

## **Цифровая технология получения и последующей верификации экспериментальных данных по электризуемости полимерных диэлектриков космической техники**

Муллахметов И.Р.

Изменение свойств материалов под воздействием космической плазмы непосредственно влияет на заряджение космических аппаратов (КА). Учитывая сложный характер космических полетов, необходимо расширять понимание динамической природы свойств материалов, влияющих на заряджение КА, и расширить базу знаний о реакции материалов на конкретные условия окружающей среды. Это поможет спрогнозировать долгосрочную реакцию КА на пребывание в космосе [1-2].

Особым направлением в области космического материаловедения является изучение полимерных материалов (ПМ). Малая плотность и как следствие малый вес, а также уникальные свойства, присущие каждому ПМ, в частности, делают их предпочтительными для использования в составе КА.

Усложняет использование ПМ в космической технике их низкая радиационная стойкость. Радиационно-химические процессы, которые происходят с ПМ при воздействии радиации и ионизирующих излучений не дают использовать универсальные подходы к описанию радиационной электризации, релаксации избыточного заряда, радиационной электропроводности (РЭ).

Важным параметром является РЭ, так как зачастую, в условиях космического пространства оно становится выше собственной (темновой) электропроводности ПМ, т. е. начинает контролировать процесс накопления избыточного заряда и вероятность возникновения пробоя [3]. В этой области лежит и наше исследование.

Исследование материалов космических аппаратов, их поверхностного и внутреннего заряджений и других свойств проводятся повсеместно в США [4], Европе [5], Индии [6] и Корее [7].

Внутреннее зарядение КА обычно не считается угрозой на низких околоземных орбитах из-за относительно короткого времени воздействия и слабого потока электронов с энергиями в несколько МэВ. Однако, использование ПМ снаружи корпуса космического аппарата ведёт к зарядению при воздействии электронов с гораздо более низкой энергией около 100 кэВ. Этот процесс можно характеризовать как внутреннее (объемное) зарядение [8-10].

Проблема объемного зарядения для разработки новых КА остаётся актуальной по сей день [11,12,13]. Наши исследования посвящены проблеме внутреннего зарядения диэлектрических материалов КА. Диэлектрики могут накапливать и хранить объемный заряд до нескольких часов. При проектировании новых КА рекомендуется подбирать диэлектрические материалы с полной удельной электропроводностью от  $10^{-9}$  до  $10^{-12}$  Ом $^{-1}$ м $^{-1}$ , что способствует стоку объемного заряда [14]. Но соблюсти этот параметр в течение всего срока службы КА на рабочей орбите остаётся достаточно сложной задачей. Также данные значения электропроводности приводят к изменению тепловых характеристик материалов и изменению работы бортовой аппаратуры (увеличение тока стока). В связи с этим требуются глубокие исследования в области космического материаловедения для обеспечения компромиссных характеристик.

Для теоретического описания и моделирования РЭ применяется модель Роуза-Фаулера-Вайсберга [15]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dN(t)}{dt} = g_0 - k_r N_0(t)N(t) \\ \frac{\partial \rho(E,t)}{\partial t} = k_c N_0(t) \left[ \frac{M_0}{E_1} \exp\left(-\frac{E}{E_1}\right) - \rho(E,t) \right] - \nu_0 \exp\left(-\frac{E}{kT}\right) \rho(E,t), \\ N(t) = N_0(t) + \int_0^\infty \rho(E,t) dE \end{array} \right. \quad (1)$$

$$\gamma_r = e\mu_0 N_0(t) \quad (2)$$

где  $N(t)$  – полная концентрация основных носителей заряда (в случае ПС – дырки);  $g_0$  – скорость объемной генерации носителей заряда;  $k_r$  – коэффициент объемной рекомбинации носителей заряда;  $k_c$  – константа скорости захвата носителей заряда на ловушки;  $M_0$  – суммарная концентрация исходных ловушек, экспоненциально распределенных по энергии;  $\rho(E, t)$  – энергетическая плотность распределения захваченных носителей заряда;  $\nu_0$  – частотный фактор термического освобождения захваченных электронов из ловушек;  $E_1$  – параметр экспоненциального распределения ловушек по энергии;  $\gamma_r$  – РЭ полимера;  $e$  – элементарный заряд;  $\mu_0$  – подвижность носителя заряда.

