

**Влияние давления фонового газа на параметры струи  
стационарного плазменного двигателя***Ю. Л. Фролова, А. Б. Надирадзе, А. С. Ловцов, Д. А. Томилин*

*Рассмотрены вопросы влияния давления фонового газа вакуумной камеры на параметры плазменных струй стационарных плазменных двигателей. Приведены результаты обработки экспериментальных данных по ослаблению потока ионов струи за счет процессов резонансной перезарядки на частицах фонового газа, а также по содержанию образующихся при этом ионов перезарядки, применительно к высокоимпульсному двигателю мощностью 2,3 кВт. Измерения параметров струи проводили в диапазоне давления от 1 до 5 мПа (по ксенону). Определено ослабление потока ускоренных ионов струи и содержание ионов перезарядки. Получены угловые характеристики ионов струи при различных значениях давления. Показано, что давление в вакуумной камере оказывает значительное влияние не только на распространение струи, но и на процессы формирования струи в самом двигателе.*

*Ключевые слова:* стационарный плазменный двигатель, струя, влияние фонового давления, ослабление потока ионов, ионы перезарядки.

**Ссылка:** Фролова Ю. Л., Надирадзе А. Б., Ловцов А. С., Томилин Д. А. // Прикладная физика. 2020. № 6. С. 45.

**Reference:** Y. L. Frolova, A. B. Nadiradze, A. S. Lovtsov, and D. A. Tomilin, Applied Physics, No. 6, 45 (2020) [in Russian].

**Введение**

Одной из важнейших задач применения стационарных плазменных двигателей (СПД) в космосе является минимизация отрицательных последствий воздействия плазменной

струи СПД на элементы и системы космического аппарата (КА) [1–3]. Решение этой задачи требует детального исследования и построения математической модели струи СПД, обеспечивающей требуемую точность расчетов. Однако сложность процессов, протекающих в СПД, до сих пор не позволяет построить математическую модель, обладающую достаточно хорошими прогностическими качествами. В связи с этим для проведения анализов воздействия струй СПД на КА обычно используют полуэмпирические модели, построенные по экспериментальным данным [4–7]. Но чтобы реализовать условия измерений, наиболее приближенные к реальным, требуются средства откачки производительностью более 500 000 л/с [8], что трудно достижимо даже на современном уровне техники. Более того, в последние годы наблюдается тенденция создания мощных СПД [9], для испытания которых требуются еще более мощные средства откачки. И поскольку произво-

---

**Фролова Юлия Леонидовна**<sup>1</sup>, аналитик.  
**Надирадзе Андрей Борисович**<sup>2</sup>, профессор, д.т.н.  
**Ловцов Александр Сергеевич**<sup>3</sup>, нач. отдела электрофизики, к.ф.-м.н.

**Томилин Дмитрий Андреевич**<sup>3</sup>, в.н.с., к.ф.-м.н.  
<sup>1</sup> ФГУП «ВНИИМС».

Россия, 119361, Москва, ул. Озерная, 46.  
E-mail: ylfrolova@yandex.ru

<sup>2</sup> Московский авиационный институт.  
Россия, 125993, Москва, Волоколамское шоссе, 4.  
E-mail: nadiradze@mai.ru

<sup>3</sup> 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

длительность откачных систем существующих стендов ограничена, при испытаниях СПД (особенно – большой мощности), могут возникать значительные ошибки измерений тяги и параметров струи [9–11], пренебречь которыми не представляется возможным.

### Описание эксперимента

В предлагаемой работе экспериментально исследовано влияние давления на угловые и энергетические характеристики ионов струи СПД со средним диаметром разрядного канала 75 мм и высотой канала 15 мм, прототипом которого является двигатель КМ-75 [12]. Двигатель работал при постоянном напряжении разряда 800 В. Измерения проводились в вакуумной камере объемом 90 м<sup>3</sup> с криогенной системой откачки. Рабочее давление в камере составляло от 1,1 до 4,3 мПа (по ксенону). Давление в камере регулировали путем подачи дополнительного расхода ксенона. Система питания двигателя поддерживала постоянный ток разряда путем изменения расхода через анод.

Измерения параметров струи производили трехсеточным зондом-энергоанализатором с задерживающим потенциалом. Экранирующая сетка находится под плавающим потенциалом. Отсечная сетка находится под потенциалом минус 30 В относительно потенциала экранирующей сетки. На анализирующую сетку подается положительный потенциал амплитудой от 0 до 1000 В. Зонд был установлен на поворотной штанге на расстоянии 1,5 м от двигателя. Диаметр входной диафрагмы зонда – 20 мм, суммарная геометрическая прозрачность всех сеток датчика – 0,14.

