

ПРОБЛЕМА ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ РАЗРЯДОВ В ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ ПОДСИСТЕМЕ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Ю. М. Ермошкин, Ю. В. Кочев*, Д. А. Трофимчук, Е. Н. Якимов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
*E-mail: koch@iss-reshetnev.ru

На элементах электрореактивных двигателей системы коррекции КА может накапливаться электростатический заряд вследствие воздействия высокоэнергетичных электронов магнитосферной плазмы. По достижении критического уровня возникает разряд. Воздействие электростатических разрядов на цепи двигательной подсистемы может привести к отказам оборудования, в том числе системы преобразования и управления (СПУ).

Решению проблем, связанных с воздействием электростатических разрядов на электрические цепи энергопреобразующего оборудования, предназначенного для питания и управления электрореактивными двигателями системы коррекции КА, в настоящее время уделяется большое внимание при разработке как двигателей и систем преобразования и управления ими, так и систем коррекции КА в целом. Это объясняется тем фактом, что стойкость СПУ к воздействию электростатических разрядов в её выходные силовые цепи рассматривается как один из факторов, определяющих надёжность и безотказность указанного оборудования и, соответственно, системы коррекции КА в целом. Актуальность темы обусловлена широким применением электрореактивных двигателей в системах коррекции геостационарных КА, а также переходом на новые конструкции СПУ, предназначенные для негерметичных платформ КА, применением новой электронно-компонентной базы. Углубленное изучение вопросов, связанных с физикой накопления электростатического заряда в диэлектрических элементах КА, внешними условиями, способствующими указанному накоплению, и последующими электростатическими разрядами, позволяет по-новому подойти к интерпретации имевших место явлений при эксплуатации систем коррекции КА. Тем не менее для обеспечения прогнозирования и контроля процессов зарядки диэлектрических элементов блоков коррекции, а также введения оптимальных превентивных мер защиты энергопреобразующего оборудования требуется проведение комплекса научно-исследовательских работ.

Ключевые слова: плазменный двигатель, система преобразования и управления, электростатический разряд, магнитосферная плазма.

Vestnik SibGAU
Vol. 16, No. 2, P. 404–410**ELECTROSTATIC DISCHARGE PROBLEM IN GEOSTATIONARY SPACECRAFT ELECTROJET PROPULSION SUBSYSTEM**

Y. M. Ermoshkin, Y. V. Kochev*, D. A. Trofimchuk, E. N. Yakimov

JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Jelesnogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
*E-mail: koch@iss-reshetnev.ru

The electrostatic charge can collect on spacecraft electric propulsion thrusters' elements owing to magnetospheric plasma high-energy electrons influence. There is a discharge on reaching critical level. Electrostatic discharge influence on electric circuits of propulsion subsystem can lead to equipment faults, including transformation and control systems (SPU).

To the decision of the problems connected with electrostatic discharge influence on electric circuits of the power-transform equipment, intended for a supply and control of spacecraft electric propulsion system now are given great attention to underway design as electric thrusters and their transformation and control systems, and spacecraft electric propulsion systems as a whole. The reason for that is the fact that SPU resistance to electrostatic discharge influence in its output power electric circuits is considered as one of the factors defining reliability and non-failure operation of these equipment and, accordingly, of spacecraft electric propulsion system as a whole. The theme urgency is caused by wide application of electric thrusters in geostationary spacecraft electric propulsion systems, and also conversion to the

new SPU designs intended on untight spacecraft platforms, using of new radio-electronic elements base. Profound studying of the questions connected with electrostatic charge accumulation in spacecraft dielectric elements physics, the external conditions promoting specified accumulation, and the subsequent electrostatic discharges, allows to approach in a new way to interpretation of the phenomena taking place at spacecraft electric propulsion systems operation. Nevertheless, complex of research works carrying out is required for maintenance of forecasting and supervision of electric propulsion charge processes, and also introduction of optimum preventive power-transform equipment protection measures.

Keywords: plasmic propulsion, transformation and control system, electrostatic discharge, magnetospheric plasma.

Введение. В составе отечественных геостационарных спутников связи для решения задач коррекции орбиты по долготе и наклонению, как правило, применяются электрореактивные двигательные подсистемы коррекции на базе стационарных плазменных двигателей [1–3] вследствие их повышенной экономичности по расходу рабочего тела по сравнению с двигателями на химическом топливе.

