

**Д. А. Абрамешин**, аспирант, вед. инженер, e-mail: Dabrameshin@hse.ru,

**Е. Д. Пожидаев**, д-р техн. наук, проф., e-mail: EPozhidaev@hse.ru,

**С. Р. Тумковский**, д-р техн. наук, проф., e-mail: STumkovskiy@hse.ru,

Национальный исследовательский университет «Высшая школа  
экономики»

### **Моделирование радиационного заряжения корпусов микроэлектронной аппаратуры космического применения**

*Разработана модель и методика математического моделирования радиационного заряжения полимерных корпусов микроэлектронной аппаратуры, обладающих повышенной проводимостью, в основе которых лежит применение аппроксимационной функции экспериментальной зависимости проводимости корпуса от времени облучения, полученной с использованием методов параметрической идентификации. Результаты исследований направлены на разработку композитных полимерных материалов для корпусов микроэлектронной аппаратуры с проводимостью, обеспечивающей отсутствие электростатических разрядов и позволяющих существенно увеличить сроки активного существования космических аппаратов.*

*Ключевые слова – математическое и компьютерное моделирование, радиационная заряжение, радиационная проводимость, электростатические разряды, космические аппараты, микроэлектронная аппаратура*

#### **Введение**

В настоящее время корпусирование в полимерные композиционные материалы является перспективным направлением герметизации микросхем, применяющихся в космической технике, что дает ряд преимуществ, а именно: уменьшение масса-габаритно характеристик интегральных микросхем в  $2,5 \div 3$  раза, по сравнению со схемами, корпусированными в металлокерамику, обеспечение корпусом хорошего теплоотвода, высокую технологичность производства интегральных схем, снижение себестоимости интегральных схем в пластиковых корпусах.

В тоже время полимерные корпуса микроэлектронной аппаратуры космических аппаратов (КА), функционирующих на околоземных орбитах, подвержены интенсивному воздействию электронов и ионов космической плазмы [1,2]. В результате в них накапливается электрический заряд и, таким

образом, происходит радиационное заряджение. Последующие электростатические разряды (ЭСР) могут приводить к отказам в работе микроэлектронной аппаратуры и тем самым влияют на надежность функционирования КА [3-5].

К настоящему времени разработан ряд методов защиты микроэлектронной аппаратуры (МЭА) от воздействия ЭСР [6,7]. Для микроэлектроники, находящейся внутри КА, было предложено использовать композитные полимерные материалы корпусов с повышенной проводимостью [8,9], получаемых добавлением в полимер корпуса МЭА определенного количества проводящего материала (нанотрубок, графитированной сажи, металлического порошка и т.д.). Тем самым увеличивается темновая проводимость полимера, возникает растекание и выравнивание накапливаемого заряда, и разрядов не происходит.

По данным НАСА [10] при радиационном заряджении диэлектриков, находящихся под воздействием космической плазмы, электростатические разряды возникают, когда напряженность электрического поля в них достигает критической величины, равной  $2 \cdot 10^7 \text{ В} \cdot \text{м}^{-1}$ . С учетом этого фактора моделирование кинетики заряджения позволит установить минимально допустимую проводимость полимерного корпуса микроэлектронной аппаратуры, обеспечивающую отсутствие электростатических разрядов. Однако, если для чистых диэлектриков с удельной объемной проводимостью порядка  $10^{-16} - 10^{-18} \text{ Ом}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$  имеется целый ряд работ по кинетике накопления заряда и соответствующие физико-математические модели заряджения [11,12], то для полимерных композитов такие работы за исключением нескольких [13,14] практически отсутствуют.

В работе [13] на простой модели, учитывающей только темновую проводимость диэлектрика показано, что его удельная объемная проводимость  $10^{-10} \text{ Ом}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$  обеспечивает отсутствие ЭСР. Однако эта модель не рассматривает наличие радиационной проводимости, хотя последняя в процессе облучения может существенно уменьшать сопротивление

диэлектрика. Первая попытка учета радиационной проводимости полимера была сделана в работе [14]. Настоящее исследование является дальнейшим развитием работ в данном направлении.

