Данный текст является русскоязычной версией опубликованной на английском языке статьи и представлен в авторской редакции только на данном сайте!

UDC 621.396.69:629.76/.78 Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-2-244-251

For citation: Kochev Yu. V., Ermoshkin Yu. M., Ostapushchenko A. A. The use of sealed gas-filled EEE-parts in units intended for long operation under vacuum and increased voltage environment. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2020, Vol. 21, No. 2, P. 244–251. Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-2-244-251.

Для цитирования: Кочев Ю. В., Ермошкин Ю. М., Остапущенко А. А. О применении герметичных газонаполненных электрорадиоизделий в приборах, длительно работающих в условиях вакуума и повышенного напряжения // Сибирский журнал науки и технологий. 2020. Т. 21, № 2. С. 244–251. Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-2-244-251.

О ПРИМЕНЕНИИ ГЕРМЕТИЧНЫХ ГАЗОНАПОЛНЕННЫХ ЭЛЕКТРОРАДИОИЗДЕЛИЙ В ПРИБОРАХ, ДЛИТЕЛЬНО РАБОТАЮЩИХ В УСЛОВИЯХ ВАКУУМА И ПОВЫШЕННОГО НАПРЯЖЕНИЯ

Ю. В. Кочев¹, Ю. М. Ермошкин^{1*}, А. А. Остапущенко²

¹АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
 Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
 ²АО «Научно-производственный центр «Полюс»
 Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Кирова, 56в
 *E-mail: erm@iss-reshetnev.ru

В настоящее время динамично расширяется сфера применения электрореактивных двигательных систем для коррекции орбиты и управления положением космических аппаратов. Это вызвано их высокой экономичностью по сравнению с системами на базе жидкостных реактивных двигателей. Основными элементами электрореактивных систем являются плазменные или ионные двигатели. Для электропитания таких двигателей сложные энергопреобразующие электронные применяются приборы – системы преобразования и управления (СПУ). Такие приборы должны длительно (до 15 лет и более) работать в условиях глубокого вакуума и при этом вырабатывать достаточно высокие ускоряющие напряжения – от 300 В и выше. В составе приборов СПУ применяются различные электрорадиоизделия (ЭРИ), преимущественно в корпусном исполнении. Как правило, технология их изготовления такова, что внутри корпуса изначально находится воздух или азот при атмосферном давлении. Однако в процессе эксплуатации прибора вследствие неабсолютной герметичности корпусов ЭРИ давление внутри них снижается. В условиях приложения повышенных напряжений это может приводить к возникновению электрических пробоев между токоведущими частями внутри элементов, выходу их из строя С последующим отказом функциональных блоков прибора. В статье рассматриваются физические принципы возникновения пробоя подкорпусном в пространстве электрорадиоизделий. Приведены результаты измерения негерметичности некоторых типов высоковольтных ЭРИ. Дается оценка динамики спада давления до опасной с точки зрения пробоя зоны и длительности нахождения в ней. Показано, что длительность нахождения в опасной зоне по давлению может быть сопоставимой со сроком службы космического аппарата. Данное обстоятельство может затруднить применение корпусных газонаполненных ЭРИ в составе приборов, предназначенных для

работы в негерметичных отсеках космических аппаратов. Сформулированы рекомендации по выбору конструкции электрорадиоизделий с рабочим напряжением порядка 300 В и более, а также схемных решений при разработке высоковольтного оборудования, предназначенного для работы в вакууме.

Ключевые слова: закон Пашена, пробой, вакуум, негерметичность, электрорадиоизделие, система преобразования и управления, космический аппарат.

THE USE OF SEALED GAS-FILLED EEE-PARTS IN UNITS INTENDED FOR LONG OPERATION UNDER VACUUM AND INCREASED VOLTAGE ENVIRONMENT

Yu. V. Kochev¹, Yu. M. Ermoshkin^{1*}, A. A. Ostapushchenko²

¹JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems 52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation ²JSC "Scientific & Industrial Centre "Polyus" 56v, Kirov Av., Tomsk, 634050, Russian Federation ^{*}E-mail: erm@iss-reshetnev.ru

