

МЕХАНИЗМЫ ОБРАЗОВАНИЯ ИОНОВ ПРОМЕЖУТОЧНЫХ ЭНЕРГИЙ В СТРУЯХ СТАЦИОНАРНЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Надирадзе А.Б. *, Фролова Ю.Л. **

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия

** e-mail: nadiradze@mai.ru*

*** e-mail: ylfrolova@yandex.ru*

Статья поступила в редакцию 01.06.2020

Представлены результаты анализа угловых и энергетических распределений ионов средних энергий в струях стационарных плазменных двигателей. Показано, что содержание этих ионов составляет около 35% полного ионного тока струи, а их вклад в тягу — 25%. Установлено, что ионы средних энергий образуются в зоне разряда и в ближней зоне струи. Влияние фонового давления вакуумной камеры на содержание этих ионов незначительно. Приведена модель генерации ионов средних энергий за счет упругого рассеяния. Получено хорошее совпадение с экспериментом как по угловому распределению, так и по энергетическим спектрам ионов при коэффициенте рассеяния, равном 0,4.

Ключевые слова: стационарный плазменный двигатель, параметры струи, энергетический спектр, угловое распределение, ионы средних энергий, модель рассеяния.

Введение

При интерпретации результатов измерений параметров струй стационарных плазменных двигателей (СПД) необходимо понимать природу возникновения ионов в различных частях энергетического спектра [1, 2]. Это особенно важно в тех случаях, когда параметры струи, измеренные в условиях вакуумного стенда, используются для анализов воздействия на КА в натуральных условиях [3]. Поскольку полностью исключить влияние остаточного газа вакуумной камеры на результаты измерений не представляется возможным, нужно разделять первичные ионы, образующиеся в двигателе, и ионы, возникающие в результате взаимодействия первичных ионов с частицами остаточного газа [4, 5].

Хорошо известно, что ионы с энергиями в районе eU_d , где U_d — напряжение разряда, представляют собой быстрые ионы струи, образующиеся в разрядном канале двигателя в зонах ионизации и ускорения [6—9]. Известно также, что ионы с энергиями от 0 до 30—40 эВ являются ионами перезарядки, которые образуются как в разрядном канале двигателя, так и в вакуумной

камере в результате процессов резонансной перезарядки. Однако в струях СПД практически всегда присутствуют ионы промежуточных энергий, природа возникновения которых пока не совсем понятна. На тормозных характеристиках эти ионы проявляются в виде пологого, почти прямолинейного склона, простирающегося от 30—40 эВ до eU_d . Доля этих ионов в струе (в отличие от ускоренных ионов) увеличивается по мере увеличения угла вылета. Ионы промежуточных энергий обнаруживаются в энергетических спектрах даже при углах вылета больше 90° [10—12], хотя пик ускоренных ионов практически полностью исчезает после $60—70^\circ$.

Преобладание ионов промежуточных энергий в периферийной зоне струи делает их наиболее значимыми с точки зрения прогнозирования воздействия струй СПД на КА. И поскольку механизм образования этих ионов неясен, при интерпретации результатов измерений могут возникать значительные ошибки.

В настоящее время существуют различные гипотезы, объясняющие механизмы образования этих ионов [10, 13]. В частности, в работе [13]

выдвигается предположение, что ионы промежуточных энергий возникают в результате упругого рассеяния на нейтральных частицах струи и вакуумной камеры. В работе [10], напротив, гипотеза упругого рассеяния не подтверждается, а предполагается, что радиальные потоки ионов промежуточных энергий формируются в разряде, часть зоны ускорения которого располагается вне ускорительного канала двигателя.

В данной статье предпринята попытка проверить эти гипотезы, чтобы ответить на два вопро-

са: 1) возникают ли эти ионы в ближней зоне струи или образуются при распространении в вакуумной камере; 2) насколько сильно подвержены эти ионы влиянию давления в вакуумной камере при проведении зондовых измерений параметров струи.

