работе Goodbody, Kimber (1995). Этот спутник был запущен на геостационарную орбиту

в 1994 г. и имел три солнечных панели из GaAs/Ge (панели  $-Y$ ,  $-X$ ,  $+Y$ ) и одну панель ( $-X$ ) из GaAs/GaAs. Обработка экспериментальных деградационных кривых (см. рис. 1) показала, что согласование расчетов по формуле (3) с экспериментальными данными имеет место при следующих значениях параметров:  $\theta = 180$  сут,  $\varphi = 0.92$ ;  $0.917$ ;  $0.913$  (для GaAs/Ge) и  $\varphi = 0.895$  (GaAs/GaAs). Для рассматриваемого спутника, находящегося на орби-

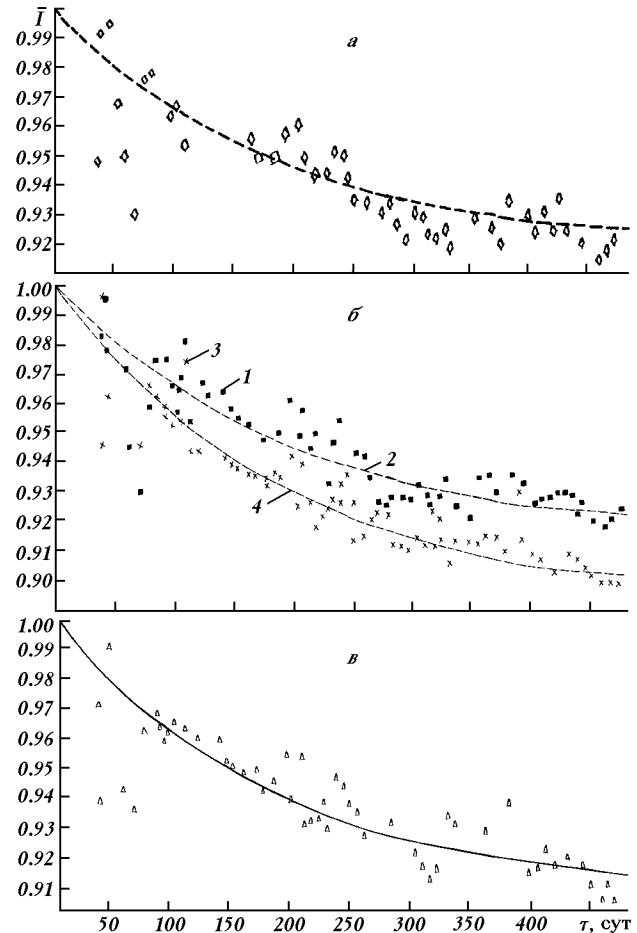


Рис. 1. Деградация тока солнечных панелей из GaAs/Ge ( $-Y$ ) спутника STRV-1B в течение времени пребывания на орбите (нормализация тока по отношению к среднему 3-дневному значению): *a* — опытные точки и расчетная кривая, полученная для панели из GaAs/Ge ( $-Y$ ) по формуле (3) при  $\theta = 180$  сут и  $\varphi = 0.92$ ; *б* — для панелей  $-X$ , GaAs/Ge (1),  $+X$ , GaAs/GaAs (3), расчеты по формуле (3): 2 — при  $\theta = 180$  сут,  $\varphi = 0.917$  и 4 — при  $\theta = 180$  сут,  $\varphi = 0.895$ ; *в* — для панели из GaAs/Ge ( $+Y$ ) спутника STRV-1B и расчет по формуле (3) при  $\theta = 180$  сут,  $\varphi = 0.913$

\* Можно показать, что полный ток включает, как часть, фототок, т. е. деградация величины полного тока пропорциональна деградации собственно фототока.

\*\* Такой же вид и у кривой потери информации памятью человека (Присняков, Приснякова, 1984). Здесь подтверждается аналогия между деградацией информации в памяти и деградацией СБ.

Таблица 1. Некоторые характеристики солнечных батарей спутников

Спутник, солнечная батарея	Апогей, км	Перигей, км	Угол наклона, град	Дата запуска	Тип элемента	Защита	Время 25 % спа-да тока	$\theta$ , сут	$\varphi$	Маркировка элемента
STRV-1B	36000	200		17.06.94	GaAs/Ge			180	0.92	-Y
					GaAs/Ge			180	0.917	-X
					GaAs/Ge			180	0.913	+X
					GaAs/GaAs			180	0.895	+X
«Pegasus»	2537	363	70	03.08.94	Si	200МК FS		150	0.84	
					GaAs/Ge	100МК CMX		120	0.91	
					GaAs/CIS	50МК CMX		160	0.94	
					AlGaAs/GaAs	600МК FS		120	0.945	
					GaAs/GaSb	с концентратором		140	0.965	
					Si (аморфный)	500 МК CMX		70	0.6	
«Релей-1»	7400	1300	47.5	13.12.62	InP	150МК FS		150	0.935	
					Si, <i>n-p</i>	1.5 мм кварцевое стекло	480	90	0.76	
					Si, <i>n-p</i>	0.76 мм кварцевое стекло	197	60	0.75	
					Si, <i>p-n</i>	1.5 мм	47	55	0.55	
«Телестар-1»	5690	953	44.9	10.07.62	Si, <i>p-n</i>	0.76 мм		32	0.5	
					<i>n-p</i>	0.76 мм сапфир	300	120	0.715	(Вернов, 1983)
								160	0.75	(Васильев, Ландсман, 1971)
«Телестар-2»	10800	972	42.8	07.05.63	<i>n-p</i>	0.76 мм сапфир	800	200	0.79	
«Prospero»	1582	547	82	09.74	<i>n-p</i>			180	0.915	
«Интелсат-II»		геостационар		F-III	<i>n-p</i>			360	0.8	
«Интелсат-IV»		геостационар		F-II	<i>n-p</i>			300	0.915	
STL					<i>n-p</i>			1200	0.5	
BTL								400	0.45	
BTL					<i>p-n</i>			30	0.3	
«Молния-I»					Si	1 мм		100	0.933	соответствующее покрытие см. в табл. 3
					Si (непросветленный)	1 мм		80	0.911	
					Si	30 мкм		40	0.244	
					Si	0.15 мкм		30	0.133	
IDSCS (I серия)	34458	33716	0.42	16.06.66	Si, <i>n-p</i>	0.5 мм плавленый кварц		2000	0.8	наибольшее значение тока к.з.
					Si, <i>n-p</i>	0.5 мм плавленый кварц		408	0.85	наименьшее значение тока к.з.
IDSCS (II серия)	33947	33634	0.41	18.01.67	Si, <i>n-p</i>			880	0.88	наибольшее значение тока к.з.
					Si, <i>n-p</i>			408	0.85	наименьшее значение тока к.з.
PASP Plus					InP			25	0.965	
					GaAs			14	0.936	
					Si			13	0.930	