Для описания временной зависимости радиационной проводимости можно использовать систему уравнений модели Роуза – Фаулера - Вайсберга [15]. Однако при этом возникает необходимость решения сложной системы интегрально-дифференциальных уравнений, что не всегда оправдано, поэтому для построения модели, мы использовали аналитическую функцию кинетики заряжения, полученную путем аппроксимации экспериментальной кривой зависимости радиационной проводимости конкретного полимерного материала от времени.

### **Модель радиационного заряжения полимерного корпуса**

Для нас представляет интерес не столько зависимость от времени количества накапливаемого в полимере корпуса заряда, сколько рост со временем облучения величины напряженности электрического поля, создаваемого этим зарядом. Для ЭСР, возникающих при воздействии космической плазмы, как мы уже отмечали, обычно принимается, что они появляются при достижении напряженностью электрического поля в диэлектрике критического значения, составляющего  $2 \cdot 10^7$  В·м<sup>-1</sup> [10]. По указанной причине при моделировании мы будем использовать дифференциальное уравнение зависимости напряженности электрического поля от времени воздействия электронов плазмы на полимер (времени радиационного облучения):

$$\frac{dE}{dt} = \frac{h-R}{h\varepsilon_0\varepsilon} \{i_0 - [E(t)(\gamma_D + \gamma_R)]\}, \quad (1)$$

где  $E$  – напряженность электрического поля в облучаемой части полимера, В·м<sup>-1</sup>;  $t$  - время облучения, с;  $i_0$  – плотность потока электронов, падающих на поверхность пленки, А·м<sup>-2</sup>;  $\varepsilon_0 = 8,85 \cdot 10^{-12}$  Ф·м<sup>-1</sup> - электрическая постоянная;  $\varepsilon$  - относительная диэлектрическая постоянная полимерного диэлектрика;  $\gamma_D$  -

величина темной проводимости полимера корпуса;  $\gamma_P(t)$  - радиационная проводимость полимера (в облучаемой её части);  $R$  - максимальный пробег электрона;  $h$  - толщина корпуса.

Схема радиационного заряжения полимерного корпуса по предложенной нами модели приведена на рис. 1. Электроны с плотностью потока  $i_0$  из магнитосферной плазмы падают на поверхность полимерного корпуса, и проникают в него вплоть до длины пробега  $R$ .

В верхней части полимерного корпуса выход заряда на электрод осуществляется как за счет темновой, так и за счет радиационной проводимости. В нижней части корпуса, куда не проникают падающие электроны, выход заряда на электрод осуществляется только за счет темновой проводимости.

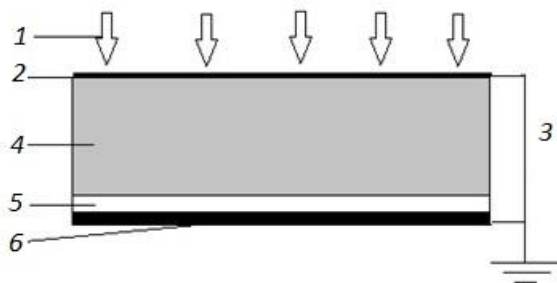


Рис. 1. Схема радиационного заряжения полимерного корпуса при его облучении электронами: 1 – электроны из космической плазмы; 2 - верхний тонкий проводящий электрод из оксида индия; 3 – заземление; 4 – облучаемый слой корпуса; 5 – не облучаемый слой корпуса; 6 - нижний металлический электрод

### **Методика моделирования зависимости радиационной проводимости полимерного корпуса от времени облучения**

Для моделирования зависимости величины накопленного заряда в полимерном корпусе от времени нужно знать, как меняется во времени его радиационная проводимость (РП),  $\gamma_R(t)$ . В качестве аппроксимационной функции нами была предложена следующая:

$$\gamma_R = c_1 + c_2 \cdot \exp(-t / c_3) + c_4 \cdot \exp(-t / c_5), \quad (2)$$

где  $c_1, c_2, c_3, c_4, c_5$  - параметры, постоянные для конкретного полимера, из которого состоит корпус.

При корпусировании МЭА применяются сложные полимерные композитные материалы. Однако, механизм радиационного заряжения различных полимеров один и тот же, поэтому для построения аппроксимирующей функции в качестве модельного материала полимерного корпуса мы будем использовать полистирол (ПС).

