ФИЗИКА ПЛАЗМЫ
И ПЛАЗМЕННЫЕ МЕТОДЫ

УДК 629.7.036.74 PACS: 34.10.+x, 52.75.Di

Методика переноса результатов наземных измерений параметров струи стационарного плазменного двигателя на условия эксплуатации в космосе

Ю. Л. Фролова, А. Б. Надирадзе, А. С. Ловцов, Д. А. Томилин

Представлена методика экстраполяции угловых и энергетических характеристик ионов струи СПД, полученных в условиях стенда, на натурные условия эксплуатации. Исходными данными для экстраполяции являлись тормозные характеристики зондов-энергоанализаторов, измеренные при различных значениях давления фонового газа в вакуумной камере. Для получения достоверного результата из тормозных характеристик были исключены ионы перезарядки, образующиеся в результате взаимодействия ионов струи с частицами фонового газа, и учтено ослабление потока ионов за счет перезарядки. Полученные угловые зависимости откалиброваны по тяге. После этого зависимости плотности тока от давления при фиксированных значениях угла вылета ионов аппроксимировались полиномом второй степени. В качестве искомого значения плотности тока принималось значение аппроксимирующей функции в точке нулевого давления. В результате были получены угловые и энергетические характеристики ионов струи СПД, реализуемые в натурных условиях эксплуатации.

Ключевые слова: стационарный плазменный двигатель, параметры струи, угловая зависимость, энергетический спектр, измерение, условия стенда, экстраполяция, условия натурной эксплуатации.

Ссылка: *Фролова Ю. Л., Надирадзе А. Б., Ловцов А. С., Томилин Д. А.* // Успехи прикладной физики. 2020. Т. 8. № 6. С. 454.
Reference: Y. L. Frolova, A. B. Nadiradze, A. S. Lovtsov, and D. A. Tomilin, Usp. Prikl. Fiz. **8** (6), 454 (2020).

Введение

Стационарные плазменные двигатели (СПД) находят широкое применение на борту современных космических аппаратов (КА) [1–3]. Вместе с тем, высокие скорости истечения частиц и их ионизированное состояние приводят к тому что, струя

Фролова Юлия Леонидовна[1], аналитик.
Надирадзе Андрей Борисович[2], профессор, д.т.н.
Ловцов Александр Сергеевич[3], нач. отдела электрофизики, к.ф.-м.н.
Томилин Дмитрий Андреевич[3], в.н.с., к.ф.-м.н.
[1] ФГУП «ВНИИМС».
Россия, 119361, Москва, ул. Озерная, 46.
E-mail: ylfrolova@yandex.ru
[2] Московский авиационный институт.
Россия, 125993, Москва, Волоколамское шоссе, 4.
E-mail: nadiradze@mai.ru
[3] ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша».
Россия, 125438, Москва, ул. Онежская, 8.
E-mail: lovtsov@kerc.msk.ru

Статья поступила в редакцию 17 августа 2020 г.

© Фролова Ю. Л., Надирадзе А, Б., Ловцов А. С., Томилин Д. А., 2020

СПД может интенсивно взаимодействовать с материалами внешних поверхностей КА и его системами. К наиболее значимым эффектам взаимодействия относят механическое, эрозионное и загрязняющее воздействия струи СПД на КА. В некоторых случаях возможно воздействие на солнечные батареи, высоковольтную бортовую аппаратуру, оптические приборы и другие системы КА [4–6].

Решение данной проблемы требует детального исследования и построения математической модели струи СПД, обеспечивающей достаточно высокую точность расчетов. Однако сложность процессов, протекающих в СПД, до сих пор не позволяет построить математическую модель, обладающую требуемыми прогностическими качествами. В связи с этим для проведения анализов воздействия струй СПД на КА обычно используют модели, построенные по экспериментальным данным [7–10].

Чтобы реализовать условия измерений, наиболее приближенные к реальным, средства откачки должны иметь производительность не менее 500 м^3/с [11], что трудно достижимо даже на современном уровне техники. Поскольку производительность откачных систем существующих стендов ограничена, при испытаниях СПД (особенно – большой мощности), могут возникать значительные ошибки измерений параметров струи [12–14]. При этом наибольшие ошибки возникают в периферийной области струи, то есть там, где происходит наиболее интенсивное воздействие ионов на КА и там, где требуется наибольшая точность модели.

Чтобы определить параметры «свободной» струи (т. е. струи, которая реализуется в условиях натурной эксплуатации) в ряде работ [10] предлагается проводить измерения параметров струи при нескольких значениях давления в вакуумной камере, а затем экстраполировать результаты измерений на условия натурной эксплуатации. При таком подходе можно исключить практически все факторы, влияющие на параметры струи и получить результат, наиболее приближенный к реальности.

В данной работе предлагается методика экстраполяции, в которой, в отличие от существующих, учтено ослабление потока ионов струи при их распространении от двигателя до точки установки зондов-энергоанализаторов. Это позволяет исключить влияние процессов в вакуумной камере, повысить точность экстраполяции и получить дополнительную информацию о влиянии давления на процессы формирования и распространения струи.