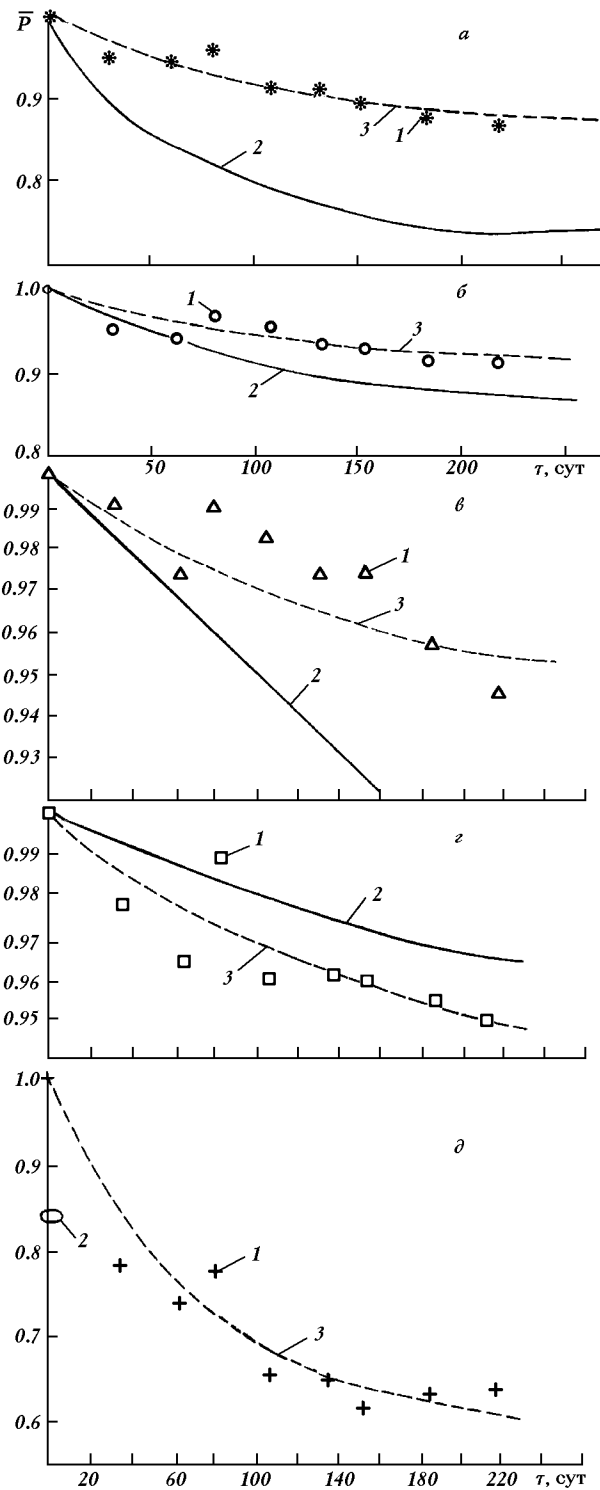


Рис. 2. Дegradация мощности элементов в процессе полета спутника «Пегас» (1 — экспериментальные данные, 2 — расчетная кривая по модели NASA AP8, 3 — расчет по формуле (3)): а — кремниевые элементы, покрытые стеклом толщиной 150 мкм, при  $\theta = 180$  сут,  $\varphi = 0.84$ ; б — галлий-арсенид-гер-

маневые элементы, покрытые стеклом толщиной 100 мкм, при  $\theta = 120$  сут,  $\varphi = 0.91$ ; в — элементы GaAs/CIS с 50-мкм покрытием из стекла, при  $\theta = 160$  сут,  $\varphi = 0.94$  (три GaAs элемента параллельно друг другу и параллельно с ними серия трех CIS элементов (медь-индий-селен)); г — элементы AlGaAs/GaAs с покрытием стеклом FS 600 мкм, при  $\theta = 120$  сут,  $\varphi = 0.945$ ; д — элементы из аморфного кремния с покрытием стеклом CMX толщиной 500 мкм (1), при  $\theta = 70$  сут,  $\varphi = 0.6$

те с параметрами  $200 \times 36000$  км, процесс деградации идет с одной и той же постоянной времени  $\theta = 180$  сут, но при разных значениях параметра  $\varphi$ , к которому стремится характеристика по прошествии достаточно большого времени.