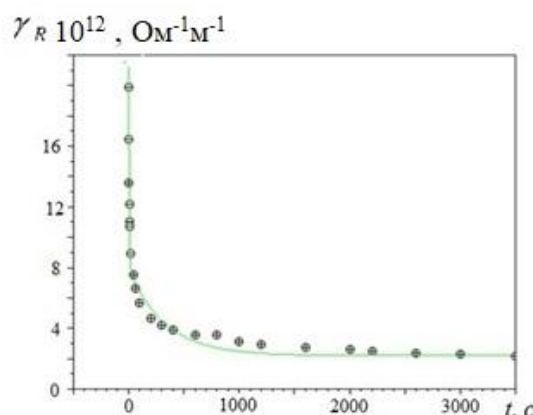


Рис. 2. Экспериментальная и расчетная зависимости радиационной проводимости от времени облучения:  $\oplus$ - экспериментальная; — - расчетная

На рис. 2 приведены экспериментальная и расчетная зависимости радиационной проводимости от времени облучения образца полистирола с толщиной 20 мкм, полученные для энергии электронного пучка 50 кэВ и плотности потока электронного облучения  $i_0 = 3.18 \cdot 10^{-4} \text{ А} \cdot \text{м}^{-2}$ .

Эксперимент проводился на установке, имитирующей радиационное зарядение полимерных образцов под воздействием потока электронов из космической плазмы при комнатной температуре в вакууме  $2 \cdot 10^{-5}$  мм рт. ст. Блок-схема установки и методика измерений подробно описана в [16].

Расчет для ПС проводился по функции:

$$\gamma_R = 0.475 \cdot 10^{-11} + 7 \cdot 10^{-11} \cdot \exp(-t/5) + 0.9 \cdot 10^{-11} \cdot \exp(-t/470) \quad (3)$$

При этом коэффициенты  $c_1, c_2, c_3, c_4, c_5$  были получены методом идентификации, основанном на квазиньютоновском методе оптимизации. Программа идентификации параметров с применением системы SciLab приведена на рис. 3.

```

clear;
function [zr]=G(c,z)
    zr=z(2)- c(1) - c(2)*exp(-z(1)/c(3))-c(4)*exp(-z(1)/c(5));
endfunction
//Исходные данные
x=[1 2 3 6 4 12 16 20 24 28 32 36 40 44 48 52 56 60 64 68 72 76 80];
y=[12.74 11.82 11.54 11.33 9.34 7.78 6.94 6.23 5.52 5.03 4.74 4.32 4.18 3.96 3.82
3.61 3.47 3.33 3.26 3.17 3.11 3.04 3.02];
//Построение графика экспериментальных данных

plot2d(x',y', [-3], "011", " ", [0,0,x(length(x)),14]);
//Вектор начальных приближений
c=[2.8;15;10;1;400];
//Формирование матрицы исходных данных
z=[x;y];
//Решение задачи
[c,err]=datafit(G,z,c);

// Построение графика подобранной функции
xnew = 0:10:x(length(x));
ycalc=c(1)+c(2)*exp(-xnew/c(3))+c(4)*exp(-xnew/c(5));
plot2d(xnew',ycalc',[3], "000");
printf("\nc(1)=%3.3g c(2)=%3.3g c(3)=%3.3g c(4)=%3.3g
c(5)=%3.3g\n",c(1),c(2),c(3),c(4),c(5));

```

Рис. 3. Программа идентификации коэффициентов аппроксимирующей функции для системы SciLab

Как видно из рис. 2, предложенная аппроксимирующая функция дает хорошее совпадение с экспериментальными данными.

Экспериментальные данные по РП были получены для плотности потока электронного облучения  $i_0 = 3.18 \cdot 10^{-4} \text{ А} \cdot \text{м}^{-2}$ , однако спокойной геомагнитной обстановке соответствует  $i_0 = 10^{-7} \text{ А} \cdot \text{м}^{-2}$ , а суббуре -  $10^{-5} \text{ А} \cdot \text{м}^{-2}$ . Для получения общего выражения зависимости радиационной проводимости от времени облучения при переменной плотности электронного потока нами был использован подход, изложенный в работе [12], где РП описывается выражением:

$$\gamma_R = A_m (R_0)^\Delta f(t) . \quad (3)$$

Здесь  $R_0$  - мощность дозы облучения;  $\Delta$  - постоянный параметр, определяемый природой полимера, для ПС  $\Delta = 0.75$ ;  $f(t)$  - временная функция РП;  $A_m$  - постоянная.