Методика экстраполяции

Исходными данными для получения экстраполированных угловых и энергетических характеристик струи СПД являлись тормозные характеристики зондов-энергоанализаторов $I_{>U}(U)$, где U – задерживающий потенциал. Эти характеристики измеряли на расстоянии r от двигателя, при различных углах от оси струи φ и при различном давлении в вакуумной камере p.

В предлагаемой работе для анализа были использованы угловые и энергетические характеристики ионов струи СПД со средним диаметром разрядного канала 75 мм и высотой канала 15 мм [15]. Двигатель работал при постоянном напряжении разряда 800 В. Система питания двигателя поддерживала постоянный ток разряда путем изменения расхода через анод. Измерения параметров струи проводились в вакуумной камере объемом 90 м^3 с криогенной системой откачки. Рабочее давление в камере составляло 1,1, 2,0, 3,1 и 4,3 мПа (по ксенону). Давление регулировали путем подачи дополнительного расхода ксенона в вакуумную камеру. В ходе эксперимента измерялась тяга двигателя и его электрические параметры.

Параметры струи измерялись трехсеточным зондом-энергоанализатором с задерживающим потенциалом (далее для краткости – зондов). Экранирующая сетка находилась под плавающим потенциалом.

Отсечная сетка – под потенциалом минус 30 В относительно потенциала экранирующей сетки. На анализирующую сетку подавался положительный задерживающий потенциал амплитудой от 0 до 1000 В. Зонд был установлен на поворотной штанге на расстоянии r = 1,5 м от двигателя. Диаметр входной диафрагмы зонда – 20 мм, суммарная геометрическая прозрачность всех сеток – 0,14.

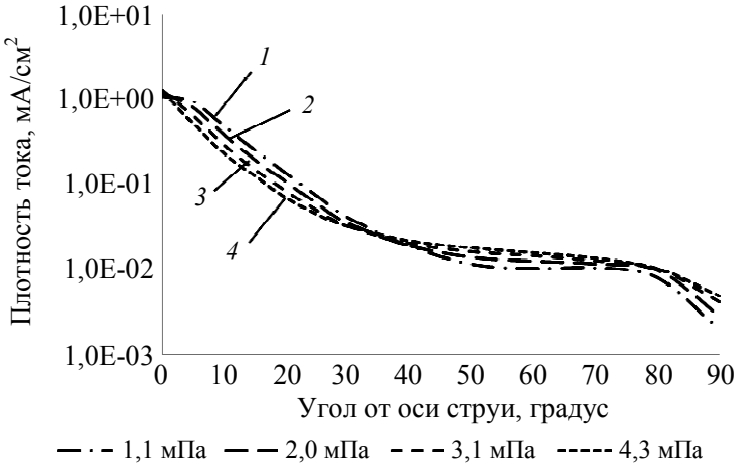
Исключение ионов перезарядки

При измерении параметров струи в вакуумных камерах помимо основного сигнала, зонды фиксируют ток ионов перезарядки, которые образуются в результате взаимодействия ускоренных ионов струи с частицами фонового газа. Эти ионы не являются ионами струи и образуют фон, искажающий результаты измерений. Поэтому плотность тока ускоренных ионов струи определяли по току коллектора зонда при небольшом задерживающем потенциале U_*, который позволял исключить ионы перезарядки:

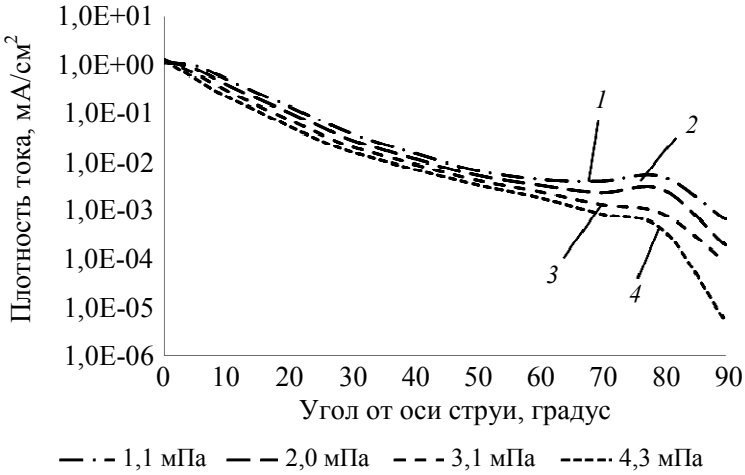
$$j_i = I_{>U}\left(U_*\right) / S_{eff}, \qquad (1)$$

где S_{eff} – эффективная площадь зонда; U_* – потенциал отсечки ($U_* \approx$ 20÷30 В).

На рис. 1 приведены исходные угловые характеристики (с ионами перезарядки) и угловые характеристики без ионов перезарядки (U_* = 30 эВ), приведенные к расстоянию r = 1 м от двигателя по закону $1/r^2$.



а



б

Рис. 1. Угловые характеристики ионов струи с ионами перезарядки (а) и без ионов перезарядки (б).