Как видно, для трех рассмотренных галлий-арсенид-германиевых ФП параметр  $\varphi$  отличается незначительно. Для галлий-арсенид-галлий-арсенидовых элементов  $\varphi$  отличается существенно. Эти данные свидетельствуют, что радиационные потоки определяют прежде всего темп спада деградационной характеристики ФП, т. е. постоянную времени  $\theta$ . Тип материала полупроводника оказывает влияние на предельный параметр  $\varphi$ .

Близкие к рассмотренным выше получены результаты в летных экспериментах PASP-Plus с СБ, в том числе и одинакового состава, на спутнике Пегас (Marvin et al., 1995). На рис. 2, а представлены конкретные деградационные характеристики солнечных элементов из кремния толщиной 200 мкм BSER. Там же дана расчетная кривая 2 прогноза деградации СБ, полученная по модели NASA AP8. Как видно, эта модель для рассматриваемых элементов существенно расходится с действительной деградационной характеристикой. Предлагаемая нами формула при выбранных значениях параметров  $\varphi = 0.54$  и  $\theta = 150$  сут практически точно описывает спад мощности солнечных элементов. Аналогичные результаты были получены и в экспериментах с галлий-арсенидовыми (рис. 2, б), GaAs/CIS (рис. 2, в) и AlGaAs/GaAs (рис. 2, г) элементами. Как видно, расчеты по формуле (3) при выбранных значениях параметров  $\varphi$  и  $\theta$  значительно лучше описывают деградацию мощности в течение полета спутника, чем модель NASA. Отметим, что предельное значение мощности  $\varphi$  для кремниевых элементов существенно ниже, чем для элементов на основе GaAs.

Интересные результаты по деградации мощности представлены на рис. 2, д для элементов из аморфного кремния (с 500 мкм покрытием). Модель достаточно точно описывает спад мощности (кривая 2) при  $\varphi = 0.6$  и  $\theta = 70$  сут. Модель NASA вообще не позволяет прогнозировать деградацию этих элементов. Отметим, что рассматриваемые

маневые элементы, покрытые стеклом толщиной 100 мкм, при  $\theta = 120$  сут,  $\varphi = 0.91$ ; в — элементы GaAs/CIS с 50-мкм покрытием из стекла, при  $\theta = 160$  сут,  $\varphi = 0.94$  (три GaAs элемента параллельно друг другу и параллельно с ними серия трех CIS элементов (медь-индий-селен)); г — элементы AlGaAs/GaAs с покрытием стеклом FS 600 мкм, при  $\theta = 120$  сут,  $\varphi = 0.945$ ; д — элементы из аморфного кремния с покрытием стеклом CMX толщиной 500 мкм (1), при  $\theta = 70$  сут,  $\varphi = 0.6$

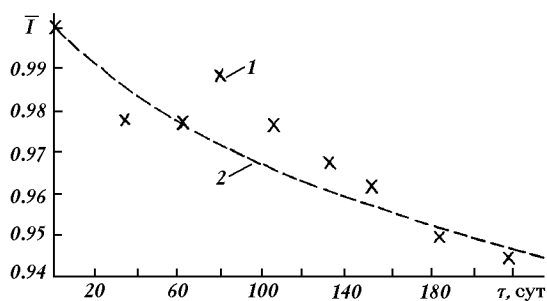


Рис. 3. Деградация солнечных элементов InP с 150 мкм покрытием стеклом FS: 1 — опытные данные (Marvin et al., 1995); 2 — расчет по формуле (3) при  $\theta = 150$  сут,  $\varphi = 0.935$

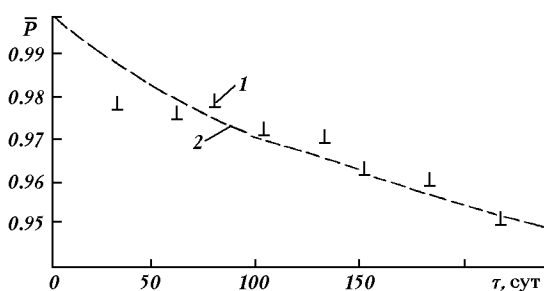


Рис. 4. Деградация мощности солнечных элементов GaAs/GaSb с концентратором: 1 — опытные данные (Marvin et al., 1995); 2 — расчет по формуле (3) при  $\theta = 140$  сут,  $\varphi = 0.965$

элементы значительно быстрее снижают свою мощность ( $\theta = 70$  сут), причем предельное значение мощности существенно меньше, чем для других элементов ( $\varphi = 0.6$ ).

На рис. 3 показана деградационная характеристика солнечных элементов из InP (фосфид индия) с покрытием 150 мкм стекла FS по формуле (3) — кривая 2. Модель NASA дает значения, приблизительно на 5 % выше, чем формула (3).

Влияние комбинации оптики (концентратора) и защитного покрытия из стекла на деградацию солнечных элементов GaAs/GaSb видно из рис. 4. Применение комбинации оптики и защитного покрытия повышает сопротивляемость действию радиации:  $\varphi$  в этом случае больше, чем во всех остальных случаях.