### Обработка и анализ результатов измерений

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 уско-

ренных ионов струи определяют по току коллектора зонда при небольшом задерживающем потенциале  $U_*$ , который позволяет исключить ионы перезарядки:

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

где  $I_{>U}(U_*)$  – тормозная характеристика зонда;  $S_{eff}$  – эффективная площадь зонда;  $U_*$  – потенциал отсечки ( $U_* \approx 20 \div 30$  В). При этом измерения тормозной характеристики производятся в диапазоне  $U = 0 \dots 1000$  В, что позволяет оценить величину  $U_*$  по спектрам ионов перезарядки.

Однако плотность тока, рассчитанная по (1), не является истинной плотностью тока ионов струи, поскольку на пути от двигателя до зонда за счет процессов перезарядки происходит ослабление потока ускоренных ионов на величину коэффициента ослабления:

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

где  $r$  – расстояние от двигателя до зонда;  $\lambda = \frac{1}{\beta n_a \sigma_{exch}}$  – длина пробега до перезарядки;  $n_a = \frac{p}{kT}$  – концентрация частиц фонового газа;  $p$ ,  $T$  – давление и температура фонового газа, соответственно;  $\sigma_{exch}$  – сечение резонансной перезарядки [7];  $k$  – постоянная Больцмана;  $\beta$  – коэффициент, учитывающий неравномерность поля концентрации и погрешность измерения давления нейтральных частиц.

Таким образом, плотность тока ускоренных ионов струи в точке установки зонда, соответствующая  $p = 0$ , будет равна:

$$j_i^0 = j_i / K_p. \quad (3)$$

Соответственно, полный ток ускоренных ионов струи:

$$I_i = 2\pi r^2 \int_0^{\pi/2} j_i(r, \varphi) \sin(\varphi) d\varphi = I_i^0 \cdot K_p, \quad (4)$$

где  $r$  – расстояние от двигателя до зонда вдоль луча, отклоненного от оси струи на угол  $\varphi$ ;  $I_i^0$  – полный ионный ток на выходе из двигателя при давлении  $p = 0$ .

Полный ток ионов перезарядки, образующихся в результате взаимодействия ускоренных ионов с частицами фонового газа (в предположении, что ток собственных ионов перезарядки пренебрежимо мал), составит:

$$I_{exch} = \gamma I_i^0 \{1 - K_p\}, \quad (5)$$

где  $\gamma$  – коэффициент, учитывающий систематические погрешности измерений плотности тока ионов перезарядки зондами-энергоанализаторами, обусловленные влиянием электрического поля струи на траектории ионов перезарядки.

На рисунке 1 приведены результаты измерений полного тока ускоренных ионов струи ( $eU \geq 30$  эВ) и ионов перезарядки ( $eU < 30$  эВ) при различных значениях давления в вакуумной камере. Там же приведены соот-

ветствующие расчетные кривые, полученные по (4), (5). Значение  $I_i^0$  было найдено путем экстраполяции экспериментальных точек  $I_i(r, p)$  экспоненциальной зависимостью на  $p = 0$ . Нормировка экспериментальных значений  $I_i$  и  $I_{exch}$  (маркеры) производилась по  $I_i^0$ . Коэффициенты  $\beta$  и  $\gamma$  определяли методом наименьших квадратов по наилучшему совпадению с экспериментом.

Эксперимент показал, что величины тока ускоренных ионов и ионов перезарядки подчиняются закономерностям (4), (5). Влияние неточности измерений давления и неравномерности поля концентрации фонового газа на  $K_p$  может быть существенным ( $\beta = 1,43$ ). Многосеточные зонды-энергоанализаторы фиксируют только 40–50 % ионов перезарядки ( $\gamma = 0,46$ ).

На рисунке 2 приведены значения относительного содержания ионов перезарядки в полном потоке ионов, фиксируемых зондами, в зависимости от угла вылета ионов (или от угла установки зондов).

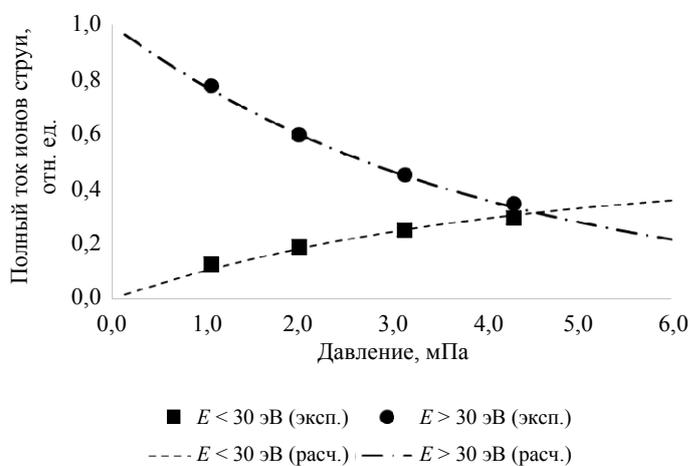


Рис. 1. Зависимость регистрируемого тока ускоренных ионов и ионов перезарядки от давления в камере (в долях полного тока струи при  $p = 0$ ).