Из приведенных рисунков видно, что исключение ионов перезарядки приводит к существенному изменению угловых характеристик $j_i(\varphi)\big|_{p=const}$ и зависимости плотности ионного тока от давления в камере $j_i(p)\big|_{\varphi=const}$. В первом случае, то есть, когда зонд фиксирует все ионы, включая ионы перезарядки, в периферийной зоне струи (при $\varphi > 40^{o}$) с ростом давления в камере наблюдается рост $j_i(\varphi)$ (рис. 1, *а*). Если же ионы перезарядки исключены, то по мере увеличения давления в камере $j_i(\varphi)$ уменьшается (рис. 1, *б*).

Очевидно, что при экстраполяции значений плотности тока $j_i(\varphi)\big|_{p=const}$ при фиксированных значениях φ на $p = 0$ в первом и втором случаях будут получены совершенно разные результаты. В связи с чем исключение ионов перезарядки из результатов измерений является необходимым.

Учет ослабления потока ионов

В результате процессов резонансной перезарядки на пути между двигателем и зондом происходит ослабление потока ионов на величину

$$K_p = \exp\left(-\frac{r}{\lambda}\right), \qquad (2)$$

где r – расстояние от двигателя до зонда; $\lambda = \dfrac{1}{\beta n_a \sigma_{exch}}$ – длина пробега иона до перезарядки; σ_{exch} – сечение резонансной перезарядки ксенона [10]; $n_a = \dfrac{p}{kT}$ – концентрация частиц фонового газа; T – температура фонового газа; k – постоянная Больцмана; β – коэффициент, учитывающий неравномерность поля концентрации частиц фонового газа и погрешность измерения давления.

Значение коэффициента β оценивалось по зависимости полного ионного тока струи от давления, которая, в соответствии с (2), имеет вид:

$$\tilde{I}_i(p) = I_0 \cdot \exp\left(-\beta \frac{p}{kT} \sigma_{exch} r\right), \qquad (3)$$

где I_0 – полный ионный ток струи без ослабления (при $p = 0$).

Неизвестные значения I_0 и β определяли методом наименьших квадратов по измеренным значениям полного тока струи на расстоянии r от двигателя при различных значениях давления:

$$\hat{I}_i(p) = 2\pi r^2 \int_0^{\frac{\pi}{2}} j_i(r, \varphi) \sin(\varphi) d\varphi. \qquad (4)$$

Заметим, что поскольку давление в вакуумной камере измерялось вакуумметрами, откалиброванными по воздуху, для расчета давления по ксенону были использованы коэффициенты относительной чувствительности K_v. Для вакуумметров с электронными преобразователями $K_v = 2{,}8$, с магнетронными – 3,5 [16]. Кроме того, поскольку эти приборы фактически измеряют не давление, а концентрацию частиц, при расчете концентрации частиц в качестве T применяли температуру калибровки средства измерений, которая, обычно, равна 20 ^{o}C (нормальные условия).

Для рассматриваемого случая было найдено, что $\beta = 1{,}36$. Зависимость $\tilde{I}_i(p)$ и экспериментальные точки $\hat{I}_i(p)$ приведены на рисунке 2.

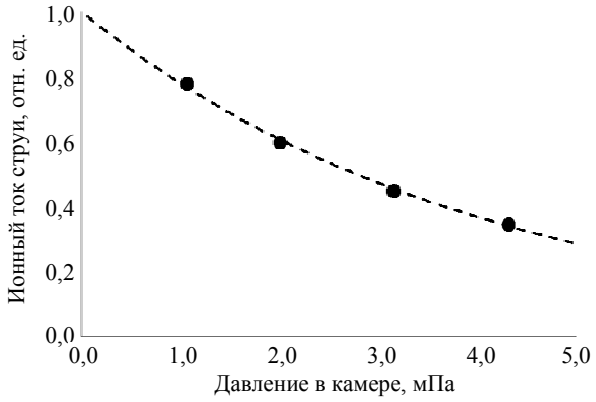


Рис. 2. Зависимость ионного тока струи от давления в вакуумной камере на расстоянии 1,5 м от двигателя.

Зная β и рассчитав K_p определяли «истинную» плотность тока ионов (без ослабления):

$$j_i^0(\varphi) = \frac{j_i(\varphi)}{K_p}. \quad (6)$$

Калибровка угловых зависимостей

Практика показывает, что интегральные параметры струи, рассчитанные по $j_i^0(\varphi)$, не совпадают с измеренными интегральными параметрами двигателя, такими как тяга, расход, ионный ток [17]. Наибольший вклад в погрешность измерений вносит величина S_{eff} Значительное влияние оказывают также увеличение угла расходимости струи по мере удаления от двигателя и изменение энергетического спектра ионов. В связи с этим для получения наилучшего совпадения производилась калибровка полученных угловых характеристик по интегральным параметрам двигателя [18].