График на рис. 5 отражает скорее всего историю использования фотоэлементов в системах энергообеспечения спутников. На первых спутниках использовались фотоэлементы *p-n*-типа с толстыми защитными покрытиями, резко ухудшающими массовые характеристики СБ. В дальнейшем был осуществлен переход к более стойким к радиации фотоэлементам *n-p*-типа, изготовленным на основе

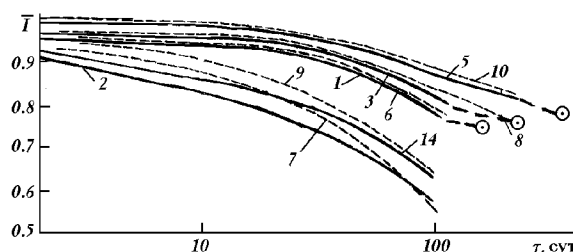


Рис. 5. Зависимость нормированного значения тока короткого замыкания от времени пребывания спутника на орбите (Васильев, Ландсман, 1995): опытные данные (1—3 солнечные батареи *n-p* спутника «Релей-1», 4 — элементы *p-n*-типа спутника «Релей-1», 5 — элементы *n-p*-типа спутника «Телестар-1») и расчеты по формуле (3) (6 — при  $\theta = 60$  сут,  $\varphi = 0.75$ ; 7 —  $\theta = 55$  сут,  $\varphi = 0.55$ ; 8 —  $\theta = 90$  сут,  $\varphi = 0.76$ ; 9 —  $\theta = 55$  сут,  $\varphi = 0.55$ ; 10 —  $\theta = 160$  сут,  $\varphi = 0.77$ )

кремния *p-n*-типа. Эксперименты на разных спутниках — «Релей-1», «Просперо», «Телестар-1», «Телестар-2» (Вернов, 1983), представлены на рис. 5, 6. Сравнение расчетов по формуле (3) с опытными данными позволило получить численные значения параметров  $\theta$  и  $\varphi$  (табл. 1). Видно, что действительно переход от элементов *p-n*-типа к *n-p*-типу позволил существенно поднять как  $\theta$ , так и  $\varphi$ . Отметим, что переход от 1.5-мм покрытия кварцевым стеклом до 0.76-мм — в батареях спутника «Релей-1» уменьшил в полтора раза постоянную времени процесса деградации  $\theta$ , а на предельную величину тока  $\varphi$  оказал слабое влияние.

Солнечные батареи спутников «Телестар-1» и «Телестар-2» имели покрытие из сапфира толщиной 0.76 мм (рис. 6, а, б). Расчеты по формуле (3) при выбранных значениях  $\theta$  и  $\varphi$ , наилучшим образом согласующихся с опытами, позволяют в последующем использовать их при прогнозе деградации СБ с близкими параметрами.

Достаточно интересными являются результаты обработки эксперимента, проведенного на английском спутнике «Prospero». Выделенная деградация под действием только фотонов представлена на рис. 6, в. Опытные точки согласуются с расчетом по (3) при  $\theta = 180$  сут,  $\varphi = 0.95$ , т. е. в этом случае мы имеем существенно повышенное значение последнего параметра.

Рис. 7 и 8 представляют экспериментально полученные деградационные характеристики СБ спутников F-III серии «Интелсат-II» и F-II серии «Интелсат-III», запущенных на геостационарную орбиту. Как видно, расчеты по формуле (3) достаточно хорошо описывают падение мощности и тока ФП.

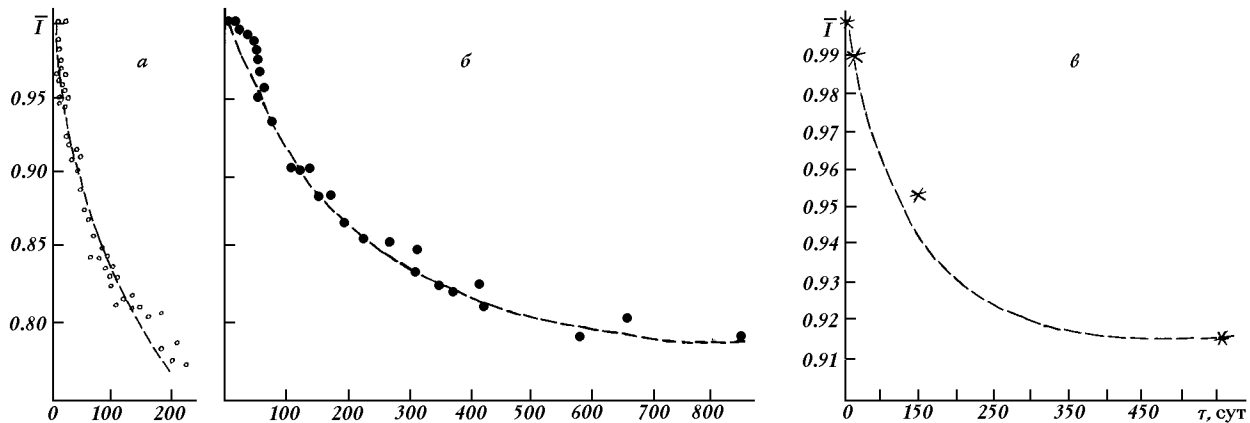


Рис. 6. Изменение тока солнечных батарей по опытным данным (Вернов, 1983): *a* — батареи *n-p*-типа спутника «Телестар-1» (кружки) и расчет по формуле (3) при  $\theta = 120$  сут,  $\varphi = 0.715$  (штриховая кривая); *б* — батареи спутника «Телестар-2» (точки) и расчет по формуле (3) при  $\theta = 200$  сут,  $\varphi = 0.79$ ; *в* — деградация под действием фотонов преобразователей *n-p*-типа, установленных на спутниках «Prospero» (звездочки) и расчет по формуле (3) при  $\theta = 180$  сут,  $\varphi = 0.915$