Такая подсистема включает в себя (рис. 1) несколько блоков коррекции (БК), которые, в свою очередь, состоят из собственно двигателя (анодный блок и два катода – основной и резервный) и блока газораспределения (БГР), обеспечивающего подачу рабочего тела в анод и в катоды с требуемым расходом, блок подачи рабочего тела (БПК), обеспечивающий понижение бакового давления до рабочего и один или несколько блоков хранения (БХК), в которых размещается запас рабочего тела на миссию КА. Преобразование напряжения бортовой сети в напряжения, необходимые для работы двигателя, и управление ими обеспечивается системой преобразования и управления (СПУ). Данная система представляет собой сложный электронный прибор, содержащий тысячи элементов. В ряде случаев на СПУ также возлагаются функции управления БПК.

Подсистема коррекции орбиты, как и любая сложная техническая система, не может обладать абсолютной надежностью. Поэтому она строится, исходя из основного принципа: отказ одного элемента не должен приводить к отказу системы. При этом под отказом системы понимается невозможность выполнения основной функции, которая в данном случае заключается в выдаче тяги в заданном направлении. Для выполнения основного принципа надежности система строится с применением резервирования, как элементного, так и функционального.

Как следует из рис. 1, СПУ является одним из важнейших элементов подсистемы коррекции. Практика эксплуатации с 1982 г. геостационарных КА с электрореактивной двигательной подсистемой показывает, что отказы БХК, БПК и двигателей крайне редки. Это связано с относительной простотой данных агрегатов и ограниченным количеством в них механических элементов. Применяемые в этих устройствах элементы, которые можно отнести к электрорадиоизделиям (провода, соединители), датчики, нагреватели отличаются простотой и высокой надежностью. Отказы механических элементов чрезвычайно редки, и в основном их причина – производственный брак, который, как правило, выявляется на наземных испытаниях и лишь в исключительных случаях может проявиться в натурной эксплуатации. Статистические

данные, полученные при эксплуатации нескольких десятков спутников, позволяют говорить о том, что основным элементом, определяющим надежность подсистемы коррекции, является СПУ. Поэтому задача обеспечения безотказности работы этого прибора является приоритетной. Однако из-за нежелательности переусложнения прибора не всегда удается обеспечить полное резервирование узлов и отдельных элементов оборудования. Например, контакты коммутирующих элементов (реле) дублируются последовательно, но не параллельно, так как функция отключения двигателя более приоритетна по отношению к функции его включения, поскольку в случае отсутствия возможности отключения двигателя есть риск потери всего рабочего тела и, как следствие, потери КА, в то время как на другой чаше весов стоит отказ одного двигателя системы коррекции.

Анализ показывает, что существенным фактором, оказывающим влияние на работоспособность СПУ, могут являться электростатические разряды (ЭСР), возникающие под действием естественных факторов космического пространства в системе «двигатель–СПУ», поэтому возникает задача изучения данного явления и разработки способов и методов борьбы с ним. Указанная проблема является новой. Ранее она не была осознана и сформулирована, так как рассматриваемые явления носят во многом статистический, случайный характер. Частота возникновения ЭСР, количественные характеристики ЭСР (напряжение разряда, максимальный ток, электрический заряд) во многом зависят от внешних условий среды, температуры двигателя, его конструктивного размещения на борту КА. Кроме того, в СПУ разработки 1990-х и начала 2000-х годов применялись более мощные и, соответственно, более стойкие к процессам ЭСР выходные коммутаторы. Проблема стала более актуальной относительно недавно в связи с расширением масштабов применения электрореактивных двигателей на борту КА, переходом на новые конструкции СПУ, предназначенные для негерметичных платформ КА, применением новой электронно-компонентной базы.

Рассматриваемая проблема имеет важное прикладное значение, так как ее успешное решение позволит существенно повысить надежность выполнения функциональных задач двигательной подсистемой геостационарного КА. Настоящая работа посвящена постановке и предварительному рассмотрению проблемы ЭСР в системе «двигатель–СПУ».