Анализ экспериментальных данных

Для анализа воспользуемся данными, полученными в работе [13] применительно к высокоимпульсному двигателю ВНТ-1500 [14]. На рис. 1

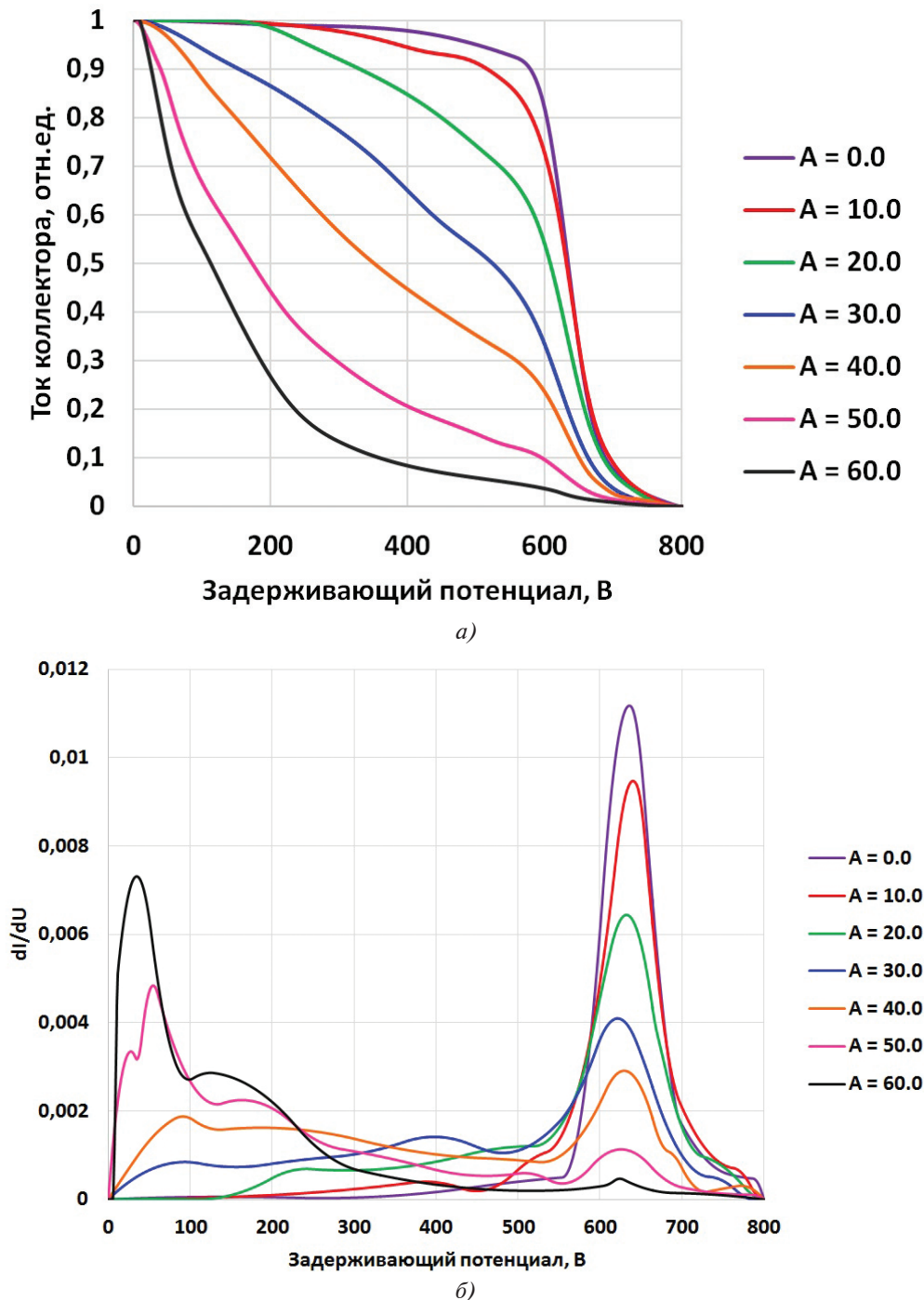


Рис. 1. Тормозные характеристики (а) и энергетические спектры (б) ионов струи ВНТ-1500 при различных углах вылета ионов (700 В, 2.44 мг/с, $2 \cdot 10^{-5}$ мм рт.ст.)