Мощность дозы  $R_0$  связана с плотностью потока электронов  $i_0$  выражением:

$$R = i_0 \frac{dE / dx}{q_e} ,$$

где  $q_e = 1.602 \cdot 10^{-19}$ , Кл – заряд электрона,  $\frac{dE}{dx}$  - тормозная способность электронов, эВ·м<sup>-1</sup>.

Принимая это во внимание, мы будем вместо (3) использовать выражение:

$$\gamma_R = A_m (i_0)^\Delta f(t) \quad (4)$$

Тогда, сопоставляя выражения (2) и (4), получаем для зависимости РП полистирола от времени облучения следующее выражение:

$$\gamma_R = A_m (i_0)^\Delta f(t) = 2 \cdot 10^{-9} (i_0)^{0.75} [1 + 14.7 \exp(-t/5) + 1.89 \exp(-t/470)]. \quad (5)$$

Полученное выражение (5) позволяет рассчитывать изменение РП ПС во времени для разных плотностей потока электронов. Это представляется существенным при анализе заряжения ПС в условиях протекания суббури, когда плотность потока электронов из космической плазмы может существенно возрасти по сравнению со спокойной геомагнитной обстановкой.

### Моделирование радиационного заряжения ПС

Полученную функцию (5) подставим в дифференциальное уравнение (1), численно проинтегрируем методом Рунге-Кутты четвертого порядка с использованием системы SciLab. Решение уравнения позволяет моделировать заряжение полимерных композитных корпусов при различных величинах проводимости.

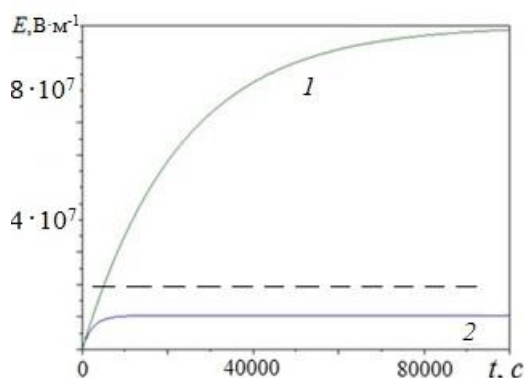


Рис.4. Изменение напряженности электрического поля ПС с  $\gamma_T = 10^{-15} \text{ Ом}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$  от времени облучения электронами с плотностью потока  $10^{-7} \text{ А} \cdot \text{м}^{-2}$  пленки: 1 - без учета РП; 2 - с учетом РП. Пунктирная линия показывает уровень критической напряженности поля, при которой возникает ЭСР.

В качестве примера, для  $R = 0.5h$  на рис. 4 приведены результаты компьютерного моделирования кинетики заряжения ПС, имеющего удельную объемную темновую проводимость  $\gamma_T = 10^{-15} \text{ Ом}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$ . Плотность потока

электронов составляет  $10^{-7} \text{ А} \cdot \text{м}^{-2}$ , что соответствует спокойной геомагнитной обстановке.

Кривая 1 показывает, как изменяется напряженность электрического поля со временем облучения в отсутствие радиационной проводимости. Пунктиром на рисунке нанесен уровень критической напряженности поля, при которой должен иметь место разряд. Видно, что при учете только темновой проводимости должен происходить электростатический разряд, и это обусловлено её незначительной величиной. Но наличие радиационной проводимости приводит к резкому снижению напряженности электрического поля (кривая 2), и ЭСР возникать не будет. Таким образом, РП ПС в спокойной геомагнитной обстановке обеспечивает отсутствие разрядов в тонком слое ПС.