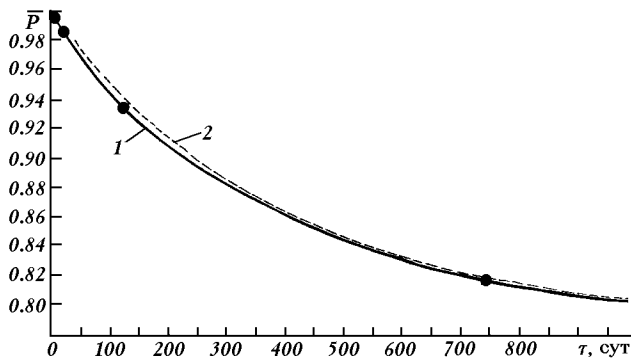


Рис. 7. Изменение нормированной мощности солнечной батареи спутника F-III серии «Интелсат-II»: 1 — опытные данные; 2 — расчет по формуле (3) при  $\theta = 350$  сут,  $\varphi = 0.8$

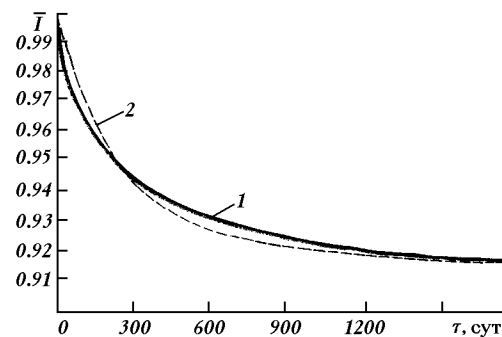


Рис. 8. Относительное падение тока короткого замыкания солнечной батареи спутника F-II серии «Интелсат-IV» в зависимости от длительности работы на стационарной орбите: 1 — опытные данные; 2 — расчет по формуле (3) при  $\theta = 300$  сут,  $\varphi = 0.915$

Влияние типа перехода на устойчивость против отрицательного влияния космической радиации одним из первых исследовалось Эллиотом (1969) (по Куландину и др., 1972). Рис. 9 представляет экспериментальные результаты двух батарей — STL с *n-p*-переходом (кривая 1) и BTL с нормальным *p-n*-переходом (кривая 3). Как видно, *p-n*-тип значительно менее устойчив к воздействию радиации.

Сравнение степени деградации фотоэлементов и различных материалов InP, кремния и GaAs при летных экспериментах PASP Plus проводится в работе Jain et al. (1995) (по Curtis et al., 1995). Эти данные ограничены временем менее 2 месяцев (рис. 10). Аппроксимация представленных экспериментов формулой (3) позволила определить влияние материала ФП на параметры  $\theta$  и  $\varphi$  (табл. 2).

Как видно, интенсивность деградации (параметр  $\theta$ ) и значение мощности, к которому стремится характеристика (параметр  $\varphi$ ) лучше всего для эле-

ментов InP, а хуже всего — для элементов на основе кремния.

В настоящее время известны достаточно хорошие способы повышения радиационной стойкости полупроводниковых материалов, в частности создание покрытий из прозрачных и радиационно стойких материалов, высокотемпературный обжиг, введение ионов лития и т. п. Эффект введения трех-, двух- и однослойных покрытий на солнечных элементах спутника «Молния-1» виден на рис. 11 (Колтун, 1987), на котором представлено относительное из-

Таблица 2. Численное значение параметров  $\varphi$  и  $\theta$  для разных материалов ФП

Тип ФП	$\varphi$	$\theta$ , сут
InP	0.965	25
GaAs	0.936	14
Si	0.930	13

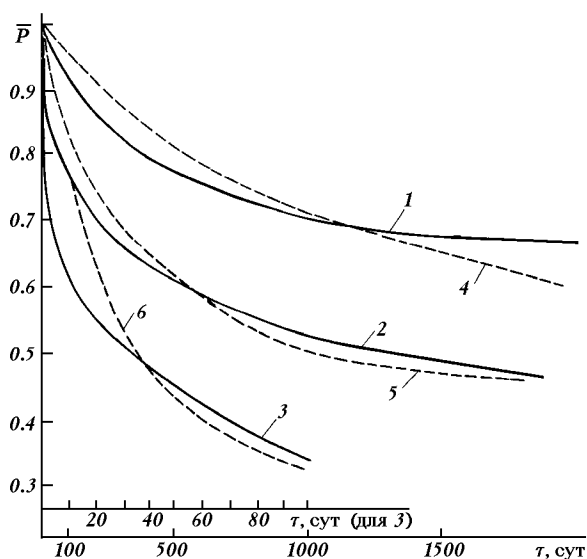


Рис. 9. Относительное снижение мощности солнечных батарей от продолжительности работы при воздействии космической радиации: опытные данные (1 — улучшенная батарея STL с *n-p*-переходом; 2 — батарея BTL; 3 — батарея BTL с нормальным *p-n*-переходом) и расчеты по формуле (3) (4 — при  $\theta = 1200$  сут и  $\varphi = 0.5$ ; 5 —  $\theta = 400$  сут и  $\varphi = 0.45$ ; 6 —  $\theta = 30$  сут и  $\varphi = 0.3$ )