Today, the scope of application of electric propulsion systems for orbit correction and spacecraft's attitude control is rapidly expanding due to their high efficiency compared to liquid jet systems. The main elements of electric jet systems are plasma or ion thrusters. To ensure power supply of such thrusters, complex electronic power processing systems – power processing units (PPU) – are used. These units are capable to operate for a long time (up to 15 years or more) in a high vacuum environment and generate sufficiently high accelerating voltages – from 300 V and higher. PPU's comprise various EEE-parts, mainly in the case design. As a rule, the technology of their production is such that air or nitrogen is initially located inside the housing at atmospheric pressure. During the operation of the unit, the non-absolute hermeticity causes pressure decrease inside EEE housings. Due to high voltages applied, this can lead to electrical breakdowns between current-carrying elements inside the parts, their failure with the subsequent failure of the functional blocks of the unit. The paper considers the physical principles of the breakdown occurrence inside EEE-parts cases. The results of non-hermiticity measurements of several types of HV EEE-parts are presented. The dynamics of the pressure drop to the values dangerous from the point of view of breakdown event and the relevant occurrence duration are estimated. It is shown that duration of being exposed to the pressure-dangerous conditions can be as long as spacecraft service lifetime. It can make difficult to use packaged gas-filled EEE-parts at the level of units intended to operate in non-pressurized compartments of spacecraft. Recommendations are provided for selecting the design of EEE parts with an operating voltage of about 300 V or more, as well as circuit solutions used to develop high-voltage equipment intended to operate in vacuum environment.

Keywords: Paschen law, breakdown, vacuum, non-hermeticity, EEE-parts, power processing unit, spacecraft.

Введение. В составе двигательных подсистем современных космических аппаратов (КА) все большее применение находят электрореактивные двигатели (ЭРД) [1]. Это, прежде всего, обусловлено их лучшей экономичностью, по сравнению с двигателями, работающими на химическом топливе. Широким фронтом идет во всем мире разработка двигателей различных типов [2; 3]. Параллельно идет разработка приборов для управления и электропитания таких двигателей [4; 5]. Дальнейшее улучшение характеристик электрореактивных двигателей напрямую связано с увеличением ускоряющего напряжения, генерируемого системой преобразования и управления (СПУ). Если напряжение широко

применяемого отечественного двигателя типа СПД-100 находится на уровне порядка 300 В [6], то в более экономичных моделях оно составляет уже порядка 800 В и выше [7; 8]. В связи с этим очевидна необходимость применения в приборах СПУ высоковольтной элементной базы. Надежность электрорадиоизделий и правильность их применения определяют итоговую надежность бортовой аппаратуры, подсистемы и космического аппарата в целом. Поэтому вопросы надежности и условий применения электрорадиоизделий весьма важны и актуальны.

Необходимо отметить, что в настоящее время отечественные космические аппараты являются негерметичными и рассчитаны на 15 и более лет активного существования [9]. Это означает, что применяемые в составе оборудования КА электрорадиоизделия, в том числе высоковольтные, также должны обеспечивать нормальное функционирование в условиях вакуума в течение данного срока. Обычно конструктивное исполнение высоковольтных ЭРИ предполагает наличие герметичного корпуса, внутри которого расположен активный элемент (рис. 1).





Рис. 1. Конструкция корпуса типового герметичного ЭРИ: *а* – внешний вид; *б* – вид со снятой крышкой корпуса

Fig. 1. The housing design standard hermetic ERIE: a – appearance; b – view with the case cover removed

Корпус предназначен для защиты активных элементов на этапах хранения и наземной эксплуатации от механических повреждений и попадания внутрь посторонних загрязняющих или химически агрессивных веществ, в первую очередь влаги, которая может вызвать коррозию. Как правило, внутри корпуса изготовленного герметичного ЭРИ находится воздух либо азот при атмосферном давлении. Однако очевидно, что герметичность корпуса ЭРИ не может быть абсолютной. В процессе эксплуатации ЭРИ в вакууме вследствие утечек по месту присоединения крышки к основанию корпуса и диффузии непосредственно через материал корпуса давление внутри ЭРИ неизбежно снижается. В соответствии с законом Пашена, в условиях наличия высокого напряжения между внутренними электродами ЭРИ и при значении подкорпусного давления, попадающего в определенный диапазон (далее по тексту – зона Пашена), может возникнуть пробой, приводящий к выходу электрорадиоизделия из строя. Очевидно, что последствием отказа ЭРИ, в зависимости от принятых схемных решений прибора, может быть снижение его работоспособности вплоть до полного отказа. Отметим, что уровень герметичности корпусов ЭРИ регламентируется в технических условиях (ТУ) на