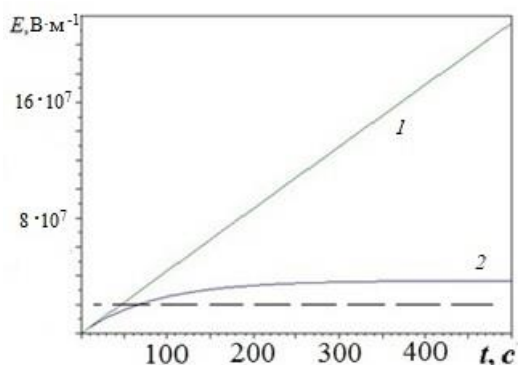


Рис. 5. Изменение напряженности электрического поля ПС с  $\gamma_T = 10^{-15} \text{ Ом}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$  от времени облучения электронами с плотностью потока  $10^{-5} \text{ А} \cdot \text{м}^{-2}$ : 1 - без учета РП; 2 - с учетом РП. Пунктирная линия показывает уровень критической напряженности поля, при которой возникает ЭСР.

В то же время в условиях суббури, когда плотность потока электронов возрастает до  $10^{-5} \text{ А} \cdot \text{м}^{-2}$ , как показывает рис. 5, радиационная проводимость ПС с  $\gamma_T = 10^{-15} \text{ Ом}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$  уже не будет в достаточной мере снижать величину напряженности поля, и это приводит к возникновению ЭСР. Для того, чтобы в этих условиях исключить ЭСР, как показывает рис. 6, необходимо создавать композитный корпус ПС с проводящим наполнителем, имеющий удельную объемную темновую проводимость по крайней мере  $\gamma_T = 10^{-12} \text{ Ом}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$ .



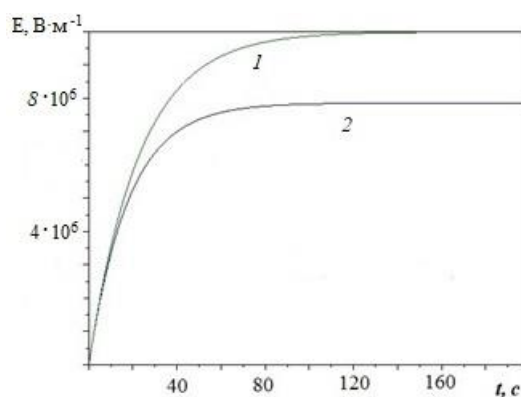


Рис. 6. Изменение напряженности электрического поля ПС с  $\gamma_T = 10^{-12} \text{ Ом}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$  от времени облучения электронами с плотностью потока  $10^{-5} \text{ А} \cdot \text{м}^{-2}$ : 1 - без учета РП; 2 - с учетом РП

### Заключение

Предложена модель радиационного заряжения полимерных корпусов микроэлектронной аппаратуры, учитывающая как темновую, так и радиационную проводимость, возникающие в процессе облучения. Модель адекватно описывающая радиационное заряжение полимерных композитных корпусов с повышенной проводимостью, в которые добавлен в строго определенной степени проводящий наполнитель, и которые в результате растекания заряда обеспечивают отсутствие электростатических разрядов.

С использованием указанной модели разработана методика моделирования зависимости радиационной проводимости полимерного корпуса от времени облучения, в основе которой лежит обработка экспериментальных данных с использованием метода идентификации коэффициентов аппроксимации.

Разработанные модель и методика направлены на исследование радиационного заряжения полимерных композитных корпусов при воздействии на них космической плазмы. На примере пленок полистирола проведено моделирование их радиационного заряжения и показано, что в условиях спокойной геомагнитной обстановки радиационная проводимость обеспечивает отсутствие ЭСР, а в условиях геомагнитной суббури, когда плотность потока электронов возрастает на два порядка радиационная проводимость не обеспечивает достаточный сток заряда, возникают ЭСР, и

для их устранения необходимо в ПС вводить проводящий наполнитель, создающий удельную объемную темновую проводимость не ниже, чем  $\gamma_T = 10^{-12} \text{ Ом}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$ .