менение во времени тока нагрузки экспериментальных модулей из кремниевых солнечных элементов. Как видно, трехслойное покрытие ZnS + каучук + стекло с 2 % CeO<sub>2</sub> и пластина плавяного кварца в течении семи месяцев очень хорошо противостоят деградации солнечных элементов. Степень деградации в этом случае описывается формулой (3), соответственно при  $\theta = 100$  сут,  $\varphi = 0.933$  и  $\theta = 80$  сут,  $\varphi = 0.911$ . Сильная деградация имеет место у модулей, снабженных тонкими двухслойными покрытиями. Согласно с расчетом имеет место при  $\theta = 409$  сут и  $\varphi = 0.244$ . Еще более сильное снижение стойкости солнечных элементов к повреждающему воздействию радиации имеет место при однослойном покрытии из SiO<sub>2</sub>. Формула

Таблица 3. Влияние покрытий на параметры модели деградации элементов спутника «Молния»

Элемент	Покрытие	l, мкм	$\varphi$	$\theta$ , сут
Si	ZnS + каучук + стекло + 2 % CeO <sub>2</sub>	1000	0.933	100
Si (непросветленный)	Плавяный кварц	1000	0.911	80
Si	ZnS+кремнийорганический слой	30	0.244	40
Si	SiO <sub>2</sub>	0.15	0.133	30

(3) описывает процесс деградации при  $\theta = 30$  сут и  $\varphi = 0.133$ . Влияние покрытий на параметры модели деградации видно из табл. 3.

Таким образом, уменьшение толщины покрытий приводит к уменьшению предельного значения  $\varphi$  и постоянной времени процесса деградации  $\theta$ .

Интересно сравнить расчеты по формуле (3) с другими теоретическими моделями. Экспериментальные данные по деградации солнечных элементов в условиях космоса появляются с запаздыванием в 5—10 лет и более от момента их разработки (Раушенбах, 1983). Сложность анализа процессов деградации заключается прежде всего во многообразии факторов воздействия (разнообразие орбит, изменяющаяся обстановка даже на идентичных орбитах и т. п.), а также различие материалов, из которых созданы солнечные элементы. Поэтому в перспективе задача заключается в получении зависимости параметров деградации  $\varphi$  и  $\theta$  от основных факторов поражающего действия (которые нужно еще определить). Сейчас можно говорить о сборе необходимой для этого информации.

Шагом в этом направлении является обработка экспериментальных данных о деградации СБ на орбите спутника системы связи IDSCS. Эти спутники ВВС США двигались вблизи синхронной орбиты (см. табл. 1).

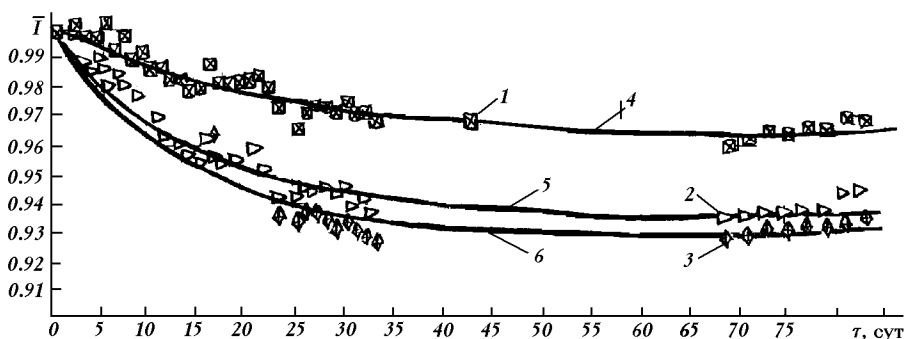


Рис. 10. Деградационные характеристики (по мощности) солнечных элементов, изготовленных из различных материалов (Jain et al., 1995): 1 — InP; 2 — GaAs; 3 — Si. Расчеты по формуле (3): 4 —  $\theta = 25$  сут и  $\varphi = 0.965$ ; 5 —  $\theta = 14$  сут и  $\varphi = 0.936$ ; 6 —  $\theta = 13$  сут и  $\varphi = 0.93$

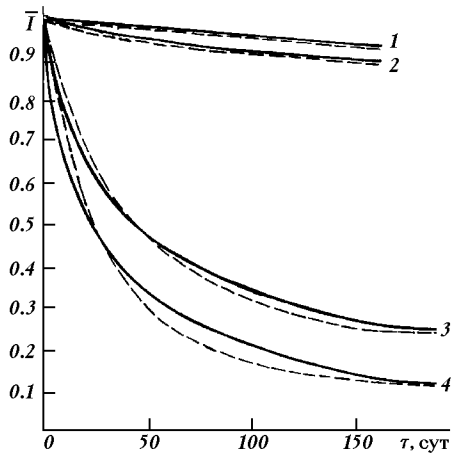


Рис. 11. Изменение радиационных свойств (по току нагрузки) кремниевых солнечных элементов спутника «Молния-1» после применения покрытий. Сплошные линии — эксперимент, штриховые — расчет по формуле (3): 1 — покрытие толщиной 1 мм Zn + каучук + стекло с 2 %  $\text{CeO}_2$ ,  $\theta = 100$  сут и  $\varphi = 0.933$ ; 2 — пластина плавяного кварца (толщиной 1 мм) на поверхности непросветленного кремния,  $\theta = 80$  сут и  $\varphi = 0.911$ ; 3 — покрытие толщиной 30 мкм ZnS + кремнийорганический слой,  $\theta = 40$  сут и  $\varphi = 0.244$ ; 4 —  $\text{SiO}_2$  ( $d = 0.15$  мкм),  $\theta = 30$  сут и  $\varphi = 0.133$