Для калибровки вводился поправочный коэффициент K_I, величину которого (в зависимости от используемого интегрального параметра двигателя) определяли из одного из следующих соотношений:

$$I_i = \frac{K_I}{K_p} 2\pi r^2 \int_0^{\pi/2} j_i(\varphi)\sin(\varphi)\,d\varphi, \quad (7)$$

$$G_i = \frac{K_I}{K_p} 2\pi r^2 \frac{m}{e} \int_0^{\pi/2} j_i(\varphi)\sin(\varphi)\,d\varphi, \quad (8)$$

$$R = \frac{K_I}{K_p} 2\pi r^2 \frac{m\langle v\rangle}{e} \times \int_0^{\pi/2} j_i(\varphi)\cos(\varphi)\sin(\varphi)\,d\varphi, \quad (9)$$

где I_i – полный ток ионов струи; G_i – поток массы ионов струи; R – тяга; $\langle v\rangle$ – средняя скорость ионов струи.

Связь I_i и G_i с интегральными параметрами двигателя дается соотношениями:

$$I_i = \eta_I I_d, \quad (10)$$

$$G_i = \eta_m \dot{m}_a, \quad (11)$$

где I_d – ток разряда; $\dot{m}_a$ – расход через анод двигателя; η_I – коэффициент использования тока разряда ($\eta_I \approx$ 0,8…0,85); η_m – коэффициент использования рабочего тела ($\eta_m \approx$ 0,85…0,95). Более подробная информация о коэффициентах η_I, η_m и методах их определения приведена в [19]. В работе [18] было показано, что наиболее точный результат достигается при калибровке по тяге.

Следует отметить, что поскольку K_I и K_p входят в (7)–(9) в виде комплекса $\frac{K_I}{K_p}$, процедуру учета ослабления потока ионов можно было бы исключить и определять отношение $\frac{K_I}{K_p}$ при калибровке. Однако разделение этих коэффициентов позволяет понять, насколько сильно изменяются параметры струи в зависимости от давления в камере.

Для рассматриваемого случая значение K_I определяли из (9) по измеренным значениям тяги (рисунок 3).

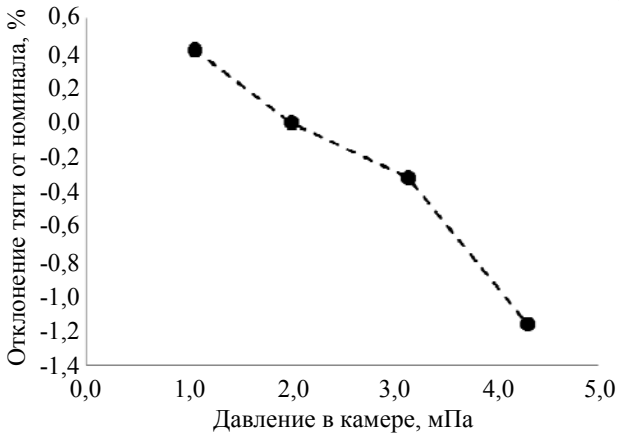


Рис. 3. Зависимость тяги от давления в камере.

Было получено, что $K_I = 0{,}854^{+0{,}032}_{-0{,}019}$. Среднее значение (0,854) характеризует

отклонение S_{eff} от расчетного значения и уменьшение осевого импульса струи из-за увеличения угла расходимости струи. Небольшие отклонения K_I от среднего значения могут быть обусловлены искажением энергетического спектра частиц и прочих погрешностей измерений.

Следует отметить, что уменьшение тяги с увеличением давления было обусловлено уменьшением расхода через анод двигателя. В свою очередь, уменьшение расхода происходило в результате увеличения проводимости в разрядном промежутке, которое компенсировалось системой регулирования двигателя (при стабилизированном токе разряда) уменьшением расхода через анод.

С учетом сказанного выше, для плотности ионного тока вместо (6) использовалось соотношение:

$$j_i^0(\varphi) = \left(\frac{K_I}{K_p}\right) j_i(\varphi). \qquad (12)$$

Экстраполяция угловых зависимостей

В качестве базы для экстраполяции использовали значения плотности ионного тока $y_k = j_i^0(\varphi, p_k)$, рассчитанные по (12) для фиксированного значения угла φ при давлении p_k, где $k = 0, \ldots, N-1$, N – количество точек по давлению. Эти значения аппроксимировали полиномом второй степени вида:

$$y(p) = a_0 + a_1 p_k + a_2 p_k^2. \qquad (13)$$

Неизвестные коэффициенты a_0, a_1, a_2 оценивали по методу наименьших квадратов. Искомое значение плотности тока при $p = 0$ определяли как:

$$j_i^0(\varphi, 0) = a_0. \qquad (14)$$

На рисунке 4 приведены кривые $y(p)$ для нескольких значений φ.

