

ОЦЕНКА КРИТИЧЕСКИХ ГРАНИЦ КОМПОНОВОЧНЫХ СХЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО УРОВНЮ ТЕПЛОВОГО И ЭРОЗИОННОГО ВОЗДЕЙСТВИЙ ПЛАЗМЕННЫХ СТРУЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.Б. Надирадзе

nadiradze@yandex.ru

А.А. Дудунов

lexadudunov489@mail.ru

МАИ, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Предложен инженерный метод учета теплового и эрозионного воздействий плазменных струй электроракетных двигателей на элементы конструкции космического аппарата. Метод основан на применении критических границ, определяющих область пространства, в которой размещение элементов конструкции космического аппарата является недопустимым из-за воздействия плазменной струи электроракетного двигателя. Критическая граница представляет собой поверхность, на которой показатели воздействия равны допустимому значению, внутри границы — превышают допустимые значения (область критического воздействия), а снаружи — меньше допустимых значений (область допустимого воздействия). Если элементы космического аппарата попадают в область критического воздействия, то положение электроракетных двигателей на космическом аппарате необходимо корректировать. В качестве показателя теплового воздействия используется равновесная температура поверхности, которая не должна превышать заданного допустимого значения. Показателем эрозионного воздействия является глубина эрозии. Допустимый уровень эрозионного воздействия зависит от материала и характеристик распыляемого элемента конструкции. Рассмотренные показатели определяют по плотности ионного тока в заданной точке пространства для наихудшего случая без учета угла падения ионов струи на поверхность. Определены критические границы для теплового и эрозионного воздействий струи стационарного плазменного двигателя СПД-100 на различные материалы. Показатели

Ключевые слова

Электроракетный двигатель, плазменная струя, тепловое воздействие, эрозионное воздействие, допустимый уровень воздействия, критическая граница

зано, что в отличие от традиционно применяемого ограничения по углу расходимости струи метод критических границ позволяет значительно повысить точность оценок и снизить вероятность ошибок при компоновке современных космических аппаратов

Поступила 08.07.2022

Принята 08.09.2022

© Автор(ы), 2023

Введение. Как известно, применение электроракетных двигателей (ЭРД) на космических аппаратах (КА) сопряжено с рядом негативных эффектов, обусловленных воздействием ионов струи на элементы конструкции КА [1–4]. Наиболее опасными для КА являются тепловое, эрозионное, механическое и загрязняющее воздействия. Решение проблемы обеспечения стойкости КА к воздействиям достигается различными способами, в частности выбором конструктивно-компоновочных схем (ККС), в которых влияние плазменных струй ЭРД на элементы конструкции КА сведено до допустимого уровня [5, 6].

Очевидно, что учет приведенных факторов должен проводиться на самых ранних этапах проектирования, поскольку ошибки на старте дорого обходятся на финише. Однако на ранних стадиях проектирования детальный анализ не всегда возможен, поскольку еще нет полных исходных данных о компоновке и материалах, применяемых на КА. В связи с этим конструкторам, проектирующим КА, необходим простой, интуитивно понятный алгоритм размещения ЭРД на КА, исключающий возможность превышения критических уровней воздействия и позволяющий добиться наиболее плотных компоновок КА [7].

В настоящее время для этого применяют ограничение по углу расходимости струи, полагая, что за границей угла расходимости потоки ионов отсутствуют, и в этой зоне можно устанавливать любое оборудование. Такой подход является весьма грубым и может приводить к значительным ошибкам как в лучшую, так и в худшую сторону. Кроме того, основной тенденцией проектирования современных КА является уплотнение ККС, когда размещение элементов конструкции КА вне конуса угла расходимости струи оказывается невозможным и конструкторам приходится брать на себя ответственность за размещение элементов КА внутри конуса расходимости, т. е. в области интенсивного воздействия ионов. В этой ситуации ранний учет возможного воздействия струи на КА является особенно актуальным.

Решить эту проблему можно, принимая во внимание специально рассчитанные критические границы воздействия, определяющие область пространства, в которой допустимо размещать элементы конструкции

КА. Поскольку априорная информация о точном положении элементов конструкции в струе и материалах их поверхности на начальных стадиях проектирования отсутствует, положение границ рассчитывают для худшего случая, что позволяет гарантированно исключить негативное воздействие струй ЭРД на КА.