приведены нормированные тормозные характеристики электростатических зондов-энергоанализаторов (далее — зондов), расположенных на различных углах вылета ионов.

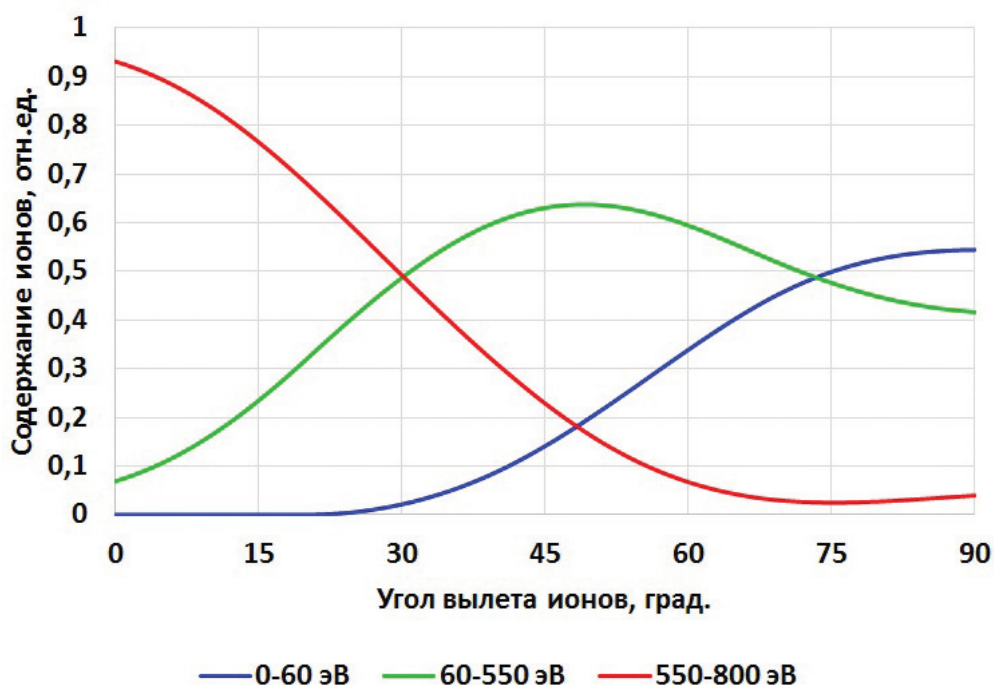
Выделим три класса ионов:

- 1) быстрые ионы струи с энергиями от 550 до 800 эВ;
- 2) ионы перезарядки с энергиями 0...60 эВ;