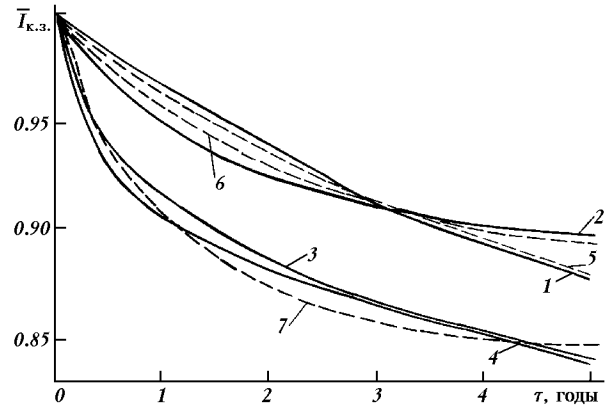


Рис. 12. Дegradaционные характеристики по наибольшему и наименьшему току короткого замыкания солнечных батарей спутников IDSCS: опытные данные для спутников I серии (кривые 1 и 4) и II серии (кривые 2 и 3). Расчетные кривые согласно формуле (3): 5 —  $\theta = 5.5$  года и  $\varphi = 0.8$ ; 6 —  $\theta = 2.4$  года и  $\varphi = 0.88$ ; 7 —  $\theta = 1.1$  года и  $\varphi = 0.85$

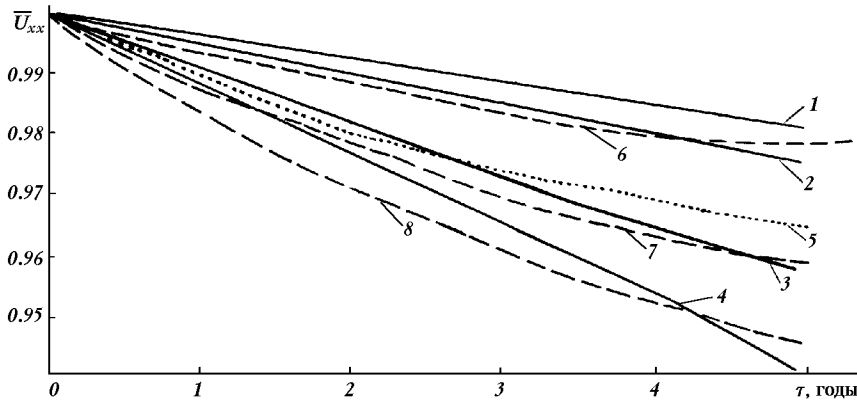


Рис. 13. Зависимость относительного спада напряжения холостого хода солнечных батарей спутников IDSCS от времени пребывания на орбите; данные работы Раушенбах (1983): 1, 4 — наибольшее и наименьшее значение для запусков; 2, 3 — соответственно для II серии; 5 — расчет Picciano et al. (1970); 6, 7, 8 — расчет по формуле (3) при  $\theta = 2008$  сут и  $\varphi = 0.965$ ;  $\theta = 1680$  сут и  $\varphi = 0.94$ ;  $\theta = 1750$  сут и  $\varphi = 0.91$  соответственно

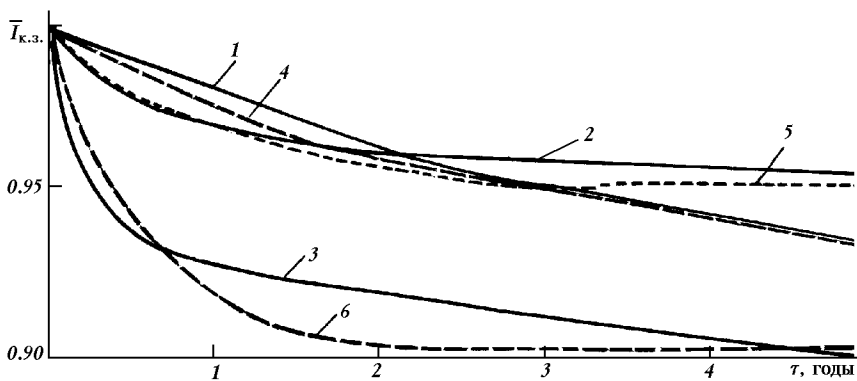


Рис. 14. Зависимость относительного спада тока короткого замыкания, вызванного воздействием ионизирующего излучения на полупроводник, рассчитанного по данным радиационной обстановки (1), на покрытия солнечных батарей (2) и солнечный элемент (3) от времени пребывания на орбите спутника IDSCS; 4, 5, 6 — расчетные кривые по формуле (3) при  $\theta = 950$  сут и  $\varphi = 0.93$ ;  $\theta = 475$  сут и  $\varphi = 0.45$ ;  $\theta = 165$  сут и  $\varphi = 0.905$  соответственно



На рис. 12 представлены зависимости относительного спада тока короткого замыкания СБ этих спутников от времени пребывания на орбите, причем приведены случаи наибольших и наименьших выходных параметров.