Рассмотрим методы определения критических границ для теплового и эрозионного воздействий.

Основным критерием при выборе формы представления критических границ служит удобство их использования конструкторами. Расчеты проведены для струи двигателя СПД-100, наиболее часто применяемого на современных КА, по которому имеется исчерпывающая информация [4, 8, 9]. Аналогичные расчеты могут быть выполнены для струи любого другого двигателя. Для этого требуются данные об угловой зависимости плотности тока и энергетических спектрах ионов струи при различных углах вылета. Эта информация является стандартной при измерениях параметров струи, поэтому ее получение обычно не представляет больших сложностей.

Тепловое воздействие плазменной струи на элементы конструкции КА состоит в следующем: ионы струи передают кинетическую энергию кристаллической решетке материала, в результате чего температура материала возрастает.

Плотность теплового потока от ионов струи определяется выражением

$$q_i = \alpha j_i E_i \cos \theta, \quad (1)$$

где α — коэффициент аккомодации энергии иона; j_i — плотность ионного тока; E_i — энергия ионов струи; θ — угол падения ионов на поверхность.

Для оценок худшего случая примем, что $\theta = 0$ (нормальное падение ионов) и $\alpha \approx 1$. Последнее допущение справедливо для энергии ионов более 50...100 эВ [10, 11].

Если материал освещен солнцем, то к тепловому потоку от ионов струи добавляется тепловой поток солнечного излучения, поглощенный материалом:

$$q_s = A_s Q_s, \quad (2)$$

где A_s — коэффициент поглощения солнечного излучения; Q_s — плотность потока солнечного излучения (солнечная постоянная).

В предположении только теплообмена излучением формула для теплового потока, отводимого от поверхности материала, имеет вид

$$q_e = \varepsilon \sigma T_{surf}^4, \quad (3)$$

где ε — степень черноты материала; σ — постоянная Стефана — Больцмана; T_{surf} — температура поверхности.

При $q_e = q_i + q_s$ достигается равновесная температура поверхности

$$T_{eq} = \sqrt[4]{\frac{q_i + q_s}{\varepsilon \sigma}}. \quad (4)$$

Для построения критических границ будем использовать значения плотности ионного тока $j_0(\varphi)$ и средней энергии $E_0(\varphi)$ ионов в зависимости от угла φ вылета ионов на расстоянии r_0 от двигателя.

Согласно (4), тепловой поток q_i , при котором реализуется равновесная температура поверхности T_{eq} , определяется как

$$q_i = q_e(T_{eq}) - q_s, \quad (5)$$

соответствующее значение плотности ионного потока — по формуле

$$j_i = \frac{q_i}{E_i}. \quad (6)$$

Полагая, что плотность тока уменьшается пропорционально $1/r^2$, расстояние r вдоль луча φ , на котором равновесная температура элемента поверхности будет равна T_{eq} , можно определить по формуле:

$$r(\varphi) = r_0 \left[(j_0(\varphi) / q_i(T_{eq})) / E_i(\varphi) \right]^{1/2}. \quad (7)$$

Координаты этой точки в картезианской системе координат следующие:

$$x = r(\varphi) \cos \varphi; \quad (8a)$$

$$y = r(\varphi) \sin \varphi. \quad (8b)$$

Вычисляя эти значения для различных значений φ , получаем изолинию для равновесной температуры T_{eq} .

Для большинства материалов КА предельная температура эксплуатации не превышает 125 °С [12]. Значения коэффициентов A_s и ε могут варьироваться в широких пределах в зависимости от функционального назначения материалов [13] (рис. 1).

Результаты расчета границы допустимых температур (ГДТ) в виде изолиний $T_{eq} = 125$ °С струи двигателя СПД-100 для различных значений A_s и ε приведены на рис. 2. Необходимые для расчета значения плотности тока и средней энергии ионов в струе СПД-100 взяты из [8, 14]. Номера материалов на рис. 2 соответствуют номерам материалов на рис. 1.