них и подтверждается в процессе проведения квалификационных и периодических испытаний электрорадизделий. Он может составлять $5 \cdot 10^{-5} - 5 \cdot 10^{-4}$ л·мкм рт. ст./с по порядку величины. Подтверждение параметра герметичности в процессе приемосдаточных испытаний ЭРИ, как правило, не проводится. Очевидно также, что реальная герметичность ЭРИ конкретного типа может иметь разброс, так как зависит от множества технологических факторов: фактического размера корпуса и основания ЭРИ, качества присоединения крышки, количества нанесенного клея, внешних условий в процессе герметизации и т. д.

С учетом важности обеспечения нормальной работы ЭРИ в составе высоковольтных приборов, предназначенных для работы в условиях вакуума, представляется целесообразным более детально рассмотреть обозначенную проблему и наметить возможные пути ее решения. Настоящая статья посвящена анализу причин и условий возникновения пробоев в корпусах герметичных ЭРИ, прогнозу времени попадания ЭРИ в зону Пашена и времени нахождения в ней, рассмотрению возможных способов борьбы с этим явлением для повышения надежности высоковольтных бортовых приборов негерметичных КА.

возникновения электрических разрядов в Физические принципы пределах конструкции электрорадиоизделий. Эффекты возникновения электрических пробоев в высоковольтной бортовой аппаратуре достаточно хорошо известны и изучены. В частности, известно, что плазма, формируемая двигателями космического аппарата, проникающая во внутренние полости высоковольтного оборудования, может создавать условия возникновения дуговых разрядов [10]. Существуют рекомендации по уменьшению вероятности появления электрических разрядов, например, минимизация заостренных и искривленных поверхностей проводников и электродов, приводящих к сильным неоднородностям электрического поля [11]. Однако эти рекомендации относятся к конструкции прибора, монтажу ЭРИ и проводников. Вопросы возникновения электрических пробоев на уровне конструкции ЭРИ в настоящее время изучены недостаточно.

Согласно общепризнанным представлениям, самостоятельный электрический разряд в газе возникает вследствие электрического пробоя при приложении между электродами напряжения зажигания. В случае однородного поля потенциал зажигания зависит от вида газа и произведения давления газа P на расстояние между электродами d. Установленный опытным путем закон Пашена говорит о том, что наименьшее напряжение зажигания газового разряда (напряжение пробоя) между двумя плоскими электродами есть величина постоянная при одинаковых значениях произведения $P \cdot d$ (рис. 2) [12].



Рис. 2. Кривые Пашена для различных газов

Fig. 2. Paschen curves for different gases

Теория возникновения пробоя (электронной лавины) в газе была предложена Таунсендом [13]. Согласно этой теории, пробойное напряжение следующим образом зависит от произведения давления на расстояние между электродами

$$U_{\rm np} = \frac{B \cdot P \cdot d}{\ln[\frac{A \cdot P \cdot d}{\ln(1 + \gamma^{-1})}]},\tag{1}$$

где γ – коэффициент, характеризующий поверхностную ионизацию (число электронов, выбитых из катода одним падающим ионом); $B = A\varphi_i$; $A = (P\lambda)^{-1}$; P – давление; λ – длина свободного пробега электронов в данных условиях; φ_i – потенциал ионизации молекулы газа (вольт).

Из приведенных графиков и формулы следует, что при фиксированном расстоянии между электродами существует интервал давлений (зона Пашена), в котором при наличии определенного электрического поля могут создаваться условия для пробоя межэлектродного промежутка. Из графиков также следует, что чем больше приложенное напряжение, тем шире зона Пашена.

На правой части кривой Пашена, т. е. при повышении давления, пробойное напряжение повышается из-за уменьшения длины свободного пробега электронов и соответствующего уменьшения кинетической энергии, набираемой ими при движении во внешнем электрическом поле. На левой части кривой, т. е. при понижении давления, пробойное напряжение также увеличивается, но из-за уменьшения количества вновь появившихся электронов по причине уменьшения частоты столкновений из-за снижения концентрации молекул газа.