Как видно из рисунков 1 и 2 модель РФВ адекватно описывает РЭ при низких температурах, что дает возможность ее применения в расчетах для исследования возможности электростатических разрядов в полимерах космического применения по методике, изложенной в работе [15].

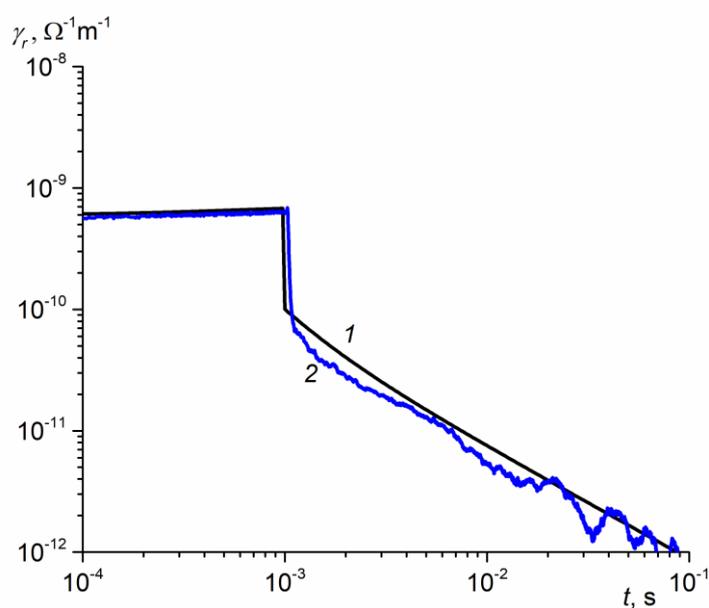


Рисунок 1 – РЭ ПС при облучении 1мс импульсом при 79К при моделировании (1) по модели Роуза-Фаулера-Вайсберга и в результате измерения (2). Мощность дозы электронного излучения  $1.3 \times 10^5$  Гр/с

На рисунке 2 представлены кривые РЭ при непрерывном облучении.

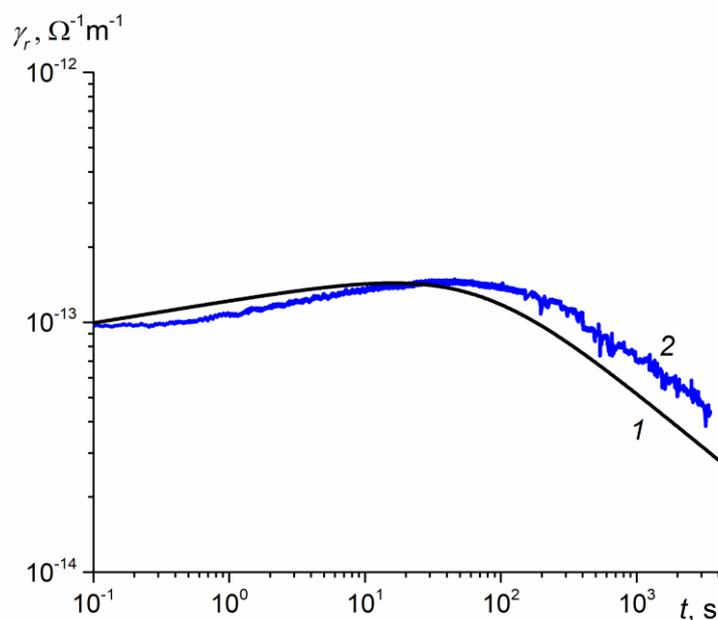


Рисунок 2 – Сравнение расчетного (1) и экспериментального (2) изменения РЭ ПС для непрерывного облучения при 79К. Мощность дозы электронного излучения (13 Гр/с)

В нашем случае данные по радиационной проводимости полимерных материалов исследования снимаются с установки ЭЛА-50/5 в цифровом виде. Дальнейшая обработка на следующем этапе происходит в ручном режиме, что накладывает ограничения. Оператор производит манипуляции по очистке данных от шумов и помех, а также сравнивает получившиеся экспериментальные значения РЭ с расчётными по модели РФВ графическим способом. В данном случае верификация получившихся данных полностью зависит от оператора и не имеет явной количественной оценки. Пока исследуется всего несколько образцов ПМ — это приемлемо, в том числе для научных целей, но с увеличением количества и сменой самих ПМ (их свойств), необходимо автоматизировать процесс верификации и сравнения с расчётными моделями.