1. Влияние ЭСР на работоспособность СПУ. По статистике отказы и аномалии СПУ в основном происходят по причине выхода из строя электронных

компонентов (ЭРИ). В свою очередь, отказы ЭРИ могут быть вызваны различными причинами. Они могут быть классифицированы следующим образом:

- единичные – при заводском браке, не выявленном в процессе испытаний на заводе-изготовителе;
- результат воздействия внешних факторов, таких как вакуум, механические нагрузки, циклическое изменение температуры, космическая радиация, потоки тяжелых заряженных частиц.

Корректная трактовка отказов – сложная задача. Она решается посредством анализа телеметрической информации, данных по смежным подсистемам, результатов приемо-сдаточных испытаний оборудования, системы и КА. Трактовка отказов может быть уточнена с учетом накопленной статистики отказов по оборудованию, а также в случае углубленных исследований аналогичных отказов, полученных в процессе изготовления оборудования и его наземных испытаний. Так как двигатель принципиально размещен на внешней поверхности КА, на него могут попадать электроны магнитосферной плазмы из окружающего пространства (рис. 2). Эти электроны приносят на конструкцию двигателя, как и на все поверхности КА, отрицательный заряд.

Для анализа протекающих процессов необходимо отметить следующие особенности двигательной подсистемы:

- в состав двигателя входит керамическая разрядная камера, в которой происходит ионизация

и ускорение рабочего тела (рис. 3) [4]. Керамика, как известно, является диэлектриком и может хорошо накапливать электрический заряд;

- ряд электрических цепей СПУ также подвергается непосредственному воздействию магнитосферной плазмы вследствие электрического соединения с металлическими элементами двигателя, такими как анод, катод, поджигной электрод катода.

Перечисленные особенности создают благоприятные условия для накопления электростатических зарядов как в электрических цепях СПУ, так и на диэлектрических элементах двигателей. Стоит отметить, что накопление электростатического заряда в электрических цепях СПУ будет происходить даже при отсутствии резистивной связи указанных цепей с корпусом КА и в случае нахождения соответствующих коммутаторов на выходе из СПУ в разомкнутом состоянии за счет наведенного заряда.

По достижении критического уровня зарядки диэлектрических элементов, в первую очередь керамики двигателя, вероятен электрический пробой на корпус или в ближайшие токоведущие элементы. Далее по кабелям и разъемам разряд может проникнуть внутрь СПУ (пробив по пути даже разомкнутые контакты коммутирующих реле).

Дальнейший путь прохождения разряда практически непредсказуем, однако вероятным результатом является выход из строя наиболее слабых узлов и элементов СПУ.