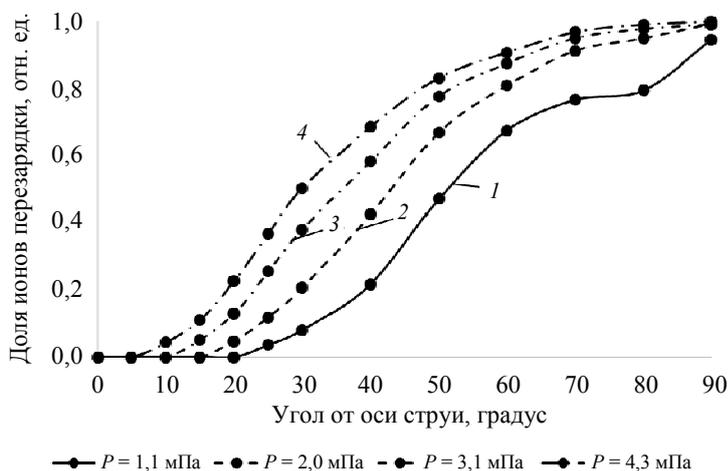
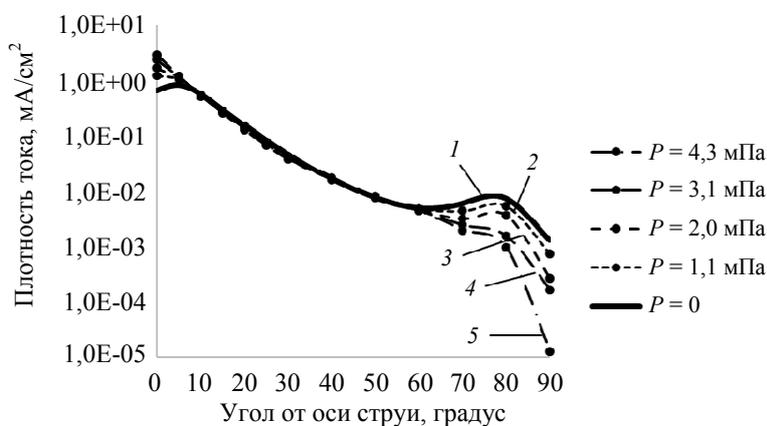


Рис. 2. Зависимость содержания ионов перезарядки от угла вылета ионов.

Из рис. 2 видно, что при  $p = 1\text{--}2$  мПа содержание ионов перезарядки в периферийной зоне струи (при  $\varphi = 70^\circ$ ) составляет около 80–90 %, а при увеличении давления до 4,3 мПа достигает 98 %. При этом полезный сигнал от «собственных» ионов струи становится соизмерим с уровнем шума, который при больших значениях  $\varphi$  составляет около 1 % максимального входного сигнала. В связи с этим, для получения достоверных данных о плотности тока ионов в периферийной зоне струи измерения следует проводить при давлении в вакуумной камере не выше 1–2 мПа (по ксенону).



*Рис. 3. Угловые характеристики ускоренных ионов струи при различном давлении в камере, приведенные к  $p = 0$ .*

Из рисунка 3 видно, что при углах от  $10^\circ$  до  $60^\circ$  плотность тока ускоренных ионов практически не зависит от давления. В периферийной зоне с ростом давления плотность тока уменьшается более чем на порядок величины, а на оси струи – возрастает. При этом угол расходимости струи уменьшается с  $60^\circ$  до  $45^\circ$ . Энергетический состав ионов струи меняется незначительно.

Причиной таких изменений является, по-видимому, изменение конфигурации электрического поля в канале двигателя в зонах, прилегающих к стенкам канала. Уменьшение угла расходимости может происходить, если зона ионизации ускорения смещается вглубь канала. Данный вывод согласуется с результатами исследований [9–11].

### Заключение

Таким образом, проведенные исследования показали, что давление фонового газа ока-

зывает существенное влияние на параметры струи СПД, особенно в приосевой и периферийной областях течения. Причиной этих изменений является изменение конфигурации электрического поля в разрядном канале двигателя.