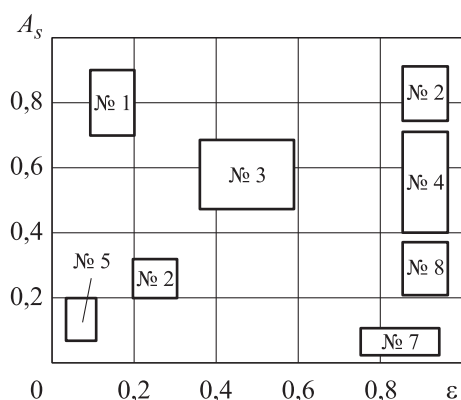


Рис. 1. Коэффициент поглощения A_s и степень черноты ε типичных материалов КА [13]:

№ 1 — специальное черное покрытие; № 2 — черные краски; № 3 — металлы с матовой поверхностью; № 4 — серые и цветные краски; № 5 — полированные металлы; № 6 — краски на основе металлов; № 7 — обратная сторона металлизированных полимерных пленок; № 8 — белые краски

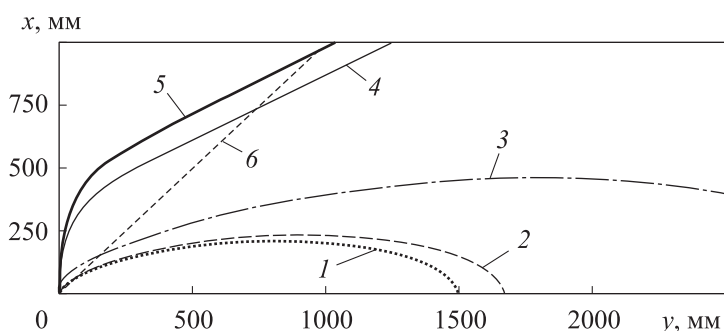


Рис. 2. Границы допустимых температур ($T_{eq} = 125\text{ }^{\circ}\text{C}$)

в струе двигателя СПД-100 при разных значениях коэффициентов (A_s ; ε):
 1 — абсолютно черное тело; 2 — № 7 (0,1; 0,9); 3 — № 4 (0,7; 0,9); 4 — № 3 (0,5; 0,5);
 5 — № 6 (0,3; 0,3); 6 — граница струи (угол расходимости струи, в который попадает 90 % направленного потока ионов)

Если элемент конструкции находится внутри ГДТ, то его температура может превысить T_{eq} , если снаружи — гарантированно не превысит T_{eq} . Соответственно, размещение элементов конструкции внутри области, ограниченной ГДТ, недопустимо, а снаружи — разрешено.

Согласно рис. 2, на положение ГДТ существенное влияние оказывают термооптические характеристики материалов КА (A_s , ε) и солнечное освещение. На освещенной стороне КА равновесная температура поверхности может достигать 80...100 °С. Поэтому даже относительно небольшие тепловые потоки от ионов струи ЭРД могут приводить к увеличению температуры материалов более допустимого уровня. Проведенные расчеты показывают, что материалы с малыми значениями ε (металлы с матовой поверхностью, краски на основе металлов, полированные металлы и др.) могут перегреваться под действием плазменной струи ЭРД.

Причем для таких материалов перегрев возможен даже за границей угла расходимости струи.

Практическое применение ГДТ предполагает, что границы заранее рассчитаны для всех типичных элементов конструкции КА применительно к конкретному типу двигателя. Поскольку такие расчеты проводятся один раз, а полученные ГДТ применяются на разных предприятиях, они могут быть включены в перечень технических характеристик ЭРД.

Эрозионное воздействие плазменной струи на элементы конструкции КА состоит в том, что ионы струи выбивают атомы материала, в результате происходит его эрозия, скорость которой определяется соотношением [15]:

$$\delta = \frac{j_i}{e} (\cos \theta) Y(E, \theta) \frac{m_a}{\rho}, \quad (9)$$

где $Y(E, \theta)$ — коэффициент распыления материала (атом/ион); e — заряд электрона; m_a, ρ — средняя масса атома и плотность распыляемого материала.