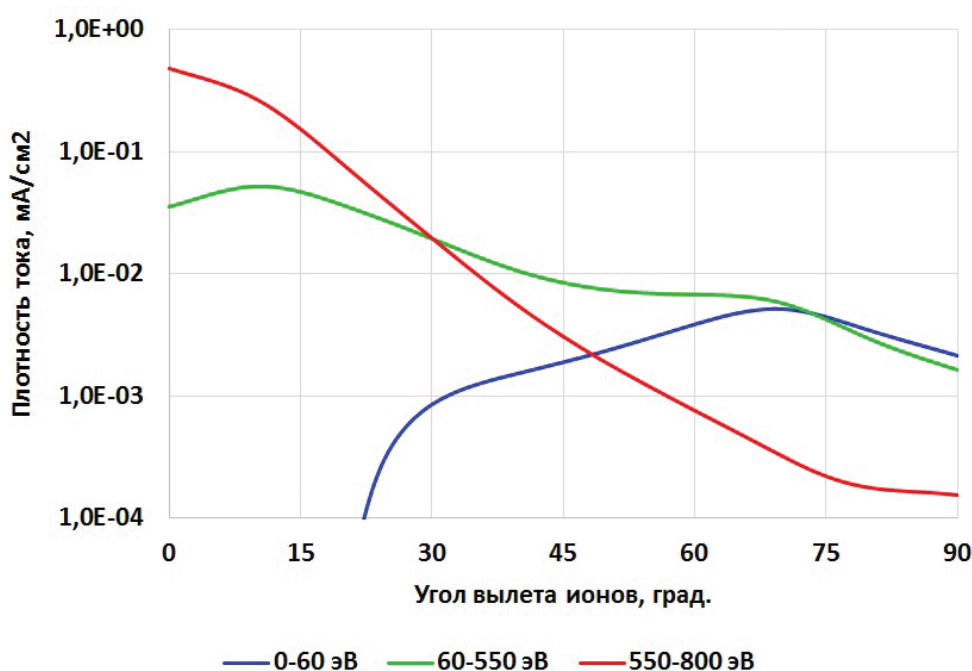
3) ионы промежуточных энергий с энергиями 60...550 эВ.

Для краткости будем называть эти ионы α -, β - и γ -ионами соответственно. Угловые распределения плотности тока и содержания этих ионов в струе приведены на рис. 2.

Из рис. 2 следует, что γ -ионы начинают преобладать над α -ионами при углах вылета $\varphi > 30^\circ$



а)



б)

Рис. 2. Зависимость плотности тока (а) и энергетического состава струи (б) от угла вылета ионов

и обнаруживаются вплоть до $\varphi = 90^\circ$, где α -ионы практически отсутствуют (рост содержания α -ионов при $\varphi > 70^\circ$, по-видимому, обусловлен возрастанием погрешности измерений в периферийной зоне струи).

Интегральные значения осевого импульса R_i , тока I_i и массового расхода \dot{m}_i ионов струи (без учета двухзарядных ионов) даны в таблице.

На рис. 3 приведены зависимости содержания γ -ионов от угла вылета ионов при различном давлении в вакуумной камере.

Как видно из этого рисунка, при изменении давления почти в три раза содержание γ -ионов изменяется незначительно. Из этого следует, что генерация γ -ионов может происходить в зоне разряда (там, где действует ускоряющая разность потенциалов) и в ближней зоне струи (там, где еще возможны столкновения между частицами струи). В образовании γ -ионов участвуют, в ос-

новном, частицы, истекающие из разрядного канала двигателя, а частицы остаточной атмосферы вакуумной камеры не участвуют в этом процессе.

Небольшие изменения содержания γ -ионов при изменении давления в вакуумной камере могут быть связаны с изменением конфигурации электрического поля и концентрации частиц в зонах ионизации и ускорения, о чем говорится в работах [15–18].

Наибольший вклад γ -ионов наблюдается в районе 45° . Наличие максимума объясняется тем, что при малых углах вылета φ в струе преобладают α -ионы, а при больших α -ионы исчезают, но значительно возрастает доля β -ионов.

Содержание γ -ионов в спектре при малых углах вылета (спектры 0 и 20°) с ростом энергии увеличивается, а при больших углах (спектры 40 и 60°) — уменьшается. Кроме того, на спектрах (особенно при больших углах вылета) помимо