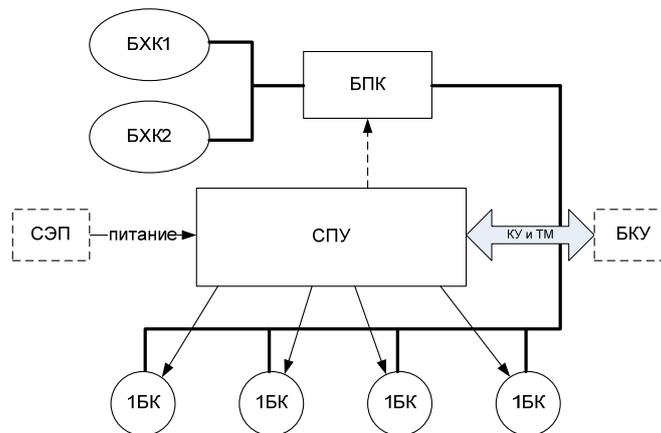


Рис. 1. Состав электрореактивной подсистемы коррекции орбиты геостационарного КА

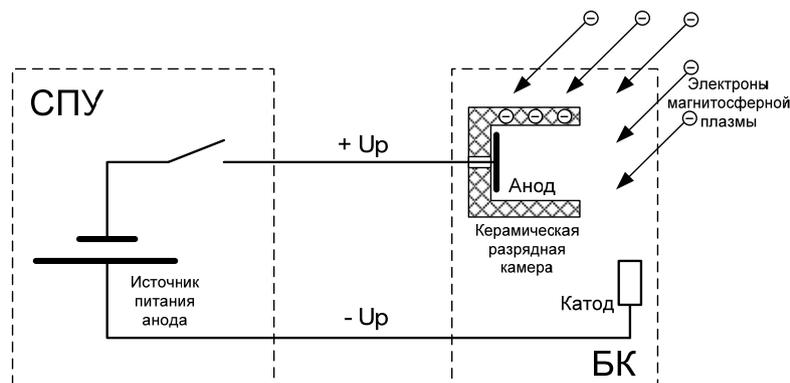


Рис. 2. Схема накопления электростатического заряда на элементах двигателя

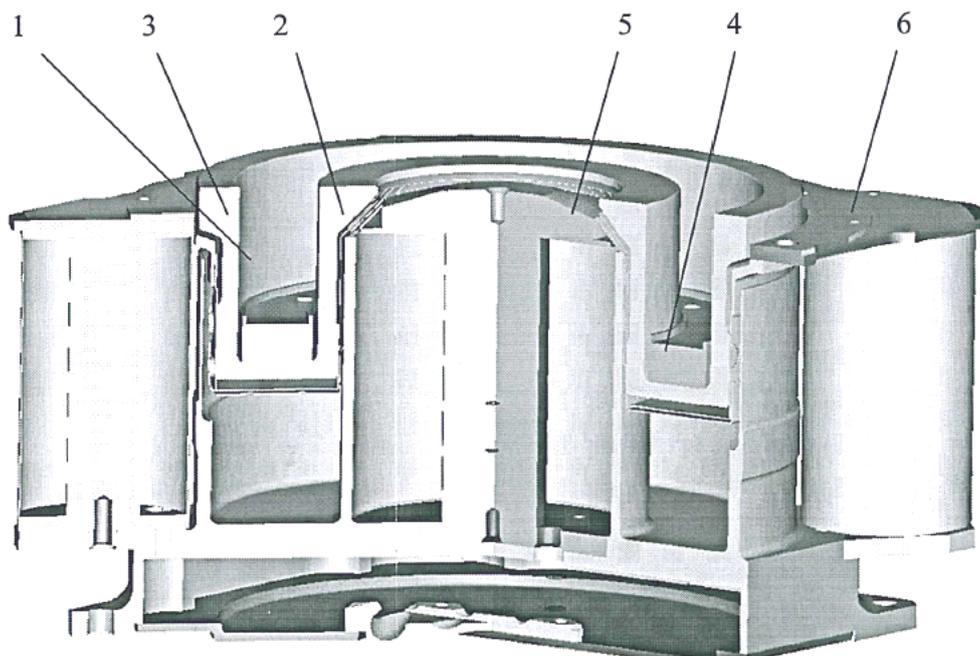


Рис. 3. Устройство анодного блока двигателя:
 1 – газоразрядная камера; 2 – внутренняя стенка; 3 – наружная стенка; 4 – анод-газораспределитель; 5 – внутренний магнитный полюс; 6 – наружный магнитный полюс

2. Физический механизм зарядки диэлектрических конструктивных элементов блока коррекции.

Процесс электризации обусловлен внешними условиями эксплуатации КА и в первую очередь определяется параметрами плазмы, присутствующей на орбите КА. Физический механизм зарядки КА в космической плазме можно наглядно проиллюстрировать, записав уравнение для полного тока [5], текущего через поверхность КА, в следующем виде:

$$J = J_e - J_i - (\delta J_e + \eta J_e + \gamma J_i + J_{ph}), \quad (1)$$

где J_e и J_i – электронный и ионный токи плазмы; δ , η , γ – коэффициенты истинной вторичной электронной эмиссии, отражения электронов, ионно-электронной эмиссии; J_{ph} – ток фотоэлектронной эмиссии.

Входящие в уравнение (1) составляющие полного тока разделяются на две основные группы: первичные токи и вторичные токи. Первичные токи обусловлены непосредственным воздействием на поверхность КА электронов и ионов окружающей космической плазмы. Группа вторичных токов, представленная в уравнении (1) в круглых скобках, включает в себя вторично-эмиссионные токи с поверхности КА, вызываемые воздействием первичных токов космической плазмы, а также фотоэлектронный ток, обусловленный коротковолновым солнечным излучением.