Из графиков, представленных на рис. 2, следует, что минимальное пробойное напряжение воздуха составляет 325-330 В при значении параметра для *P*·*d* ≈ 0.5-0.6 мм рт.ст.•см. Очевидно, что для конкретного ЭРИ постоянными величинами являются расстояние между электродами и максимальное приложенное напряжение, а переменной величиной – давление воздуха внутри корпуса. Очевидно также, что время достижения зоны Пашена от момента помещения элемента в вакуум и длительность нахождения в ней зависят от объема подкорпусного пространства ЭРИ и значения показателя герметичности. Объем подкорпусного пространства некоторых типовых ЭРИ, как показано ниже в табл. 1, находится в ограниченном диапазоне, порядка 120-1500 мм³. Поэтому решающим фактором, определяющим время достижения зоны Пашена и длительность нахождения в ней, является фактическое значение показателя герметичности.

Динамика изменения давления внутри корпуса ЭРИ. При рассмотрении изменения давления внутри корпуса ЭРИ можно воспользоваться аналогией с задачей об изменении давления в сосуде при истечении из него воздуха в вакуум через малое отверстие. В вакуумной технике данная задача трактуется как откачка воздуха из сосуда при помощи так называемого идеального вакуумного насоса, в качестве которого принимается окружающая среда с нулевым давлением. В теории вакуумной техники [14–16] применяются следующие основные понятия.

По определению, Q = d(PV)/dt – поток (негерметичность, расход или показатель герметичности) газа – количество газа, откачиваемое из сосуда в единицу времени. Данный параметр имеет размерность Па·м³/с (Вт) или л·мкм рт.ст./с – для микротечей. Он может быть измерен и зависит от давления в сосуде.

S – быстрота (скорость) откачки вакуумного насоса или проводимость условного отверстия – объем газа, откачиваемого насосом в единицу времени. Размерность – M^3/c , л/с.

Скорость откачки характеризует производительность насоса и определяется при конкретном давлении, поэтому является фиксированной величиной.

Параметры Q и S связаны следующим соотношением:

$$Q = S \cdot P, \tag{2}$$

где *P* – текущее давление в сосуде.

Отсюда, при известных начальных значениях P_0 и Q_0 :

$$S = \frac{Q_0}{P_0}.$$
(3)

Исходя из определения потока с учетом неизменной величины объема подкорпусного пространства V и отрицательного значения скорости изменения давления (давление внутри корпуса ЭРИ падает вследствие микротечи), можно записать

$$Q = S \cdot P = \frac{Q_0}{P_0} \cdot P = -V \cdot \frac{dP}{dt}$$
(4)

ИЛИ

$$\frac{Q_0}{V \cdot P_0} \cdot dt = -\frac{dP}{P}.$$
(5)

После интегрирования (5) от 0 до t и от P_0 до P получаем время снижения давления в подкорпусном пространстве от P_0 до P

$$t = \frac{V \cdot P_0}{Q_0} \cdot \ln(\frac{P_0}{P}) . \tag{6}$$

Соответственно, значение давления в подкорпусном пространстве через время *t* после помещения ЭРИ в вакуум составит

$$P = P_0 \cdot e^{-\frac{Q_0}{P_0 \cdot V}t}.$$
 (7)

Необходимо отметить, что стандартными условиями для определения течи являются перепад давлений между внутренней и наружной сторонами изделия $\Delta P = 10^5 \Pi a \ (1 \ amm)$; пробный газ — воздух; температура — 298 К. Поток течи в стандартных условиях обозначается символом *B*. Однако на практике величину течи определяют не по воздуху, а по пробному газу, в качестве которого часто употребляется гелий. Для молекулярного режима течения справедливо соотношение между течью в стандартных *B* и испытательных *Q* условиях [16]

$$B = Q_0 \cdot \sqrt{\frac{M_{\Gamma}}{M_{\rm B}}},\tag{8}$$

где $M_{\Gamma} \approx 4$ – молекулярная масса пробного газа (гелий); $M_B \approx 29$ – молекулярная масса воздуха.