Если пучок не моноэнергетический, то скорость эрозии вычисляется путем усреднения по всему спектру частиц. Для этого вводится понятие распылительной способности ионов струи:

$$W_\varphi = \int_E f_\varphi(E) Y_0(E) dE, \quad (10)$$

где $f_\varphi(E)$ — функция плотности распределения ионов струи по энергиям при угле φ падения ионов; $Y_0(E)$ — коэффициент распыления при нормальном угле падения ионов.

Зависимости распылительной способности струи двигателя СПД-100 от углов падения ионов относительно оси струи для сплава АМгб приведены на рис. 3. Данные по коэффициенту распыления взяты из [15].

Из рис. 3 следует, что оценка распылительной способности по средней энергии ионов занижена в 1,5–2 раза по сравнению со значением распылительной способности, вычисленной с учетом энергетического спектра ионов. Поэтому при определении критических границ следует использовать распылительную способность ионов, полученную по формуле (10).

Отметим, что в периферийной зоне струи точность определения распылительной способности резко снижается из-за неточности энергетических спектров. Для оценок худшего случая при больших углах вылета ионов принято крайнее правое значение W_φ (в данном случае $W_\varphi = 0,011$ для угла вылета 63°).

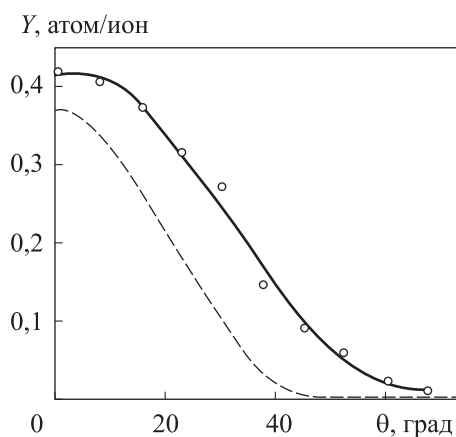


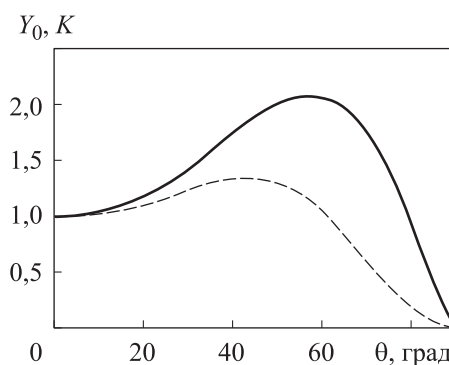
Рис. 3. Зависимости распылительной способности струи двигателя СПД-100 от углов падения ионов, вычисленные по средней энергии ионов E_{mid} (---); \circ — значения, рассчитанные по формуле (10) (—) и аппроксимированные полиномом $y = -1,158 \cdot 10^{-8} x^4 + 5,007 \cdot 10^{-6} x^3 - 4,065 \cdot 10^{-4} x^2 + 2,212 \cdot 10^{-3} x + 4,158 \cdot 10^{-1}$

Угловая зависимость коэффициента распыления сильно влияет на скорость эрозии. Поскольку угол падения ионов априори неизвестен, расчет следует проводить для худшего случая, которому соответствует максимальное значение скорости распыления $K(\theta) = (\cos \theta) \bar{Y}(\theta)$, где $\bar{Y}(\theta)$ — безразмерный коэффициент распыления.

Для примера на рис. 4 приведены графики зависимости $Y_0(\theta)$ сплава АМгб и соответствующей зависимости $K(\theta)$. Видно, что максимальное значение $K(\theta) = K_{max} = 1,33$ реализуется при угле падения ионов $\theta = 45^\circ$. Таким образом, окончательное выражение для максимальной скорости эрозии примет вид:

$$\delta_{max} = \frac{j_i}{e} K_{max} W(\varphi) \frac{m_a}{\rho}. \tag{11}$$

Рис. 4. Зависимости коэффициента $Y_0(\theta)$ (сплошная) и скорости распыления $K(\theta)$ (штриховая) сплава АМгб от угла падения ионов



Из (11) находим плотность тока, соответствующую заданному значению скорости эрозии:

$$j_*(\delta, \varphi) = e \frac{\delta}{K_{max} W(\varphi) m_a} \rho. \tag{12}$$

На практике удобнее оперировать не скоростью эрозии, а ее глубиной h за время τ работы двигателя. В этом случае

$$j_*(\delta, \varphi) = e \frac{\delta}{K_{\max} W(\varphi)} \frac{h \rho}{t m_a}. \quad (13)$$

Расстояние от центра двигателя до изолинии $h = \text{const}$ определяется так:

$$r(\varphi) = r_0 \left[\frac{j_0(\varphi)}{j_*(h, \varphi)} \right]. \quad (14)$$

Координаты точек изолинии определяются по формуле (8).