В общем случае, вследствие того, что на поверхности КА располагаются различные диэлектрические элементы конструкции, имеет место неравномерная зарядка, называемая дифференциальной. При рассмотрении дифференциальной зарядки КА уравнение, аналогичное (1), можно записать для любого участка поверхности, характеризуемого определенными значениями вторично-эмиссионных коэффициентов, условиями попадания электронов и ионов окружающей плазмы на этот участок и условиями его освещения.

В этом случае уравнение (1) описывает локальный суммарный ток, текущий через выбранный элемент поверхности, и с его помощью может быть определен равновесный потенциал этого элемента.

Равновесное значение потенциала КА либо изолированного участка поверхности КА определяется из решения уравнения (1) при $J = 0$. Стоит отметить, что приведенное уравнение баланса токов справедливо для всех типов орбит и областей космического пространства. При этом количественное значение потенциала элемента конструкции зависит как от параметров окружающей плазмы, определяющих первичные токи в выражении (1), так и от характеристик материала, от которых зависят значения вторичных токов в уравнении токового баланса. Так, за пределами магнитосферы Земли электризация КА обусловлена одновременным воздействием на поверхность аппарата ультрафиолетового излучения Солнца и плазмы солнечного ветра. Ток фотоэлектронной эмиссии в этих условиях является преобладающей составляющей, поэтому поверхность КА вне магнитосферы обычно заряжается положительно [6].

При рассмотрении внешних факторов, вызывающих электризацию геостационарных КА (рис. 4), наибольшее внимание следует уделять анализу характеристик горячей магнитосферной плазмы, поскольку именно она вызывает появление на КА наиболее высоких потенциалов [6].

Важно отметить, что на ГСО имеется три основных источника плазмы: солнечный ветер, полярная ионосфера и плазмосфера. Данные, полученные с КА GOES [7], показывают, что каждый из перечисленных источников может стать доминирующим при формировании плазмы высокой энергии на геостационарных орбитах (ГСО).

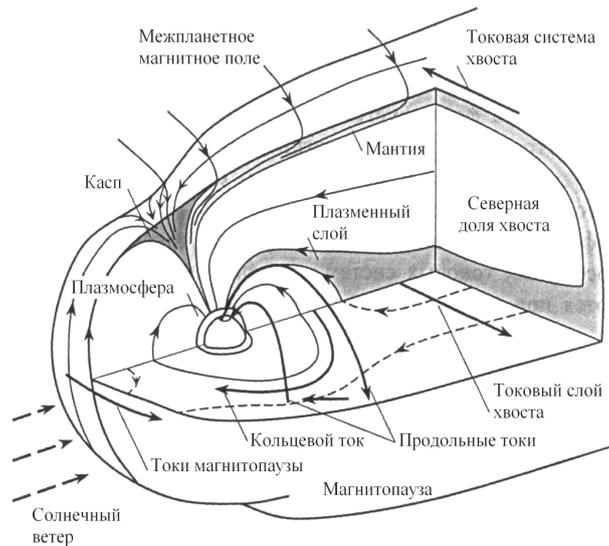


Рис. 4. Структура магнитосферы Земли (выделены характерные области околоземного пространства, в которых электромагнитные поля и распределение частиц обладают специфическими свойствами)