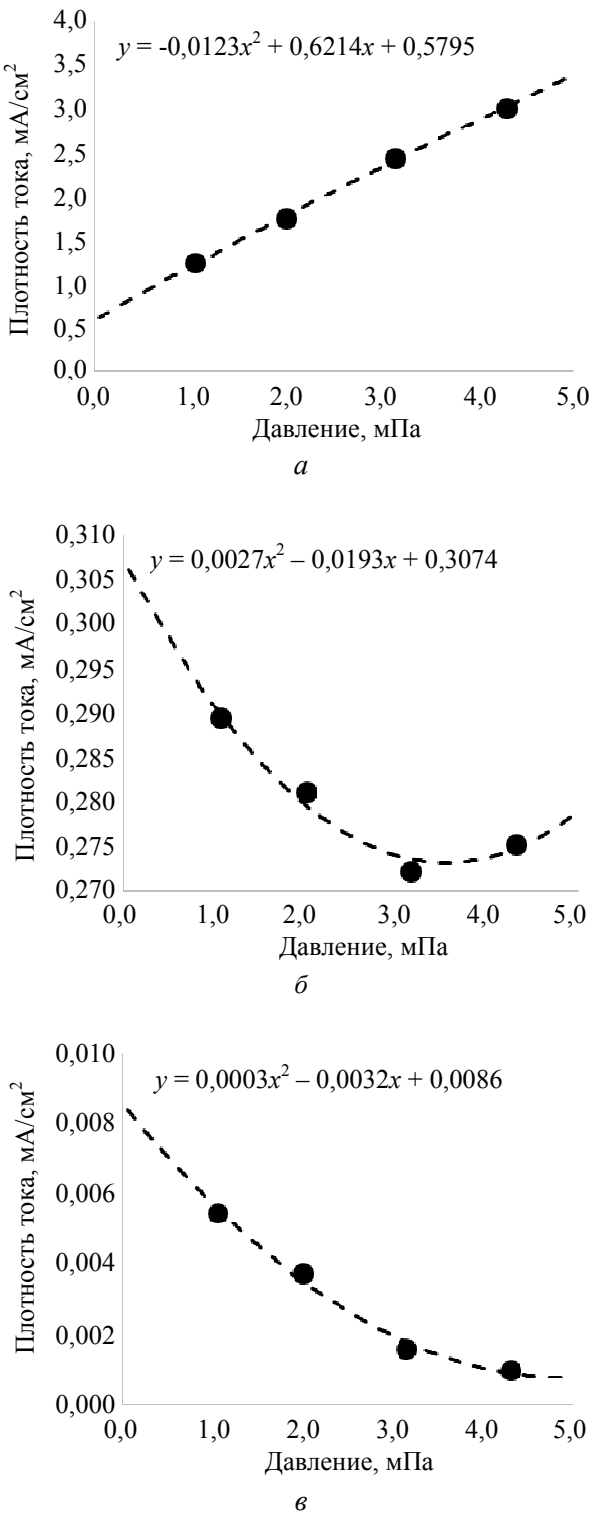


Рис. 4. Экстраполяция значений плотности тока на P = 0 при углах от оси струи 0° (а), 15° (б) и 80° (в).

Из этих рисунков видно, что $y(p)$ удовлетворительно описывает экспериментальные точки и можно надеяться, что результат экстраполяции достаточно близок к истинному значению. При этом надо от-

метить, что в отличие от [10] линейной зависимости $y(p)$ не наблюдается. По-видимому, это связано с тем, что в [10] процедура экстраполяции применялась к данным, содержащим ионы перезарядки. Поскольку количество ионов перезарядки в струе пропорционально величине давления, зависимости $y(p)$ в [10] получились линейными. Если же ионы перезарядки исключить из рассмотрения, зависимости $y(p)$ становятся сильно нелинейными. Причинами этой нелинейности могут быть изменения в области горения разряда, наблюдаемые при изменении давления в вакуумной камере [12–14].

Итоговые угловые характеристики ионов струи $j_i^0(\varphi)$ при различных давлениях в камере и экстраполированная угловая характеристика при $p = 0$ приведены на рис. 5.

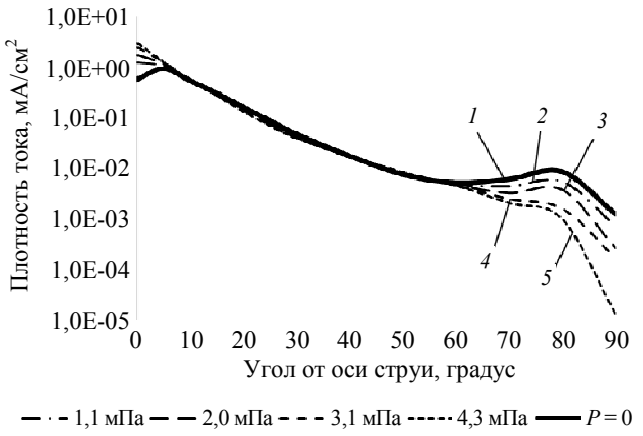


Рис. 5. Угловые характеристики ионов струи при различном давлении фонового газа на расстоянии 1 м от двигателя.

Из этого рисунка видно, что экстраполированная кривая $j_i^0(\varphi, 0)$ при углах $\varphi \le 10^{\circ}$ и $\varphi \ge 60^{\circ}$ существенно отличается от измеренных значений плотности тока. При максимальном давлении в камере (4,3 мПа) это расхождение может достигать нескольких порядков, что является существенным при анализе воздействия плазменной струи СПД на КА.