Интегральные параметры ионов струи, %

Класс ионов	R_i	I_i	\dot{m}_i
α	74.4	55.9	55.9
β	24.4	34.7	34.7
γ	1.2	9.4	9.4

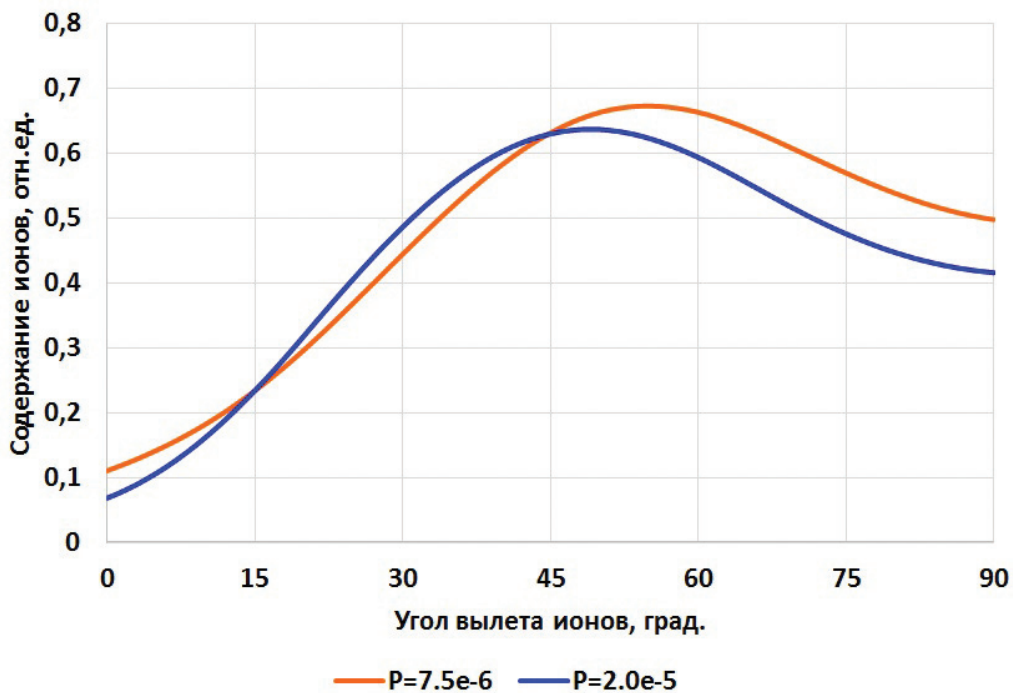


Рис. 3. Зависимость содержания γ -ионов от угла вылета ионов при различном давлении в камере

двух типичных максимумов α - и β -ионов в районе 150–200 В просматривается третий максимум, соответствующий γ -ионам, что согласуется с данными [10].

Таким образом, на основании проведенного анализа можно утверждать следующее:

А) генерация γ -ионов происходит в зоне разряда и в ближней зоне струи;

Б) содержание γ -ионов в энергетических спектрах при малых углах вылета с ростом энергии ионов увеличивается, а при больших — уменьшается;

В) внешнее давление оказывает незначительное влияние на содержание γ -ионов в струе.

Рассмотрим три возможных механизма генерации γ -ионов (их может быть и больше):

1) «поздняя» ионизация и последующее ускорение в зоне разряда;

2) перезарядка и последующее ускорение в зоне разряда;

3) упругое рассеяние в зоне разряда и в ближней зоне струи.

В первом случае γ -ион образуется и ускоряется в зоне разряда так же, как α -ион, но только ниже по потоку. Такие γ -ионы — это недоускоренные α -ионы, а их энергетический спектр образует левое «крыло» колоколообразной функции распределения α -ионов. Однако в периферийной области струи наблюдается совершенно иной вид спектра, при котором количество γ -ионов уменьшается по мере роста их энергии (утверждение «Б», кривые 40° и 60° на рис. 1,б [10]). Это возможно только в том случае, если нейтральные частицы, из которых образуются γ -ионы, входят в зону разряда не со стороны анода, а с противоположной стороны или вводятся сбоку, т.е. имеет место неоднородность, нарушающая идеализированное представление зоны разряда. Подобные неоднородности наблюдаются в СПД [19–21].