Так как в данном случае рассматривается истечение воздуха из корпуса ЭРИ, а течь Q определяется экспериментально по гелию, в формулах (6), (7) параметр Q_0 следует домножить на величину $(M_{\Gamma}/M_B)^{-1/2} = 0.375$. Тогда формула (6) уточняется

$$t = 2,67 \cdot \frac{V \cdot P_0}{Q_0} \cdot \ln(\frac{P_0}{P}).$$
(9)

Если обозначить t_1 – время снижения давления от начального P_0 до верхней границы зоны Пашена P_1 , а t_2 – время снижения до нижней границы P_2 , то интервал времени нахождения в зоне Пашена

$$\Delta t = t_2 - t_1 = 2,67 \cdot \frac{V \cdot P_0}{Q_0} \cdot \ln(\frac{P_1}{P_2}).$$
(10)

Для оценки времени снижения давления от атмосферного до верхней и нижней границы опасного диапазона необходимо знать уровень фактической негерметичности корпуса ЭРИ, т. е. величину течи Q₀. Основным фактором, влияющим на этот показатель, является конструктивное исполнение элемента и метод герметизации корпуса. В зависимости от конструкции и способа изготовления можно выделить элементы: а) с керамическими корпусами, герметичность которых обеспечивается клеевым соединением: б) металлостеклянными корпусами, герметичность которых обеспечивается сваркой; в) металлокерамическими корпусами, герметичность которых обеспечивается шовнороликовой сваркой. В АО «НПЦ «Полюс» были проведены испытания выборок некоторых высоковольтных ЭРИ, изготовленных по различным технологиям. Они показали, что фактическое значение показателя герметичности на 1-2 порядка меньше, чем в ТУ на элемент, т. е. реальная течь существенно меньше, чем указано в ТУ. Результаты испытаний для различных типов ЭРИ приведены в табл. 1.

Таблица 1

	10			in pussiin			
Ти п	Исполнение	Раб. напр. по ТУ	Объем внутр. полос- ти	Мин. расст. между электро -дами	Показа- тель герметич- ности Q0 по ТУ	Q₀ (измеренное значение)	Выборка
		В	мм ³	ММ	л·мкм рт. ст.·с ⁻¹	л [.] мкм рт. ст. ·с ⁻¹	шт.
1	Керамический корпус, с внутренней полостью. Герметичность корпуса обеспечивается клеевым соединением	600	120	0,5	5.10-4	7,6·10 ⁻⁶ – 9,8·10 ⁻⁵	97
2	Металлостеклянный корпус. Герметичность обеспечивается сваркой.	800	1500	1,5	5.10-5	$1,9\cdot 10^{-6} - 7,5\cdot 10^{-5}$	15
3	Металлокерамический корпус. Герметичность обеспечивается шовно- роликовой сваркой	600	120	0,5	5.10-4	$\begin{array}{c} 2,6{\cdot}10^{-6}-\\ 9,5{\cdot}10^{-6}\end{array}$	15
4	Металлокерамический корпус. Герметичность обеспечивается шовно- роликовой сваркой	450	230	0,5	5.10.5	$2 \cdot 10^{-6} - 5, 5 \cdot 10^{-6}$	15

Исполнение, параметры, нормируемый и фактический уровни показателя герметичности ЭРИ различных типов

Исходя из нормы показателя герметичности по ТУ и измеренных значений (см. табл. 1), используя формулу (10), оценим время, которое необходимо для того, чтобы давление в подкорпусном пространстве снизилось от исходного значения 1 атм до зоны Пашена, а также время нахождения в этой зоне (рис. 3). Поскольку фактическое значение течи имеет разброс, максимально возможная длительность нахождения в опасной зоне для данного типа ЭРИ равна разнице между временем выхода из зоны при минимальной течи и временем входа при максимальной течи.

Расчетные данные по временам спада давления для различных уровней показателя герметичности, рабочих напряжений и типов ЭРИ, приведенных в табл. 1, представлены в табл. 2. Рассмотренные типы ЭРИ, не имеют защиты электродов покрытием изолирующим составом, за исключением типа 2.