Экстраполяция энергетических спектров

Анализ показал, что существенного изменения спектра ионов при изменении давления в вакуумной камере не происходит. Наибольшие изменения наблюдаются в области малых и средних энергий ионов, что связано, по-видимому, с изменениями расположения области ионизации и ускорения частиц. Однако при наличии достаточно качественных (незашумленных) спектров для повышения точности расчетов к ним тоже может быть применена процедура экстраполяции. Для этого удобнее всего использовать тормозные характеристики, поскольку функции распределения, полученные на их основе, содержат значительные ошибки дифференцирования.

В качестве базы для экстраполяции использовали значения $y_k = F(U, p_k)$, где $F(U, p_k)$ – нормированная тормозная характеристика, рассчитанные для фиксированного значения задерживающего потенциала U. Эти значения аппроксимировали полиномом первой степени:

$$y(p) = a_0 + a_1 p_k. \qquad (15)$$

Неизвестные коэффициенты a_0, a_1 оценивали по методу наименьших квадратов. Искомое значение при $p = 0$ определяли как:

$$F(U, 0) = a_0. \qquad (16)$$

Однако такой способ экстраполяции недостаточно точен, поскольку часто может приводить к противоречивым ситуациям, например, когда $a_0 > 1$ или $a_0 < 0$. В таких случаях принимают, что $F(U, 0) = 1$ или $F(U, 0) = 0$, соответственно.

Результаты экстраполяции тормозной характеристики для $\varphi = 30^{\circ}$ и соответствующие функции распределения ионов приведены на рисунке 5.

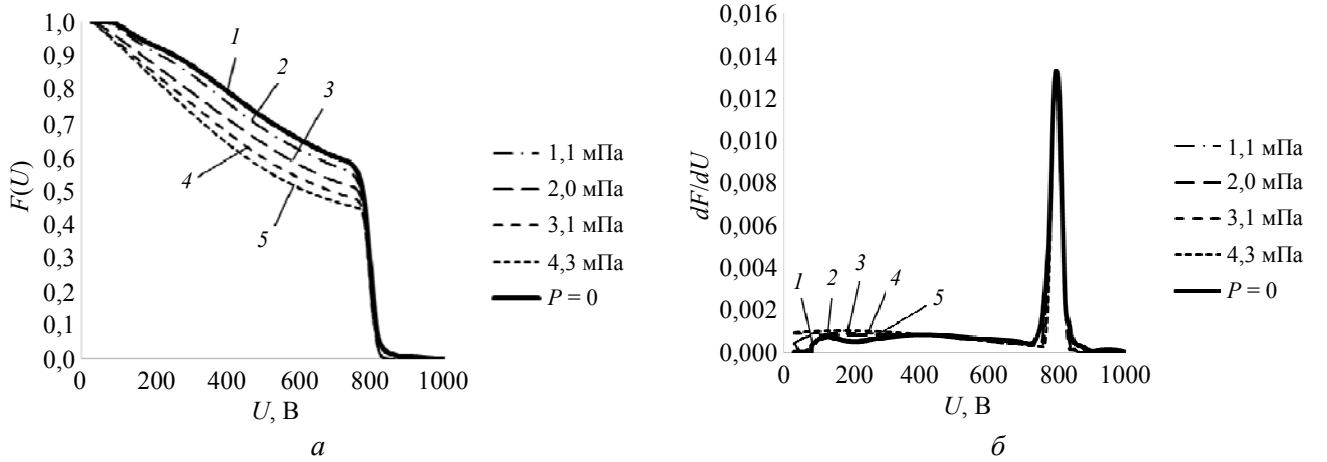


Рис. 6. Экстраполяция тормозной характеристики (а) и энергетического спектра (б) при φ = 30°.

Из этого рисунка видно, что наибольшие изменения спектра наблюдаются в диапазоне от 0 до 300 эВ. На остальных участках изменения относительно невелики. В связи с этим, если тормозные характеристики зашумлены, или результаты экстраполяции недостаточно надежны, в качестве тормозных характеристик для $p = 0$ рекомендуется использовать тормозные характеристики, полученные при минимальном давлении в камере.

Выводы

Таким образом, в статье представлена методика, позволяющая перенести результаты наземных измерений параметров струи стационарного плазменного двигателя на условия натурной эксплуатации. Особенностями данной методики являются: 1) исключение из рассмотрения ионов перезарядки; 2) учет ослабления потока на пути от двигателя до точки установки зондов; 3) калибровка по тяге угловых характеристик, измеренных при заданных значениях давления в камере. Показано, что наибольшему влиянию давления в вакуумной камере подвержены осевая и периферийная зоны струи. Причиной этих изменений, по-видимому, является изменение конфигурации зоны ионизации – ускорения частиц. Изменения энергетического спектра ионов относительно невелики, поэтому, если тормозные характеристики зашумлены или результаты экстраполяции спектров ненадежны, в качестве спектра для нулевого давления могут быть использованы спектры, измеренные при минимальном давлении в камере.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Горшков О. А., Муравьев В. А., Шагайда А. А.* Холовские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 2008.

2. *Ким В.* Стационарные плазменные двигатели в России: проблемы и перспективы // Электронный журнал «Труды МАИ». 2012. № 60.

3. *Архипов А. С., Ким В. П., Сидоренко Е. К.* Стационарные плазменные двигатели Морозова. – М.: Изд-во МАИ, 2012.