Результаты расчета границы области эрозии (ГОЭ) сплава АМгб в струе двигателя СПД-100 за время работы двигателя $\tau = 2000$ ч приведены на рис. 5. Каждая ГОЭ является изолинией для значения h_* . Если элемент конструкции находится внутри области, ограниченной ГОЭ, уровень его эрозии может превышать h_* , если снаружи — уровень эрозии будет гарантированно меньше h_* .

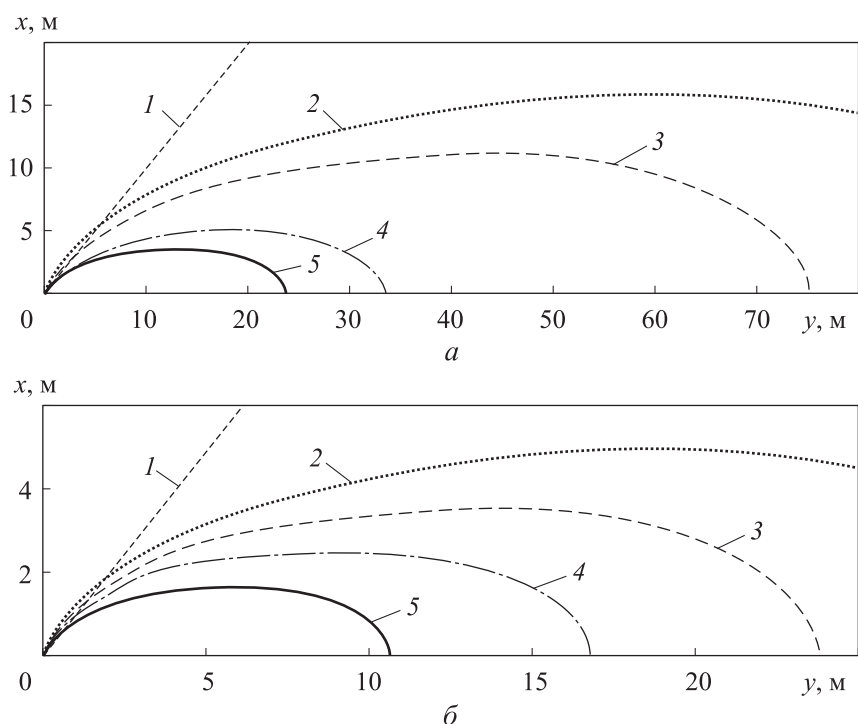


Рис. 5. Границы области эрозии сплава АМгб за 2000 ч в струе двигателя СПД-100 для различных значений h :

1 — граница струи, в которую попадает 90 % направленного потока ионов;
2–5 — $h = 0,5; 1; 5$ и 10 мкм (а) и $h = 5; 10; 20$ и 50 мкм (б)

Согласно рис. 5, использование ограничений по углу расходимости в ближней зоне струи (до 2...5 м) может давать заниженный результат, а в дальней — сильно завышенный. В связи с этим использование ГОЭ представляется более эффективным и позволяет размещать элементы КА даже внутри конуса угла расходимости струи.

Если время воздействия отличается от указанного на диаграмме или элемент выполнен из другого материала, необходимо пересчитать ГОЭ по приведенным формулам. Однако для экспресс-оценок можно использовать простую пропорцию:

$$h_1 = h_0 \frac{\tau_0 \delta_0}{\tau_1 \delta_1},$$

где индекс «0» соответствует материалу, применяемому при построении диаграммы, а индекс «1» — новому материалу.