Рис. 3. График спада давления при норме показателя герметичности по ТУ с указанием зоны Пашена для каждого типа ЭРИ



Таблица 2

для эт и разной конструкции и разных показателей герметичности										
Тип ЭРИ	Зона Пашена, мм. рт. ст.	Показатель герметичности, л [.] мкм рт. ст.·с ⁻¹	Время спада до верхней границы зоны Пашена, сут	Время спада до нижней границы зоны Пашена, сут	Длительность нахождения в зоне Пашена, сут					
1	4–52	ТУ	15	29	14					
		факт., max	77	—	1869					
		факт., min	—	1946						
2	1–30	ТУ	2277	4674	2397					
		факт., тах	1518	—	121475					
		факт., min	—	122993						
3	4–52	ТУ	15	29	14					
		факт., тах	796	—	4892					
		факт., min	—	5688						
4	5–32	ТУ	342	543	201					
		факт., max	3111	_	10458					
		факт., min	_	13569						

Время спада давления до зоны Пашена, длительность нахождения в ней для ЭРИ разной конструкции и разных показателей герметичности

Анализ полученных результатов. Из табл. 1, 2 и рис. 3 можно заключить следующее:

1. Фактический уровень показателя герметичности, как правило, на 1–2 порядка ниже уровня, записанного в ТУ на элемент.

2. Фактический уровень показателя герметичности зависит от конструктивного исполнения ЭРИ и имеет наибольшие величины (максимальная течь) у ЭРИ с керамическими корпусами, герметичность которых обеспечивается клеевым соединением.

3. Имеется существенный разброс фактических значений показателя герметичности конкретного типа ЭРИ (до 40 раз), обусловленный различными технологическими факторами.

4. Время достижения верхней границы зоны Пашена от начала эксплуатации в натурных условиях, а также длительность нахождения в этой зоне зависят от фактического уровня показателя герметичности ЭРИ, величины подкорпусного объема, максимального рабочего напряжения между внутренними электродами. Длительность нахождения в опасной зоне может составлять от двух недель до нескольких десятков и даже сотен лет.

Эти выводы, как минимум, ставят под сомнение возможность нормальной работы газонаполненных корпусных высоковольтных ЭРИ в вакууме, так как в процессе длительной эксплуатации изделия (15 лет и более) элементы данного типа обязательно должны попасть в зону Пашена с повышенным риском пробоя.

Дополнительно был проведен анализ существующих отечественных стандартов, регламентирующих методологию квалификационных и приемосдаточных испытаний ЭРИ. Он показал, что испытания высоковольтных ЭРИ на возникновение электрических пробоев в подкорпусном пространстве в настоящее время не предусмотрены.

Из вышеизложенного можно сделать вывод о том, что применение высоковольтных газонаполненных ЭРИ в составе приборов, длительно работающих в условиях вакуума без дополнительных мероприятий, снижающих вероятность пробоя, сопряжено с повышенным риском.

Возможные направления решения проблемы обеспечения длительной работы высоковольтных приборов в условиях вакуума. С учетом изложенного возникает естественный вопрос о рекомендациях разработчикам высоковольтных приборов с длительным ресурсом, предназначенных для работы в вакууме. По мнению авторов можно предложить следующую логику проектирования приборов с применением высоковольтных ЭРИ:

1. Если это возможно, строить схемотехнику прибора таким образом, чтобы максимальное напряжение между внутренними электродами ЭРИ не превышало пробойного по закону Пашена (с некоторым запасом), например, не более 250 В.

2. Если невозможно избежать рабочих режимов высоковольтных ЭРИ с напряжением порядка 300 В и выше, то следует применять ЭРИ специального исполнения, которое исключило бы возможность пробоя по закону Пашена. В частности, в АО «НПЦ «Полюс» рассматривались следующие варианты модификации корпусных ЭРИ: а) покрытие внутренних электродов и кристалла изолирующими составами; б) частичная заливка внутренней полости изолирующим компаундом; в) сплошная заливка внутренней полости оставом.

Экспериментальные исследования показали, что лучшим решением в части обеспечения стойкости ЭРИ к электрическим пробоям является последний вариант, т. е. сплошная заливка подкорпусного пространства изолирующим компаундом. Другие методы усиливали стойкость подкорпусного пространства к электрическим пробоям, но полностью их не исключали.

3. Замена «малой течи» на условно «большую течь» выполнением в корпусе ЭРИ специальных отверстий для быстрого удаления внутренней атмосферы ЭРИ в начальный период эксплуатации прибора в вакууме. Включение прибора при этом должно осуществляться после гарантированного удаления воздуха из подкорпусного пространства ЭРИ, т. е. при снижении давления ниже нижней границы зоны Пашена.