4. *Ким В. П., Надирадзе А. Б., Попов Г. А., Ходненко В. П., Шишкин Г. Г.* Проблемы применения электроракетных двигателей на космических аппаратах // Модель космоса, изд. 8-е., том 2, Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. проф. Л. С. Новикова. – М.: Книжный дом Университет, 2007. С. 615–659.

5. *Корсун А. Г., Твердохлебова Е. М., Новиков Г. И., Маркелова Т. С., Асташкин А. А., Надирадзе А. Б.* Вопросы защиты космических аппаратов от электрофизического воздействия. Системная баллистика и эффективность космических систем дистанционного зондирования Земли / под ред. Г. Г. Райкунова. – ЗАО НИИ "ЭНЦИТЕХ", 2012.

6. *Ходненко В. П.* // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2018. Т. 164. № 3. С. 44.

7. *Absalamov S. K., Andreev V. B., Colbert T., Day M. et al.* «Measurement of Plasma Parameters in the Stationary Plasma Thruster (SPT-100) Plume and Its Effect on Spacecraft Components». AIAA-92-

3156, AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference. July 6–8, 1992, Nashville, TN, USA.

8. *Pagano D., Scaranzin S., Meniconi G., Scortecci F., Kutufa N.* Performance and Plume Characterization of the SPT100-B Thruster // Joint Conference of 30-th ISTS, 34th IEPC and 6-th NSAT (Kobe-Hyogo, Japan, 4–10 July 2015), 2015, IEPC-2015-010.

9. *Kim V., Kozlov V., Popov G., Skrylnikov A.* Plasma Parameter Distribution Determination in SPT-70 Plume // 28-th International Electric Propulsion Conference (Toulouse, France, 17–21 March 2003). 2003, IEPC-2003-107.

10. *Yassir Azziz.* Experimental and Theoretical Characterization of a Hall Thruster Plume. Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, 2007.

11. *Boyd I. D., Cai C., Walker M. L. R., Gallimore A. D.* Computation of Neutral Gas Flow From a Hall Thruster Into a Vacuum Chamber // Rarefied Gas Dynamics: 23rd International Symposium (Whistler, British Columbia, Canada, 20–25 July 2002) edited by A. D. Ketsdever and E. P. Muntz, CP663, pp. 541–548.

12. *Snyder J. S., Lenguito G., Frieman J. D., Haag T. W., Mackey J. A.* The Effects of Background Pressure on SPT-140 Thruster Performance at Multiple Power Levels // Propulsion and Energy Forum 53rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (Cincinnati, OH, 9-11 July 2018), pp. 1–17.

13. *Ortega A. L., Mikellides I. G., Chaplin V. H., Snyder J. S., Lenguito G.* // Plasma Sources Science and Technology. 2020. Vol. 29. № 3. P. 1. DOI: 10.1088/1361-6595/ab6c7e.

14. *Mikellides I. G., Ortega A. L., Chaplin V. H., Lenguito G.* // Plasma Sources Science and Technology. 2020. Vol. 29. № 3. P. 1. DOI: 10.1088/1361-6595/ab6c7f.

15. *Lovtsov A. S., Tomilin D. A., Muravlev V. A.* Development of High-Voltage Hall Effect Thrusters at Keldysh Research Centre // Proc. of 68th International Astronautical Congress (IAC), Adelaide, Australia, 25-29 September 2017, IAC-17-C4.4.4.

16. *Фролов Е. С., Минайчев В. Е., Александрова А. Т. и др.* Вакуумная техника: Справочник. – М.: Машиностроение, 1992.

17. *Торопов Г. П.* Математическое моделирование распространения струи стационарного плазменного двигателя в объеме вакуумной камеры. Дисс. на соискание ученой степени канд. техн. наук. – М.: МАИ, 2005. – 120 с.

18. *Надирадзе А. Б., Фролова Ю. Л., Зуев Ю. В.* // Вестник московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 144.

19. *Горшков О. А., Шагайда А. А.* // Письма в ЖТФ. 2008. Том 34. Вып. 4. С. 37.

PACS: 34.10.+x, 52.75.Di

Method of transferring the results of ground measurements of the plume parameters of a stationary plasma thruster to the conditions of full-scale operation

Y. L. Frolova[1], A. B. Nadiradze[2], A. S. Lovtsov[3], and D. A. Tomilin[3]

[1] VNIIMS
46 Ozernaya st., Moscow, 119361, Russia

[2] Moscow Aviation Institute
4 Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia

[3] Research Center named after M. V. Keldysh
8 Onegskaya st., Moscow, 125438, Russia

Received August 17, 2020

A technique is presented for extrapolating the angular and energy characteristics of the SPT plume ions, obtained under test bench conditions, to full-scale operating conditions. The initial data for extrapolation are the braking characteristics of the energy analyzers, measured at different values of the background pressure in the vacuum chamber. To obtain a reliable result, charge exchange ions formed as a result of the interaction of the plume ions with particles of the background gas are ex-

cluded from the stopping characteristics. Then, the weakening of the ion flux due to recharge is taken into account and the obtained angular dependences are calibrated in terms of thrust. After that, the dependence of the current density on the pressure is approximated by a polynomial of the second degree. The value of the approximating function at the point of zero pressure is taken as the sought-for value of the current density. In addition, the braking performance can be extrapolated. As a result, the angular and energy characteristics of the SPT plume ions are obtained, which are realized in full-scale operating conditions.