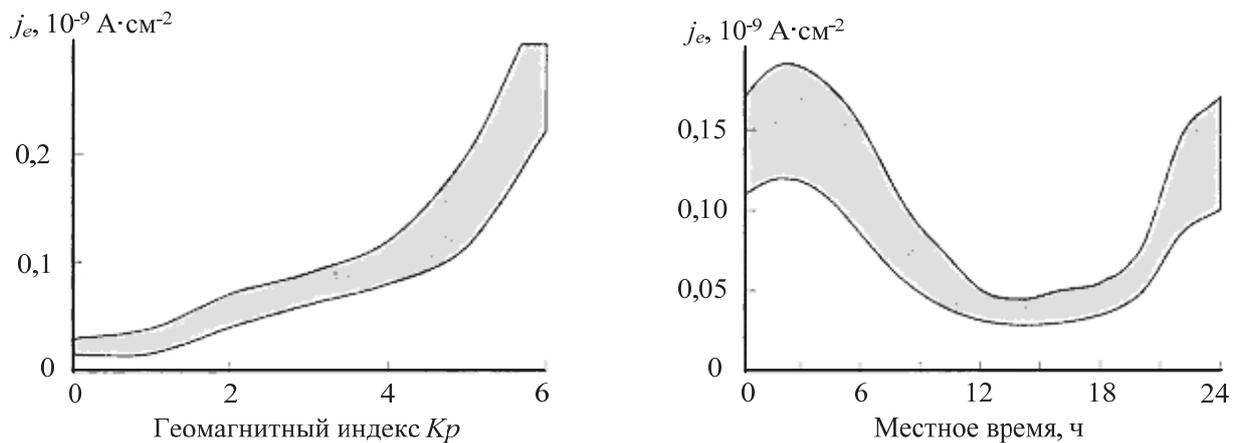


Рис. 5. Типичные изменения свойств электронных потоков магнитосферной плазмы в зависимости от геомагнитного индекса и местного времени подспутниковой точки

Энергетические спектры электронов и ионов горячей плазмы в области ГСО занимают диапазон энергий от 0,05 до 100 кэВ [4; 6; 8].

Орбита геостационарных спутников пролегает в областях магнитосферы, физические характеристики которых существенным образом зависят от местного времени точки нахождения спутника (рис. 5) [7]. Это связано с тем, что под воздействием потока заряженных частиц солнечной плазмы магнитное поле Земли сильно деформировано и на больших расстояниях от центра Земли существенно отличается от дипольного [9]. Расположение границ различных областей магнитосферы зависит от солнечной активности. При сильных солнечных бурях геостационарный космический аппарат в дневное время подспутниковой точки может выходить за пределы магнитосферы.

Кроме того, роль солнечного излучения в процессах электризации КА и его элементов на ГСО также

очень велика [6], соответственно, уровень зарядки существенно зависит от тока фотоэлектронной эмиссии.

Также стоит отметить, что в космосе при воздействии на КА потоков электронов РПЗ с $E > 2 \text{ МэВ}$, при значении флюенса электронов $\sim 10^{10} - 10^{11} \text{ см}^{-2}$, в диэлектриках возможно накопление объемного заряда и развитие объемных электрических разрядов [6; 10–14]. Оценки показывают, что при энергиях электронов порядка 5 МэВ глубина проникновения электронов в керамику двигателя может достигать порядка 5 мм [15]. Это говорит о том, что может иметь место не только поверхностная, но и объемная зарядка материалов двигателя.

Теоретический анализ показывает также, что на уровень зарядки диэлектрических поверхностей должна оказывать их температура. При этом, в общем случае, при повышении температуры уровень зарядки должен снижаться за счет рассасывания (стока) заряда

при более высоких уровнях тепловых колебаний атомов в узлах кристаллической решетки материала. Иными словами, чем выше температура материала, тем ниже должна быть его электростатическая зарядка и вероятность ЭСР. Способность накапливать заряд диэлектриками различного состава также может быть различной.

3. Направления исследований. С учетом изложенного выше, можно заключить, что проблема ЭСР в системе «двигатель–СПУ» носит сложный и многогранный характер. Необходимо выделить несколько аспектов, понимание и учет которых позволит осуществлять прогнозирование и контроль процессов зарядки диэлектрических элементов блоков коррекции:

- зарядка КА в космическом пространстве неизбежна; знак и величина равновесного потенциала КА зависит как от орбиты КА, так и от уровня солнечной активности;

- наибольшую опасность представляет дифференциальная зарядка различных элементов КА, что создает условия возникновения электростатических разрядов;

- с целью обеспечения равномерности зарядки всех элементов КА в условиях космического пространства необходимо, чтобы между поверхностью диэлектрических покрытий и металлическим корпусом КА обеспечивались токи утечки, превышающие токи зарядки;

- горячая плазма вызывает появление на КА наиболее высоких потенциалов; указанный потенциал может составлять от -10^3 до -10^4 В;

- горячая магнитосферная плазма вызывает объемную зарядку диэлектрических элементов конструкции блока коррекции за счет проникновения электронов высоких энергий в объем материала; в связи с этим обеспечение токов утечки с поверхности диэлектрического элемента конструкции двигателя не решает в полной мере вопрос выравнивания его потенциала относительно корпуса КА;

- уровень зарядки отдельных конструктивных элементов КА, в том числе двигателей, зависит от характеристик материала, их конструктивного исполнения и температуры; необходимо исследование этих зависимостей применительно к материалам, используемым в двигателях;

- учитывая возможность объемной зарядки, целесообразна реализация специальных мер, обеспечивающих минимизацию возможных последствий электростатических разрядов в электрических цепях между двигателем и СПУ;

- для разработки и реализации превентивных мер, направленных на защиту электрических цепей СПУ, связанных с двигателем, необходимы соответствующие знания, формирование которых возможно как теоретически, так и (в основном) с помощью проведения лабораторных исследований, обеспечивающих получение количественных параметров ЭСР в системе «двигатель–СПУ».