### Список литературы

1. **DeForest S.E.** Spacecraft charging at synchronous orbit // *J. Geophys. Res.* 1972. Vol. 77, N. 4. P. 651–659.
2. **Frederickson A.R.** (1974) Radiation Induced Electrical Current and Voltage in Dielectric Structures, 41 p.
3. **Frederickson A.** Electric Discharge Pulses in Irradiated Solid Dielectrics in Space // *IEEE Transactions on Electrical Insulation.* 1983. Vol. EI-18, N. 3. P. 337–349.
4. **Акишин А.И.** Электроразрядные сбои в космических аппаратах в зоне космических излучений // *Перспективные материалы.* 2010. № 2. С. 27–32.
5. **Catani J.-P., Payan D.** Electrostatic behavior of materials in a charging space environment // *Proc. 9th Int. Symp. On Materials in a Space Environment.* Noordwijk: ESA Publ. Division, 2003. P. 3–16.
6. **Pike C.P., Bunn M.H.** A Correlation Study Relating Spacecraft Anomalies to Environmental Data // *Spacecraft Charging by Magnetospheric Plasmas.* : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1976. P. 45–60.
7. **Purvis C. K., Garrett H. B., Whittlesey A. C., Stevens N. J.** Design Guidelines for Assessing and Controlling Spacecraft Charging Effects // *NASA Technical Paper 2361, National Aeronautics and Space Administration.* September 1984.
8. **Saenko V., Tyutnev A., Abrameshin A., Belik G.** Computer Simulations and Experimental Verification of the Nanoconductivity Concept for the Spacecraft Electronics // *14th Spacecraft Charging Technology Conference, 04-08 April 2016, ESA-ESTEC, Noordwijk.*
9. **Пожидаев Е.Д. Саенко В.С., Смирнов И. А., Бабкин Г.В., Тютнев А.П.** Повышение стойкости космических аппаратов к воздействию поражающих факторов электризации // *Космонавтика и ракетостроение.* 2003. № 1 (30). С. 32–35.
10. **NASA – HDBK – 4002A.** Mitigating In-Space Charging Effects-A. Guideline: NASA, 2011.
11. **Садовничий Д. Н., Тютнев А. П., Хатипов С. А., Саенко В. С., Пожидаев Е.Д.** Накопление объемных зарядов при облучении эпоксидного компаунда электронами в вакууме // *Высокомолекулярные соединения. Серия А.* 2003. Т. 45, № 2. С. 230–236.

12. **Boev S.O., Paderin V.A., Tyutnev A.P.** Reversal of the current in irradiated dielectrics // Journal of Electrostatics. 1995. Vol. 34. P. 27-35.
13. **Абрамешин А.Е., Азаров М.Д., Пожидаева А.Е.** Компьютерное моделирование радиационного заряжения слабопроводящих диэлектриков // Системный администратор. 2015. №4. С. 91–95.
14. **Korkinets V., Abrameshin A.E., Pozhidaev E.D.** Model of radiation electrization of low-pressure polyethylene films with controlled conductivity // 2018 Moscow Workshop on Electronic and Networking Technologies (MWENT). Proceedings. M.: IEEE, 2018. Ch. 7. P. 1-5.
15. **Tyutnev A. P., Ikhsanov R. Sh., Saenko V.S., Pozhidaev E.D.** Theoretical Analysis of the Rose–Fowler–Vaisberg Model // Polymer Sci. Series A. 2006. Vol. 48. P. 2015-2022.
16. **Tyutnev A. P., Belik G. A., Abrameshin A. E., Saenko V. S.** Laboratory Simulation of Charging of Polymers by Beams of Low-Energy Electrons // Inorganic Materials: Applied Research. 2013. Vol. 4, N. 2. P. 98-102.

**D. A. Abrameshina**, PhD Student, Principal Engineer, e-mail:

[dabrameshin@hse.ru](mailto:dabrameshin@hse.ru),

**E. D. Pozhidaeva**, Dr. Sc., Tech., Professor, e-mail: [EPozhidaev@hse.ru](mailto:EPozhidaev@hse.ru),

**Tumkovskiy S. R.** Dr. Sc., Tech., Professor, e-mail: [STumkovskiy@hse.ru](mailto:STumkovskiy@hse.ru),

National Research University «Higher School of Economics»

### **Simulation of radiation charging of microelectronic equipment cases for space applications**

*A model and a method for mathematical modeling of radiation charging of polymer microelectronic equipment housings with increased conductivity are developed, which are based on the application of the approximation function of the experimental dependence of the housing conductivity on the irradiation time obtained using parametric identification methods. The research results are aimed at developing composite polymer materials for microelectronic equipment housings with a conductivity that ensures the absence of electrostatic discharges and significantly increases the active life of spacecraft.*

**Keywords** - *mathematical and computer modeling, radiation contamination, radiation conductivity, electrostatic discharges, spacecraft, microelectronic equipment*

DOI: 10.17587/it.27...