При таком подходе в дальнейшем получится также предоставить возможность использовать данные в разрабатываемой методике по расчёту максимального электрического поля в ПМ, подобной работе [16]. При выборе

ПМ и значения температуры у пользователя подобной системы будет возможность сравнить количественно расхождение экспериментальных данных от расчётных, а также узнать возрастёт ли значение напряженности поля в ПМ до уровня, при котором возможен электростатический разряд . В комплексе, такой уровень предполагаемого программного обеспечения будет полноценным инструментом, который возможно использовать при подборе ПМ для космической техники. Блок-схема разработанного программного обеспечения, которое поможет решать вышеперечисленные задачи представлена на рисунке 1.

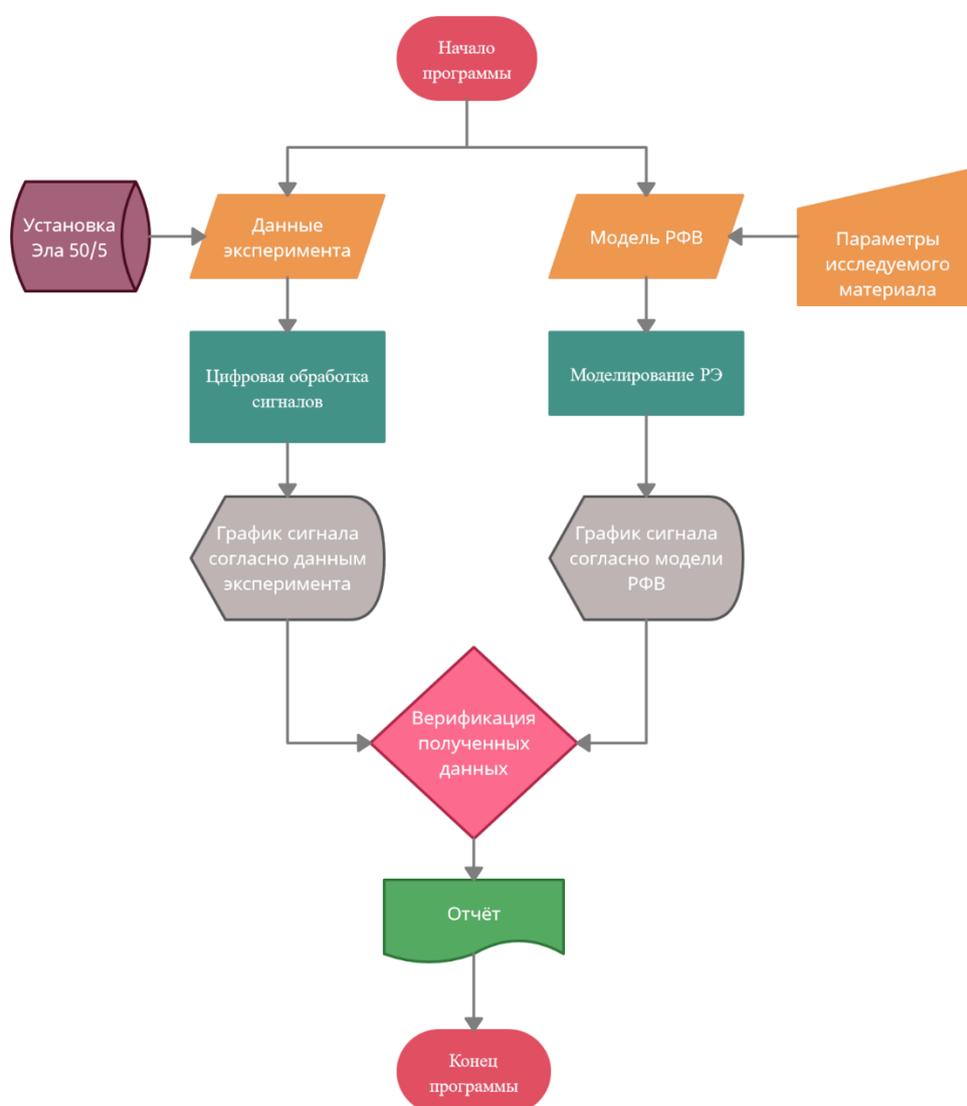


Рисунок 3 – Блок-схема предлагаемого программного обеспечения по цифровому получению и дальнейшей верификации данных по РЭ ПМ