Во втором случае γ -ион, еще не набрав энергию, перезарядается на нейтральном атоме. Образовавшийся при этом ион перезарядки (будущий γ -ион) ускоряется в электрическом поле разряда, а нейтрал продолжает движение с прежней скоростью. Энергия γ -иона будет тем меньше, чем ниже по потоку произошла перезарядка. И поскольку вероятность перезарядки снижается вниз по потоку (в силу «выгорания» нейтральных частиц), такой механизм не может объяснить на-

блюдающиеся экспериментально спектры при больших углах вылета ионов. В то же время если поток нейтральных атомов неоднороден (например, если он пересекает поток γ -ионов), точка перезарядки может смещаться вниз по потоку в зависимости от угла вылета α -иона. И тогда увеличение количества γ -ионов по мере уменьшения их энергии становится возможным.

В третьем случае предполагается, что γ -ионы образуются в результате упругих столкновений с нейтральными частицами в зоне разряда или в ближней зоне струи.

Если столкновение произошло в зоне разряда, то в однородном поле такие столкновения не приведут к изменению энергии ионов, поскольку после столкновения ион продолжает ускоряться полем и проходит ту же разность потенциалов, что и без столкновения. Если же поле неоднородно, после столкновения ион может быть «выброшен» из зоны разряда, не набрав максимальной энергии.

Столкновения в ближней зоне струи (за границей действия электрического поля) могут приводить к существенному изменению энергии и направления движения ионов. Однако малое сечение упругих столкновений (порядка $2 \cdot 10^{-20} \text{ м}^2$ [13]) и малая концентрация нейтральных частиц в ближней зоне струи (менее 10^{18} м^{-3} [19]) говорят о том, что вероятность таких столкновений ничтожно мала и они не могут служить объяснением наблюдающихся в эксперименте значительных потоков γ -ионов.

В то же время гипотеза упругого рассеяния ускоренных ионов является весьма привлекательной, поскольку, если не принимать во внимание количественный аспект, позволяет объяснить многие особенности углового и энергетического распределения ионов струи [22, 23]. В связи с этим далее будут представлены оценки углового распределения и энергетических спектров γ -ионов в различных точках струи при их образовании по механизму упругого рассеяния.

Оценка параметров ионов упругого рассеяния

Оценим плотность тока и функцию распределения (тормозную характеристику) γ -ионов в точках установки зондов, реализуемых во время измерений параметров струи. Будем считать, что эти ионы возникают в результате упругого рассеяния α -ионов на нейтральных атомах. В силу малой вероятности упругих столкновений задачу будем решать в приближении первых столкновений.

Пусть рассеяние частиц происходит в тонком полусферическом слое, толщиной h и радиусом $r_0 \approx R_{\text{вых}}$, где $R_{\text{вых}}$ — радиус средней линии разрядного канала двигателя. Тогда элементарный рассеивающий объем

$$dV = r_0^2 h \sin(\varphi) d\varphi d\psi, \quad (1)$$

где φ — полярный угол; ψ — азимутальный угол.

Положение элементарного объема dV в пространстве задается вектором $\vec{r}_V(x_V, y_V, z_V)$, а зонда — вектором $\vec{r}_S(x_S, y_S, z_S)$. Поскольку $|\vec{r}_S| \gg |\vec{r}_V|$, угол рассеяния

$$\theta = \arccos \left(\frac{\vec{r}_V \cdot \vec{r}_S}{|\vec{r}_V| |\vec{r}_S|} \right). \quad (2)$$

Количество частиц, рассеиваемых в объеме dV в телесный угол $d\Omega$ в направлении θ , определяется соотношением

$$dN = \frac{j_i(r_0, \varphi)}{e} n_{sc} dV \left(\frac{d\sigma(\theta)}{d\Omega} \right) d\Omega, \quad (3)$$

где $j_i(r_0, \varphi)$, n_{sc} — плотность тока ионов и концентрация центров рассеяния в точке \vec{r}_V соответ-

ственно; $\frac{d\sigma(\theta)}{d\Omega}$ — дифференциальное сечение рассеяния на угол θ .

Для определения $\frac{d\sigma(\theta)}{d\Omega}$ примем, что рассеяние частиц является упругим, нецентральный. В этом случае из законов сохранения энергии и импульса следует, что при равных массах сталкивающихся частиц их разлет происходит под прямым углом (рис. 4).