#### **References**

1. **DeForest S. E.** Spacecraft charging at synchronous orbit, *J. Geophys. Res.*, 1972, vol. 77, no. 4, pp. 651–659.
2. **Frederickson A. R.** (1974) Radiation Induced Electrical Current and Voltage in Dielectric Structures, 41 p.
3. **Frederickson A.** Electric Discharge Pulses in Irradiated Solid Dielectrics in Space, *IEEE Transactions on Electrical Insulation*, 1983, vol. EI-18, no. 3, pp. 337–349.
4. **Akishin A. I.** Spacecraft electrical discharge failures in in the space radiation zone, *Perspektivnye Materialy*, 2010, no. 2, pp. 27–32 (in Russian).
5. **Catani J.-P., Payan D.** Electrostatic behavior of materials in a charging space environment, *Proc. 9th Int. Symp. On Materials in a Space Environment*, Noordwijk, ESA Publ. Division, 2003, pp. 3–16.
6. **Pike C. P., Bunn M. H.** A Correlation Study Relating Spacecraft Anomalies to Environmental Data, *Spacecraft Charging by Magnetospheric Plasmas*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1976, pp. 45–60.
7. **Purvis C. K., Garrett H. B., Whittlesey A. C., Stevens N. J.** Design Guidelines for Assessing and Controlling Spacecraft Charging Effects, NASA Technical Paper 2361, National Aeronautics and Space Administration, September 1984.
8. **Saenko V., Tyutnev A., Abrameshin A., Belik G.** Computer Simulations and Experimental Verification of the Nanoconductivity Concept for the Spacecraft Electronics, *14th Spacecraft Charging Technology Conference*, 04-08 April 2016, ESA-ESTEC, Noordwijk.
9. **Pozhidaev E. D., Saenko V. S., Smirnov I. A., Babkin G. V., Tyutnev A. P.** Improving the stability of the spacecraft to the impact of factors affecting the electrification, *Kosmonavtika i Raketostroenie*, 2003, no. 1 (30), pp. 32–35 (in Russian).
10. **NASA – HDBK – 4002A.** Mitigating In-Space Charging Effects-A, Guideline, NASA, 2011.
11. **Sadovnichij D. N., Tyutnev A. P., Khatipov S. A., Saenko V. S., Pozhidaev E. D.** Accumulation of bulk charges during irradiation of epoxy compound with electrons in vacuum, *Vysokomolekulyarnye soedineniya. Seriya A*, 2003, vol. 45, no. 2, pp. 230–236 (in Russian).
12. **Boev S. O., Paderin V. A., Tyutnev A. P.** Reversal of the current in irradiated dielectrics, *Journal of Electrostatics*, 1995, vol. 34, pp. 27-35.
13. **Abrameshin A. E., Azarov M. D.,** Computer simulation of radiation charging of low-conducting dielectrics, *Sistemnii Administrator*, 2015, no. 4, pp. 91–95 (in Russian).
14. **Korkinets V., Abrameshin A. E., Pozhidaev E. D.** Model of radiation electrization of low-pressure polyethylene films with controlled conductivity, *2018 Moscow Workshop on Electronic and Networking Technologies (MWENT). Proceedings*, Moscow, IEEE, 2018, Ch. 7, pp. 1-5.
15. **Tyutnev A. P., Ikhsanov R. Sh., Saenko V. S., Pozhidaev E. D.** Theoretical Analysis of the Rose–Fowler–Vaisberg Model, *Polymer Sci. Series A*, 2006. Vol. 48. P. 2015-2022.

16. **Tyutnev A. P., Belik G. A., Abrameshin A. E., Saenko V. S.** Laboratory Simulation of Charging of Polymers by Beams of Low-Energy Electrons, *Inorganic Materials: Applied Research*, 2013, vol. 4, no. 2, pp. 98-102.