Характерные значения скорости эрозии δ некоторых материалов при нормальном падении ионов ксенона с энергией 300 эВ при плотности тока 1 А/м² приведены в таблице. Данные для расчета взяты из [15].

**Значения скорости распыления материалов КА
при воздействии ионов ксенона**

Материал	Коэффициент распыления Y , атом/ион	Молекулярная масса M_w , а.е.м.	Средняя масса атома ρ , г/см ³	Скорость эрозии δ , мкм/ч
АМгб	0,51	27	2,7	0,18
К215	0,69	20	2,2	0,23
Полиимид	0,42	12	1,6	0,06
Углепластик	0,24	9,8	1,4	0,11
Серебро	1,91	107,9	10,5	0,71
Медь	1,26	63,5	8,9	0,32
Золото	1,76	196,9	19,3	0,65
Олово	2,97	118,7	7,3	1,74
Коррозионно-стойкая сталь	0,61	55,4	7,8	0,16
Вольфрам	0,59	183,8	19,3	0,20
Молибден	0,43	95,6	10,2	0,14
Графит	0,08	12	2,3	0,02
Al ₂ O ₃	0,09	20,4	3,9	0,02
MgF ₂	0,37	62,3	3,2	0,26

Отметим, что критический уровень эрозионного воздействия струи на материалы КА зависит от многих факторов и, как правило, определяется особенностями включающей системы. Определение допустимой глубины эрозии элементов конструкции КА является весьма сложной научно-технической задачей, требующей экспериментального подтверждения полученных результатов.

Выводы. При выборе конструктивно-компоновочной схемы КА с ЭРД существенным ограничивающим фактором является уровень воздействия плазменной струи ЭРД на КА. Этот фактор должен учитываться на самых ранних стадиях проектирования. Применяемое в настоящее время ограничение по углу расходимости струи уже не может удовлетворить требованиям разработчиков, поскольку плотность компоновки КА постоянно растет и размещение элементов конструкции вне конуса угла расходимости струи в большинстве случаев становится невозможным. Предложен подход, позволяющий решить указанную проблему применительно к эффектам теплового и эрозионного воздействий. Он основан на применении критических границ, ограничивающих область струи, внутри которой воздействие на КА превышает допустимое значение. Конструктор не должен размещать элементы КА внутри областей, ограниченных критическими границами.

Критические границы определяются для каждого двигателя и каждого элемента конструкции индивидуально по приведенным формулам. Принципиальным отличием критических границ от конуса угла расходимости является то, что они определяются не по плотности тока, а по максимально возможному уровню воздействия струи на элементы конструкции. Этим и достигается повышение точности положения границ.

Исходными данными для расчета являются параметры струи (угловая зависимость для плотности тока и энергетические спектры ионов) и характеристики материалов, на которые может воздействовать струя.

В результате расчетов выявлено, что ограничения по критическим границам значительно отличаются от ограничений по углу расходимости и позволяют размещать элементы конструкции внутри конуса угла расходимости, что особенно актуально в связи с уплотнением компоновок КА.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Ким В.П., Надирадзе А.Б., Попов Г.А. и др. Проблемы применения электроракетных двигателей на космических аппаратах. В кн.: Модель космоса. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М., Университет, 2007, с. 615–659.