Как видно, для спутников I серии поведение лучшего элемента (кривая 1) описывается формулой (3) при  $\theta = 5.5$  года и  $\varphi = 0.8$ , а худшего — (кривая 4) при  $\theta = 1.1$  года и  $\varphi = 0.85$ . Для спутников II серии соответственно лучшая кривая 2 — при  $\theta = 2.4$  года и  $\varphi = 0.88$ , а худшая кривая 3 — при  $\theta = 1.1$  года и  $\varphi = 0.854$ .

На рис. 13 (Раушенбах, 1983) представлены экспериментальные кривые снижения напряжения холостого хода. Как видно, расчеты по формуле (3) значительно лучше описывают процесс деградации, чем расчет по модели Picciano et al. (1970).

На рис. 14 представлена временная зависимость снижения тока короткого замыкания, вызванного деградацией солнечного элемента из-за воздействия ионизирующего излучения по данным Picciano et al. (1970). Расчетные кривые 4 и 5 по формуле (3) согласуются достаточно хорошо и кривая 6 несколько хуже с кривыми работы Picciano et al. (1970).

Все СБ, рассмотренные в работе Picciano et al. (1970), находились на орбите более 3 лет, а 7 из них — более 4 лет. Измеренные значения характеристик были экстраполированы до срока 5 лет. Как видно, у ФП *n-p*-типа из кремния с защитным покрытием из плавленного кварца толщиной 0.5 мм ток короткого замыкания через 5 лет должен понизиться на величину от 12.5 % до 16.8 %, а фото-э.д.с. на 1.7—5.6 %. На основании детального анализа этих данных по облучению ФП в условиях космоса и наземных испытаний Picciano et al. (1970) был сделан вывод, что на 6—12 % ток снижается вследствие потери в покрытиях, тогда как 6 % теряется из-за повреждения самих преобразователей. Падение фото-э.д.с. от действия космической радиации составляет 2 %, а остаток (от 0 до 3 %) приписывается влиянию протонов низких энергий.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В табл. 1 собраны полученные нами данные по параметрам деградации  $\theta$  и  $\varphi$ . Пока это первичные данные, но в первом приближении представленные численные значения можно использовать для прогноза течения деградации близких по параметрам солнечных элементов. В дальнейшем набор экспе-

риментальных данных может быть использован для определения количественной зависимости параметров  $\theta$  и  $\varphi$  от степени интегрального облучения, свойств покрытия, типа элемента, тепловых нагрузок и т. п.

- Васильев А. М., Ландсман А. П. Полупроводниковые фотопреобразователи. — М.: Сов. радио, 1971.—246 с.
- Вернов С. Н. (ред.) Моделирование воздействия космической среды // Модель космического пространствана. — М.: МГУ, НИИ ЯФ, 1983.—Т. 2.—770 с.
- Колтун М. М. Солнечные элементы / Под ред. Н. С. Лидоренко. — М.: Наука, 1987.—92 с.
- Куландин А. А., Тимашев С. В., Иванов В. П. Энергетические системы космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1972.—428 с.
- Присняков В. Ф., Приснякова Л. М. Модель процесса удержания информации в памяти человека // Психол. журн.—1984.—5, № 4.—С. 29—36.
- Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей / Пер. с англ. под ред. М. М. Колтуна. — М.: Энергоатомиздат, 1983.—360 с.
- Фаренбрух А., Бьюб Р. Солнечные элементы: Теория и эксперимент / Пер. с англ. под ред. М. М. Колтуна. — М.: Энергоатомиздат, 1987.—280 с.
- Эллиот Дж. Фотоэлектрические преобразователи энергии // Прямое преобразование энергии. — М.: Мир, 1969.—360 с.
- Curtin D. J., Stailer R. L. 7 the Internsosiety Energy Conversion Engineering Conf., Sept. 25—29, 1972.
- Curtis H., et al. Early Results from PASP Plus Flight Experiment, Proc. 1st WCPEC (in press).
- Goodbody C., Kimber R. The Defence Research Agency Photovoltaic Programme / World Solar Summit High Efficiency Solar Generators Workshop, Sophia Antipolis, France, 30—31 October, 1995.
- Jain R. K., Flood D. J., Weinberg I. Indium phosphide Spece Solar Cell Research: where where where we are going // Fouth European Space Power Conf. Vol 2, pp. 463, Poitiers, France, 4—8 Sept., 1995, ESA, SP-369, Sept. 1995.
- Marvin D. C., Curtis H., Piszczov M., et al. Flight Data from the PASP-Plus experiment / Fouth European Space Power Conf., Poitiers, France, 4—8 Sept., 1995, Proceed., v.2.—592 p.
- Picciano W. I., Reitman R. A., Grant R. J. 8th IEEE Photovoltaic Specialists Conf. August 4—6, 1970.—P. 221.
- Weiner H. Advance Secondary Power Systems Branch, Research and Development, Mc. Donnell Douglas Astronautics Comp. western Division, Santa Marica, Calif., IECEC, 1969.

## ON THE DEGRADATION OF SOLAR BATTERIES ABOARD SPACE VEHICLES

V. F. Prisniakov

Decrease in the efficiency of solar batteries on spacecraft under the influence of space radiation is studied. A simple mathematical model describing the process of photoconverter degradation is suggested. The fit between calculations with the formula  $I + (1 - \varphi)\exp(-\tau/\theta)$  and experimental data is analyzed. The numerical values of the parameters  $\theta$  and  $\varphi$  found from the analysis allow the estimation of temporal changes in the output characteristics of solar batteries aboard satellites and other spacecraft at the design stage.