## Литература

- [1] Dennison JR. The Dynamic Interplay Between Spacecraft Charging, Space Environment Interactions and Evolving Materials // Spacecraft Charging Technology Conference — Pasadena (USA): SCTC, 2014. — Paper 125.
- [2] Paulmier T., Dirassen B., Arnaout M., Payan D., Balcon N., Radiation Induced Conductivity of Space Used Polymers Under High Energy Electron Irradiation // Spacecraft Charging Technology Conference — Pasadena (USA): SCTC, 2014. — Paper 135.
- [3] Хатипов С.А., Радиационная электропроводность полимеров, Модель космоса – Т.2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов – М.: КДУ, 2007. – с. 361
- [4] Garrett H.B., Whittlesey A., Current Status of Spacecraft Charging in the USA – 2014. Spacecraft Charging Technology Conference, SCTC 2014, Paper 137.
- [5] Hilgers A., Rodgers D., Payan D., Spacecraft Charging European overview // Spacecraft Charging Technology Conference — Pasadena (USA): SCTC, 2014. — Paper 239.
- [6] Suryakant B. Gupta, S. Mukherjee, Keena R. Kalaria, Naresh P. Vaghela and Rashmi S. Joshi Suresh E. Puthanveetil, M. Sankaran and Ranganath S. Ekkundi. An update of spacecraft charging research in India: Spacecraft Plasma Interaction eXperiments – SPIX -II // Spacecraft Charging Technology Conference — Pasadena (USA): SCTC, 2014. — Paper 237.
- [7] Ensang Lee, Jongho Seon, Junhyun Lee, Khan-Hyuk Kim, Jae Jin Lee, Taeyoun Kim, Jaewoong Jang, Kyung Duk Jang Overview of Spacecraft Charging Research in Korea // Spacecraft Charging Technology Conference — Pasadena (USA): SCTC, 2014. — Paper 219.
- [8] Parker I.N., Minow J.I, Willis E.M. An Investigation of Low Earth Orbit Internal Charging // Spacecraft Charging Technology Conference — Pasadena (USA): SCTC, 2014. — Paper 118.
- [9] Mulligan Skov T., Fennell J.F., Roeder J.L., Blake J.B., Claudepierre S.G. Internal Charging Hazards in Near-Earth Space during Solar Cycle 24

- Maximum: Van Ilen Probes Measurements // Spacecraft Charging Technology Conference — Pasadena (USA): SCTC, 2014. — Paper 225.
- [10] NASA-Technical Handbook: Mitigating in-Space Charging Effects — A Guideline, document Rec. NASA-HDBK-4002A – USA: NASA, 2017 – 180 с.
- [11] Brunson J., Dennison JR Hopping Conductivity in Low-Density Polyethylene // Proceedings of the 12th Rocky Mountain NASA Space Grant Consortium NASA Fellowship Symposium. – 2007
- [12] Soria-Santacruz M., Introductory Tutorial // Spacecraft Charging Technology Conference — Pasadena (USA): SCTC, 2014. — Paper 254.
- [13] Garrett H.B. The Charging of Spacecraft Surfaces / Review of Geophysics and Space Physics. 1981. V. 19. № 4. P. 577-616.
- [14] Palmier T., Dirassen B., Belhaj M. Experimental test facilities for representative characterization of space used material // Spacecraft Charging Technology Conference — Pasadena (USA): SCTC, 2014. — Paper 142.
- [15] Муллахметов И.Р., Программное обеспечение «Цифровой фильтр устранения шумов при измерении радиационно-индуцированного тока композитных полимеров», Свидетельство о Гос. Регистрации программы для ЭВМ №2021664635 от 10.09.21
- [16] Толстикова С. Ю., Саенко В.С., Тютнев А.П. Исследование и разработка безразрядной изоляции проводов космического применения // Журнал технической физики. 2022. Т. 92. № 6. С. 779-782.