Ток ионов перезарядки, образующихся в результате взаимодействия ионов струи с фоновым газом и фиксируемый зондами-энергоанализаторами в периферийной зоне струи, при давлении в камере 3–4 мПа может достигать 90–99 %. В связи этим для получения достоверных данных о параметрах струи измерения рекомендуется проводить при давлении в камере не выше 1–2 мПа (по ксенону). При обработке результатов измерений ионы перезарядки следует исключать из энергетического спектра ионов струи.

Вопросы влияния фонового давления на результаты измерений параметров струи особенно актуальны при испытаниях мощных СПД при ограниченной скорости откачки вакуумных систем.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Ким В. П., Надирадзе А. Б., Попов Г. А., Ходненко В. П., Шишкин Г. Г. «Проблемы применения электроракетных двигателей на космических аппаратах» – в кн. «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.
2. 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.
3. Ходненко В. П. // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2018. Т. 164. № 3. С. 44.
4. Absalamov S. K., Andreev V. B., Colbert T., Day M. et al. // Paper AIAA-92-3156. 1992.
5. Pagano D., Scaranzin S., Meniconi G., Scortecchi F., Kutufa N. Performance and Plume Characterization of the SPT100-B Thruster/Joint Conference of 30th ISTS, 34th IEPC and 6th NSAT, Kobe-Hyogo, Japan, July 4–10, 2015, p. 1–15, IEPC-2015-010
6. Kim V., Kozlov V., Popov G., Skrylnikov A. Plasma Parameter Distribution Determination in SPT-70 Plume / Paper IEPC-2003-107 in the Proceedings of 28th International Electric Propulsion Conference, 17–21, March 2003, Toulouse, France.
7. Yassir Azziz. Experimental and Theoretical Characterization of a Hall Thruster Plume. Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, 2007.
8. 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, p. 541–548.
9. 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, July 9–11, 2018, Cincinnati, OH, 53rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, p. 1–17.
10. 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
11. 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
12. 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

PACS: 34.10.+x, 52.75.Di

## Background pressure effect on the parameters of a stationary plasma thruster plume

*Y. L. Frolova<sup>1</sup>, A. B. Nadiradze<sup>2</sup>, A. S. Lovtsov<sup>3</sup>, and D. A. Tomilin<sup>3</sup>*

<sup>1</sup> VNIIMS

46 Ozernaya st., Moscow, 119361, Russia

<sup>2</sup> Moscow Aviation Institute

4 Volokolamskoe highway, Moscow, 125993, Russia

<sup>3</sup> Research Center named after M. V. Keldysh

8 Onegskaya st., Moscow, 125438, Russia

*Received August 17, 2020*

***The problems of the background pressure of the vacuum chamber on the parameters of the plasma plume of stationary plasma thruster are considered. The results of processing experimental data on the attenuation of plume ion flow due to resonant charge exchange processes on the background gas particles, as well as on the content of the charge exchange ions formed in this case, are applied to a 2.3 kW high-pulse engine. Measurement of plume parameters was carried out in the pressure range of 1–5 mPa (xenon). The attenuation of the stream of accel-***

***erated plume ions and the content of charge exchange ions are determined. The angular characteristics of the plume ions at various pressure values are obtained. It is shown that the pressure in the vacuum chamber has a significant effect not only on the distribution of the plume, but also on the processes of formation of the plume in the thruster itself.***

**Keywords:** stationary plasma thruster, plume, influence of background pressure, attenuation of ion flow, charge exchange ions.

## REFERENCES

1. 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" - in the book. "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, M. 2007, published by the University Book House. pp. 615–659.
2. 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.
3. V. P. Khodnenko, *Electromechanics. Proceedings of VNIEM* **164** (3), 44 (2018).
4. S. K. Absalamov, V. B. Andreev, T. Colbert, M. Day, et al., Paper AIAA-92-3156 (1992).
5. D. Pagano, S. Scaranzin, G. Meniconi, F. Scortecci, and N. Kutufa, Performance and Plume Characterization of the SPT100-B Thruster/Joint Conference of 30th ISTS, 34th IEPC and 6th NSAT, Kobe-Hyogo, Japan, July 4–10, 2015, p. 1–15, IEPC-2015-010.
6. V. Kim, V. Kozlov, G. Popov, and A. Skrylnikov, Plasma Parameter Distribution Determination in SPT-70 Plume / Paper IEPC-2003-107 in the Proceedings of 28th International Electric Propulsion Conference, 17–21, March 2003, Toulouse, France.
7. Yassir Azziz, *Experimental and Theoretical Characterization of a Hall Thruster Plume*. Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, 2007.
8. 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, p. 541–548.
9. 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, July 9–11, 2018, Cincinnati, OH, 53rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, p. 1–17.
10. 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
11. 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
12. 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