- [2] Райкунов Г.Г., ред. Вопросы защиты космических аппаратов от электрофизического воздействия. Системная баллистика и эффективность космических систем дистанционного зондирования Земли. М., НИИ «ЭНЦИТЕХ», 2012.
- [3] Ходненко В.П. Влияние стационарных плазменных двигателей на работоспособность КА «Электро-М» и КА «Электро-М1». *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*, 2018, т. 164, № 3, с. 44–46.
- [4] Goebel D.M., Katz I. Fundamentals of electric propulsion. New York, John Wiley & Sons, 2008.
- [5] Краев М.В., Ермошкин Ю.М., Чугунов А.Е. Оптимизация компоновки двигателей коррекции наклона орбиты на космическом аппарате. *Известия вузов. Авиационная техника*, 2001, № 3, с. 64–66.
- [6] Толстель О.В. Проектирование и оптимизация блоков космических аппаратов на основе генетических алгоритмов. *Известия вузов. Авиационная техника*, 2005, № 4, с. 41–45.
- [7] Феоктистов К.П., ред. Космические аппараты. М., Воениздат, 1983.
- [8] Absalamov S.K., Andreev V.B., Colbert T., et al. Measurement of plasma parameters in the stationary plasma thruster (SPT-100) plume and its effect on spacecraft components. *AIAA Meet. Pap.*, 1992, no. 92–3156. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1992-3156>
- [9] Pagano D., Scaranzin S., Meniconi G., et al. Performance and plume characterization of the SPT-100B thruster. *Joint Conf. 30 ISTS, 34 IEPC and 6 NSAT*, 2015, art. IEPC-2015-010.
- [10] Шувалов В.А. Об аккомодации энергии газовых ионов на поверхностях поликристаллов. *ПМТФ*, 1983, № 6, с. 17–25.
- [11] Шувалов В.А. О влиянии атомного веса мишени на величину коэффициента аккомодации энергии ионов потока частично ионизированного газа. *ПМТФ*, 1979, № 3, с. 83–87.
- [12] ASTM E1559-09. Standard test method for contamination outgassing characteristics of spacecraft materials. West Conshohocken, ASTM, 2016.
- [13] Акишин А.И., Новиков Л.С. Воздействие окружающей среды на материалы космических аппаратов. М., Знание, 1983.
- [14] Khartov S.A., Nadiradze A.B., Yakubov A.M., et al. Some remarks about published data concerning the SPT-100 jet parameters distribution. *Proc. 2nd Europ. Spacecraft Conf.*, 1997, vol. IEPC-97-152, pp. 937–941.
- [15] Бериш Р., ред. Распыление твердых тел ионной бомбардировкой. М., Мир, 1984.

Надирадзе Андрей Борисович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Электро-ракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки» МАИ (Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4).

Дудунов Алексей Андреевич — инженер кафедры «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки» МАИ (Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Надирадзе А.Б., Дудунов А.А. Оценка критических границ компоновочных схем космических аппаратов по уровню теплового и эрозионного воздействий плазменных струй электроракетных двигателей. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2023, № 1 (144), с. 38–51.

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2023-1-38-51>

**ESTIMATION OF THE REJECTION BOUNDARIES
OF THE SPACECRAFT SCHEMATIC LAYOUT BY THERMAL
AND EROSION EFFECTS LEVEL
OF THE ELECTRIC ROCKET ENGINES PLASMA JETS**

A.B. Nadiradze

nadiradze@yandex.ru

A.A. Dudunov

lexadudunov489@mail.ru

Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation

Abstract

The paper proposes an engineering method to account for thermal and erosive effects of the electric rocket engine plasma jet on the spacecraft structural elements with the electric rocket engines installed on a spacecraft. The method is based on introducing the rejection boundaries that define the region of space, where installation of the spacecraft structural elements is unacceptable from the point of view of certain impact type. The rejection boundary is a surface, where the impact indicators are equal to the allowable value, inside the boundaries they exceed the allowable values (critical impact area), and outside the boundaries they stay below the allowable values (admissible impact area). If the spacecraft elements appear in the critical impact area, position of the electric rocket engines on the spacecraft should be corrected. Equilibrium surface temperature is the thermal effect indicator, which should not exceed the given allowable value; an erosion depth is the erosive effect indicator. Allowable level of erosive action depends on material and characteristics of the sprayed structural element. The considered indicators were determined by the ion current density

Keywords

Electric rocket engine, plasma jet, thermal effect, erosive effect, allowable effect level, rejection boundary

at the given point in space for the worst case without accounting for the jet ions angle of incidence on the surface. Rejection boundaries were found for the plasma jet thermal and erosive effects of the SPT-100 stationary engine on various materials. It is shown that, in contrast to the traditionally used limitation on the jet divergence angle, the rejection boundary method makes it possible to significantly improve the accuracy of estimates and reduce the probability of errors in the layout of a modern spacecraft