Условия проведения эксперимента должны быть максимально приближены к реальным с учетом худшего орбитального случая.

После получения экспериментальных результатов по изучению процессов ЭСР с различными типами двигателей необходимо их обобщение с целью построения математической модели, обеспечивающей прогнозирование зарядки электрореактивных двигателей произвольного исполнения, предусматривающей вариации конструктивного исполнения, применяемые материалы, а также условия эксплуатации.

Заключение. Таким образом, на основе теоретического анализа высказано предположение, что на работоспособность системы преобразования и управления двигателями могут влиять электростатические разряды со стороны двигателя, зарядка которого может быть обусловлена воздействием естественных факторов окружающей среды, в первую очередь, потоками электронов магнитосферной плазмы. Сформулирована задача изучения явлений ЭСР в системе «двигатель–СПУ», определены в первом приближении направления исследований. Поставлена задача разработки методов борьбы с данным явлением с целью повышения надежности функционирования двигательных систем геостационарных космических аппаратов.

Библиографические ссылки

1. State of the art and prospects of electric propulsion in Russia / V. Kim [et al.] // 28th International Electric Propulsion Conference (Toulouse, France, March 17–21, 2003). 10 p. IEPC-2003-340.
2. New Generation of SPT-100 / O. A. Mitrofanova [et al.] // 32nd International Electric Propulsion Conference (Wiesbaden, Germany, September 11–15, 2011). 7 p. IEPC-2011-041.
3. Development and qualification of Hall thruster KM-60 and the flow control unit / A. N. Kostin [et al.] // 33rd International Electric Propulsion Conference / The George Washington University (Washington, October 6–10, 2013). 11 p. IEPC-2013-055.
4. ESA ECSS E 10 04A. Space engineering: Space environment. 2000. 195 p.
5. Математическое моделирование электризации космических аппаратов / Л. С. Новиков [и др.] // Модель космоса. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. Л. С. Новикова. М. : КДУ, 2007. С. 276–314.
6. Модель космоса. В 2 т. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова. М. : КДУ, 2007. 1144 с.
7. Гаррет Г. Б., Спитейл Г. С. Моделирование ионосферной плазмы // Аэрокосмическая техника. 1986. № 3. С. 105–121.
8. MIL STD 1809(USAF). Space Environment for USAF Space Vehicles. 1991. 69 p.
9. Графодатский О. С., Исляев Ш. Н. Взаимодействие спутников связи с окружающей средой. Томск : МГП «РАСКО», 1993. 208 с.
10. Акишин А. И. Радиационные аномалии в космическом оборудовании, вызванные электроразрядными явлениями в облученных диэлектриках // Новые наукоемкие технологии в технике : энциклопедия.

Т. 17. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. Л. С. Новикова, М. И. Панасюка. М., 2000. С. 5–60.

11. Акишин А. И. Методы радиационных испытаний космических материалов : учеб. пособие. М. : Изд-во МГУ, 2005. 143 с.

12. Frederickson A. R., Holeman E. G., Mullen E. G. Characteristics of Spontaneous Electrical Discharging of Various Insulators in Space Radiations // *IEEE Trans. Nucl. Sci.* 1992. Vol. 39, No 6. P. 1773–1982.

13. HDBK 4002. Avoiding problems caused by spacecraft on-orbit internal charging effects // *NASA Technical Handbook*. 1999. 45 p.

14. Wrenn G. L., Smith R. J. K. The ESD threat to GEO satellites: empirical models for observed effects due to both surface and internal charging // *Environment Modeling for Space-based Applications* : Proc. ESA Symp. (ESA SP 392), ESTEC, Noordwijk, 1996. P. 121–124.