Заключение. Анализ условий эксплуатации герметичных ЭРИ с заполненным газом подкорпусным пространством в составе длительно работающих в вакууме приборов негерметичного исполнения показывает, что ЭРИ данного типа вследствие естественных утечек могут попасть в опасную с точки зрения электрического пробоя зону по внутреннему давлению. При этом время попадания в эту зону и, что более существенно, длительность

нахождения в ней имеют значительный разброс – от двух недель до нескольких десятков лет, т. е. элемент может находиться в опасной зоне практически в течение всего срока жизни КА. Это обстоятельство ставит под сомнение возможность применения ЭРИ данного типа в соответствии с ТУ в составе долгоресурсных приборов негерметичного исполнения без специальных мер по исключению возможности возникновения пробоев по эффекту Пашена. К таковым мерам можно отнести снижение рабочего и максимального напряжения между электродами ЭРИ до уровня ниже пробойного, осуществляемое специальными схемными решениями, модификацию ЭРИ заливкой подкорпусного пространства изолирующим компаундом или применение специально разработанных ЭРИ для работы в вакууме (вентилируемых или в бескорпусном исполнении).

Библиографические ссылки

1. The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion in the Past 24 Years / D. Lev, R. V. Myers, K. M. Lemmer et al. // 35th Electric Propulsion Conference. IEPC-2017-242. Georgia Institute of Technology. USA, October 8–12, 2017. 18 p.

2. An overview of French electric propulsion activities at CNES / C. Boniface, F. Castanet, G. Giesen et al. // 36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-253. University of Vienna, Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019. 22 p.

3. Electric Propulsion Activities at Rafael in 2019 / D. Lev, R. Zimmerman, B. Shoor et al. // 36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-600. University of Vienna, Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019. 9 p.

4. Power Processing Unit Activities at Thales Alenia Space in Belgium / E. Bourguignon, S. Fraselle // 36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-584. University of Vienna, Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019. 8 p.

5. High Voltage Power Supply for Gridden Ion Thruster / A. Mallman, F. Forrisi, E. Mache et al. // 36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-A512. University of Vienna, Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019. 7 p.

6. New Generation of SPT-100 / O.A.Mitrofanova, R.Yu.Gnzdor, V.M.Murashko, A.I.Koryakin, A.N.Ntsterenko // 32nd Inernational Electric Propulsion Conference, IEPEC-2011-041, Wiesbaden, Germany, September 11–15, 2011. 7 p.

7. Development and qualification of Hall thruster KM-60 and the flow control unit / A. N. Kostin, A. S. Lovtsov, A. I. Vasin, V. V. Vorontsov // 33st International Electric Propulsion Conference, IEPC-2013-055, the George Washingtin University, USA, Okt. 6–10, 2013. 11 p.

8. Разработка высоковольтных холловских двигателей в Центре Келдыша / А. С. Ловцов, Д. А. Томилин, В. А. Муравлев // 68th Astronautical Congress, Adelaide, Australia, IAC-17-C4.4, 25–29 September 2017. 5 p.

9. Космические вехи : сб. науч. тр. / под ред. проф. Н. А. Тестоедова ; ОАО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнева». Красноярск, 2009. 704 с.

10. Методология обеспечения стойкости космического аппарата в условиях плазмы, формируемой стационарными плазменными двигателями / В. В. Иванов, И. А. Максимов, С. В. Балашов и др. // Вестник СибГАУ. 2006. № 1. С. 76–80.

11. ESCC-E-HB-20-05A Space engineering. High voltage engineering and design handbook, 2012. 219 p.

12. Gas Tube Design / H.H. Wittenberg // From: Electron Tube Design, RCA Electron Tube Division, 1962. P. 792–817.

13. Райзнер Ю. П. Физика газового разрядаю М. : Наука, 1992. 535 с.

14. Королев Б. И. Основы вакуумной техники. М. : Энергия, 1975. 416 с.

15. Виноградов М. Л., Карганов М. В., Кострин Д. К. Анализ чувствительности методов течеискания и способ ее повышения // Контроль. Диагностика. 2016. № 5. С. 36–42.

16. Рот А. Вакуумные уплотнения : пер. с англ. М. : Энергия, 1971. 464 с.

References

1. Lev D., Myers R. V., Lemmer K. M. et al. [The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion in the Past 24 Years]. 35th Electric Propulsion Conference. IEPC-2017-242. Georgia Institute of Technology. USA, October 8–12, 2017, 18 p.