Received 08.07.2022

Accepted 08.09.2022

© Author(s), 2023

REFERENCES

- [1] Kim V.P., Nadiradze A.B., Popov G.A., et al. Problemy primeneniya elektroraketnykh dvigateley na kosmicheskikh apparatakh. V kn.: Model kosmosa. T. 2. Vozdeystvie kosmicheskoy sredy na materialy i oborudovanie kosmicheskikh apparatov [Problems of using electric rocket engines on spacecraft. In: Model of Space. Vol. 2. Effects of space environment on materials and equipment of spacecrafts]. Moscow, Universitet Publ., 2007, pp. 615–659 (in Russ.).
- [2] Raykunov G.G., ed. Voprosy zashchity kosmicheskikh apparatov ot elektrofizicheskogo vozdeystviya. Sistemnaya ballistika i effektivnost kosmicheskikh sistem dstantsionnogo zondirovaniya Zemli [Issues of spacecraft protection from electrophysical effects. System ballistics and efficiency of space remote sensing systems]. Moscow, NII “ENTSITEKH” Publ., 2012.
- [3] Khodnenko V.P. Impact of stationary plasma thrusters on “Electro-M” and “Electro-M1” satellites operability. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIEM* [Electromechanical Matters. VNIEM Studies], 2018, vol. 164, no. 3, pp. 44–46 (in Russ.).
- [4] Goebel D.M., Katz I. Fundamentals of electric propulsion. New York, John Wiley & Sons, 2008.
- [5] Kraev M.V., Ermoshkin Yu.M., Chugunov A.E. Optimization of spacecraft engine layout for correction of orbit inclination. *Izvestiya vuzov. Aviatsionnaya tekhnika*, 2001, no. 3, pp. 64–66 (in Russ.).
- [6] Tolstel O.V. Design and optimization of SV units with the use of the genetic algorithms. *Russian Aeronautics*, 2005, no. 4, pp. 41–45 (in Russ.).
- [7] Feoktistov K.P., ed. Kosmicheskie apparaty [Spacecraft]. Moscow, Voenizdat Publ., 1983.
- [8] Absalamov S.K., Andreev V.B., Colbert T., et al. Measurement of plasma parameters in the stationary plasma thruster (SPT-100) plume and its effect on spacecraft components. *AIAA Meet. Pap.*, 1992, no. 92-3156. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1992-3156>
- [9] Pagano D., Scaranzin S., Meniconi G., et al. Performance and plume characterization of the SPT-100B thruster. *Joint Conf. 30 ISTS, 34 IEPC and 6 NSAT*, 2015, art. IEPC-2015-010.

- [10] Shuvalov V.A. On the accommodation of the energy of gas ions on the surfaces of polycrystals. *PMTF*, 1983, no. 6, pp. 17–25 (in Russ.).
- [11] Shuvalov V.A. On the effect of the atomic weight of a target on the value of the coefficient of accommodation of the ion energy of a partially ionized gas flux. *PMTF*, 1979, no. 3, pp. 83–87 (in Russ.).
- [12] ASTM E1559-09. Standard test method for contamination outgassing characteristics of spacecraft materials. West Conshohocken, ASTM, 2016.
- [13] Akishin A.I., Novikov L.S. *Vozdeystvie okruzhayushchey sredy na materialy kosmicheskikh apparatov* [Environmental impact on spacecraft materials]. Moscow, Znanie Publ., 1983.
- [14] Khartov S.A., Nadiradze A.B., Yakubov A.M., et al. Some remarks about published data concerning the SPT-100 jet parameters distribution. *Proc. 2nd Europ. Spacecraft Conf.*, 1997, vol. IEPC-97-152, pp. 937–941.
- [15] Behrisch R., ed. *Sputtering by particle bombardment I*. Berlin, Springer-Verlag, 1981.

Nadiradze A.B. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Electric Rocket Engines, Power and Power Physical Systems, Moscow Aviation Institute (Vолоколamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation).

Dudunov A.A. — Engineer, Department of Electric Rocket Engines, Power and Power Physical Systems, Moscow Aviation Institute (Vолоколamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Nadiradze A.B., Dudunov A.A. Estimation of the rejection boundaries of the spacecraft schematic layout by thermal and erosive effects level of the electric rocket engines plasma jets. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2023, no. 1 (144), pp. 38–51 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2023-1-38-51>