15. Калашников Н. П., Ремизович В. С., Рязанов М. И. Столкновения быстрых заряженных частиц в твердых телах. М. : Атомиздат, 1980. 272 с.

References

1. Kim V., Murashko V., Gorshkov O. et al. State of the art and prospects of electric propulsion in Russia. *28th international electric propulsion conference*. Toulouse, France, March 17–21, 2003, 10 p. IEPC- 2003-340.

2. Mitrofanova O. A., Gnizdor R. Yu., Murashko V. M., Koryakin A. I., Nesterenko A. N. New Generation of SPT-100. *32nd International Electric Propulsion Conference*, Wiesbaden, Germany. September 11–15, 2011, 7 p. IEPC-2011-041.

3. Kostin A. N., Lovtsov A. S., Vasin A. I., Vorovtsov V. V. Development and qualification of Hall thruster KM-60 and the flow control unit. *33rd International Electric Propulsion Conference*, The George Washington University, Washington, D.C. USA. October 6-10, 2013, 11 p. IEPC- 2013-055.

4. *ESA ECSS E 10 04A*. Space engineering: Space environment, 2000, 195 p.

5. Novikov L. S., Mileev V. N., Makletsov A. A., Sinolits V. V. et al. [Spacecrafts electrization mathematical modeling]. *Model' kosmosa. T. II. Vozdeistvie kosmicheskoi sredy na materialy I oborudovanie kosmicheskikh apparatov*. [Space model. Vol. 2. Space environment influence on spacecraft materials and equipment]. Under the editorship of L. S. Novikova. Moscow, CDU Publ., 2007, P. 276–314.

6. *Model' kosmosa. T. 2. Vozdeistvie kosmicheskoi sredy na materialy i oborudovanie kosmicheskikh apparatov* [Space model. Vol. 2. Space environment influence on spacecraft materials and equipment]. Under the editorship of M. I. Panasuka, L. S. Novikova. Moscow, CDU Publ., 2007, 1144 p.

7. Garret G. B., Spiteil G. S. Ionospheric plasma modeling. *Journal of Spacecraft and Rockets*. Vol. 22, No. 3, 1985, P. 231–244.

8. *MIL STD 1809(USAF)*. Space Environment for USAF Space Vehicles, 1991, 69 p.

9. Grafodatsky O. S., Islyaev Sh. N. *Vzaimodeistvie sputnikov svyazi s okruzhaushei sredoi* [Telecommunication satellites interaction with environment]. Tomsk, MGP “RASKO” Publ., 1993, 208 p.

10. Akishin A. I. [Radiating anomalies in the space equipment, caused by the sputter-ion phenomena in irradiated dielectric]. *Novye naukoemkie tekhnologii v tekhnike. Entsiklopediya. T. 17. Vozdeistvie kosmicheskoi sredy na materialy I oborudovanie kosmicheskikh apparatov*. [New high technologies in the technician. The encyclopedia. Vol. 17. Space environment influence on spacecraft materials and equipment]. Under the editorship of L. S. Novikova, M. I. Panasuka, Moscow, 2000, P. 5–60.

11. Akishin A. I. *Metody radiatsionnykh ispytaniy kosmicheskikh materialov* [Space materials radiating tests methods]. Moscow, MGU Publ., 2005, 143 p.

12. Frederickson A. R., Holeman E. G., Mullen E. G. Characteristics of Spontaneous Electrical Discharging of Various Insulators in Space Radiations. *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, 1992, Vol. 39, No. 6, P. 1773–1982.

13. *NASA Technical Handbook, HDBK 4002*. Avoiding problems caused by spacecraft on-orbit internal charging effects, 1999. 45 p.

14. Wrenn G. L., Smith R. J. K. The ESD threat to GEO satellites: empirical models for observed effects due to both surface and internal charging. *Proc. ESA Symp. “Environment Modeling for Space-based Applications”*, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 1996 (ESA SP 392), P. 121–124.

15. Kalashnikov N. P., Remizovich V. S., Ryzanov M. I. *Stolknoveniya bystrykh zaryazhennykh chastits v tverdkyh telakh*. [Fast charged particles collisions in solids]. Moscow, Atomizdat Publ., 1980, 272 p.

© Ермошкин Ю. М., Кочев Ю. В., Трофимчук Д. А., Якимов Е. Н., 2015