2. Boniface C., Castanet F., Giesen G. et al. [An overview of French electric propulsion activities at CNES]. 36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-253. University of Vienna, Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, 22 p.

3. Lev D., Zimmerman R., Shoor B. et al. [Electric Propulsion Activities at Rafael in 2019]. 36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-600. University of Vienna, Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, 9 p.

4. Bourguignon E., Fraselle S. [Power Processing Unit Activities at Thales Alenia Space in Belgium]. 36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-584. University of Vienna, Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, 8 p.

5. A. Mallman, F. Forrisi, E. Mache et al. [High Voltage Power Supply for Gridden Ion Thruster]. 36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-A512. University of Vienna, Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, 7 p.

6. Mitrofanova O. A., Gnzdor R. Yu., Murashko V. M., Koryakin A. I., Ntsterenko A. N.. [New Generation of SPT-100]. 32nd Inernational Electric Propulsion Conference, IEPEC-2011-041, Wiesbaden, Germany, September 11–15, 2011, 7 p.

7. Kostin A. N., Lovtsov A. S., Vasin A. I., Vorontsov V. V. [Development and qualification of Hall thruster KM-60 and the flow control unit]. 33st International Electric Propulsion Conference, IEPC-2013-055, the George Washingtin University, USA, Okt. 6–10, 2013, 11 p.

8. Lovtsov A. S., Tomilin D. A., Muravlev V. A. [High-voltage Hall's thrusters development in Keldysh Centre]. 68th Astronautical Congress, Adelaide, Australia, IAC-17-C4.4.4, 25–29 September 2017, 5 p.

9. *Kosmicheskie vekhi: sb. nauch. tr.* [Space landmarks: papers collection]. OAO "Informacionnye sputnikovye sistemy" im. Akad. M. Ph. Reshetneva". Krasnoyarsk, 2009, 704 p.

10. Ivanov V. V., Maksimov I. A., Balashov S. V., Pervukhin A. V., Nadiradze A. B. [The methodology to ensure immunity of the satellite equipment of plasma from the stationary plasma thrusters]. *Aviacionnaya i kosmicheskaya tekhnika. VestnicSibGAU.* 2006, No. 1, P. 76–80 (In Russ.).

11. ESCC-E-HB-20-05A Space engineering. High voltage engineering and design handbook, 2012. 219 p.

12. Wittenberg H. H. [Gas Tube Design]. From: Electron Tube Design, RCA Electron Tube Division, 1962. P. 792–817.

13. Raizner Yu. P. *Phizika gazovogo razryada* [Gas discharge physic]. Moscow, Nauka Publ., 1992, 535 p.

14. Korolev B. I. *Osnovy vakuumnoi tekhniki* [Vacuum technique basis]. Moscow, Energiya Publ., 1975, 416 p.

15. Vinigradov M. L., Karganov M. V., Kostrin D. K. [The analysis of sensitivity of leak detection methods and a technique for its improvement]. *Control. Diagnostika*. 2016, No. 5, P. 36–42 (In Russ.).

16. Rot A. Vacuumnye uplotneniya [Vacuum Sealing Techniques]. 1971, Moscow, Energiya Publ., 464 p.

© Кочев Ю. В., Ермошкин Ю. М., Остапущенко А. А., 2020

Кочев Юрий Владимирович – кандидат технических наук, начальник группы; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: <u>koch@iss-</u>reshetnev.ru.

Ермошкин Юрий Михайлович – доктор технических наук, доцент, начальник лаборатории; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: <u>erm@iss-reshetnev.ru</u>.

Остапущенко Александр Анатольевич – ведущий инженер-конструктор; АО «Научно-производственный центр «Полюс».

Kochev Yuriy Vladimirovich – Cand. Sc. (tech.), head of propulsion subsystem electric design group; JSC "Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems". E-mail: <u>koch@iss-reshetnev.ru</u>.

Ermoshkin Yuriy Mikhailovich – D. Sc. (tech.), head of propulsion department; JSC "Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems". E-mail: <u>erm@iss-reshetnev.ru</u>.

Ostapushchenko Alexander Anatolyevich – leading design thrusterer; JSC "Scientific & Industrial Centre "Polyus".