Keywords: stationary plasma engine, jet parameters, angular dependence, energy spectrum, measurement, stand conditions, extrapolation, field operation conditions.

REFERENCES

1. O. A. Gorshkov, V. A. Muravlev, and A. A. Shagaida, *Hall and ion plasma engines for spacecraft* (Mechanical Engineering, Moscow, 2008).

2. V. Kim, Stationary Plasma Engines in Russia: Problems and Prospects, Electronic journal "Trudy MAI". 2012. Issue No. 60.

3. A. S. Arkhipov, V. P. Kim, and E. K. Sidorenko, *Stationary plasma engines of Morozov* (Publishing House of MAI, Moscow, 2012).

4. V. P. Kim, A. B. Nadiradze, G. A. Popov, V. P. Khodnenko, and G. G. Shishkin, Problems of application of electric propulsion thruster on spacecraft. *Model of the space, ed. 8th., Vol. 2, "The Impact of the Space Environment on Materials and Equipment of Spacecraft"*, ed. prof. L. S. Novikova (University Book House, Moscow, 2007), pp. 615–659.

5. A. G. Korsun, E. M. Tverdokhlebova, G. I. Novikov, T. S. Markelova, A. A. Astashkin, and A. B. Nadiradze, Issues of protecting spacecraft from electrophysical effects. System ballistics and the effectiveness of space systems for remote sensing of the Earth. Edited by G.G. Raikunova. CJSC Scientific Research Institute "ENCITECH", 2012.

6. V. P. Khodnenko, Electromechanics. Proceedings of VNIIEM **164** (3), 44 (2018).

7. S. K. Absalamov, V. B. Andreev, T. Colbert, M. Day, et al., «Measurement of Plasma Parameters in the Stationary Plasma Thruster (SPT-100) Plume and Its Effect on Spacecraft Components». AIAA-92-3156, AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference. July 6–8, 1992, Nashville, TN, USA.

8. D. Pagano, S. Scaranzin, G. Meniconi, F. Scortecci, and N. Kutufa, Performance and Plume Characterization of the SPT100-B Thruster // Joint Conference of 30-th ISTS, 34th IEPC and 6-th NSAT (Kobe-Hyogo, Japan, 4–10 July 2015), 2015, IEPC-2015-010.

9. V. Kim, V. Kozlov, G. Popov, and A. Skrylnikov, Plasma Parameter Distribution Determination in SPT-70 Plume // 28-th International Electric Propulsion Conference (Toulouse, France, 17–21 March 2003). 2003, IEPC-2003-107.

10. Yassir Azziz, Experimental and Theoretical Characterization of a Hall Thruster Plume. Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, 2007. 230 p.

11. I. D. Boyd, C. Cai, M. L. R. Walker, and A. D. Gallimore, Computation of Neutral Gas Flow From a Hall Thruster Into a Vacuum Chamber, Rarefied Gas Dynamics: 23rd International Symposium (Whistler, British Columbia, Canada, 20–25 July 2002) edited by A. D. Ketsdever and E. P. Muntz, CP663, pp. 541–548.

12. J. S. Snyder, G. Lenguito, J. D. Frieman, T. W. Haag, and J. A. Mackey, The Effects of Background Pressure on SPT-140 Thruster Performance at Multiple Power Levels, Propulsion and Energy Forum 53rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (Cincinnati, OH, 9–11 July 2018), pp. 1–17.

13. A. L. Ortega, I. G. Mikellides, V. H. Chaplin, J. S. Snyder, and G. Lenguito, Plasma Sources Science and Technology **29** (3), 1 (2020). DOI: 10.1088/1361-6595/ab6c7e.

14. I. G. Mikellides, A. L. Ortega, V. H. Chaplin, and G. Lenguito, Plasma Sources Science and Technology **29** (3), 1 (2020). DOI: 10.1088/1361-6595/ab6c7f.

15. A. S. Lovtsov, D. A. Tomilin, and V. A. Muravlev, Development of High-Voltage Hall Effect Thrusters at Keldysh Research Centre, Proc. of 68th International Astronautical Congress (IAC), Adelaide, Australia, 25–29 September 2017, IAC-17-C4.4.4.

16. E. S. Frolov, V. E. Minaichev, A. T. Aleksandrova and others, *Vacuum technology: Handbook* (Mechanical Engineering, Moscow, 1992).

17. G. P. Toropov, Mathematical modeling of the plume distribution of a stationary plasma thruster in the vacuum chamber: dissertation c.t.s., 05.07.05, Moscow, MAI, 2005.

18. A. B. Nadiradze, Yu. L. Frolova, and Yu. V. Zuev, Bulletin of the Moscow Aviation Institute **26** (4), 144 (2019).

19. O. A. Gorshkov and A. A. Shagayda, Letters to the Journal of Physics and Technology **34** (4), 37 (2008).