Дифференциальное сечение рассеяния:

$$\begin{aligned} d\sigma &= 2\pi \rho \left(\frac{d\rho}{d\theta} \right) d\theta = 2\pi R_0 \cos(\theta) R_0 \sin(\theta) d\theta = \\ &= \pi R_0^2 \sin(2\theta) d\theta, \end{aligned} \quad (4)$$

где R_0 — газокINETический радиус частиц; ρ — прицельный параметр,

$$\rho = R_0 \sin(\gamma) = R_0 \sin\left(\frac{\pi}{2} - \theta\right) = R_0 \cos(\theta), \quad 0 \leq \theta \leq \frac{\pi}{2}. \quad (5)$$

Откуда для $\frac{d\sigma(\theta)}{d\Omega}$ можно получить:

$$\frac{d\sigma}{d\Omega} = \frac{R_0^2 \sin 2\theta}{2 \sin \theta} = R_0^2 \cos \theta. \quad (6)$$

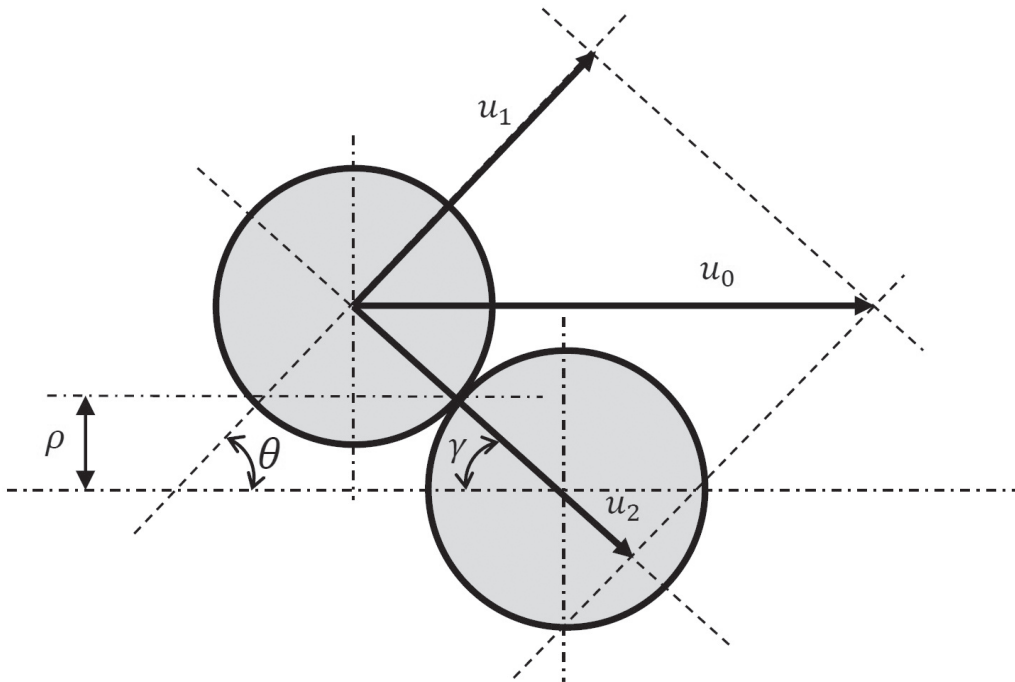


Рис. 4. Схема упругого столкновения частиц равной массы

Полное сечение рассеяния

$$\sigma_{sc} = \int_0^{\pi/2} d\sigma = \pi R_0^2 \int_0^{\pi/2} \sin 2\theta d\theta = \frac{1}{2} \pi R_0^2. \quad (7)$$

Зная σ_{sc} , газокINETический радиус частицы R_0 можно определить по формуле

$$R_0 = \sqrt{\frac{2\sigma_{sc}}{\pi}}. \quad (8)$$

Плотность потока ионов рассеяния в точке установки зонда

$$\begin{aligned} dn_{vs} &= \frac{dN}{|\vec{r}_{sc}|^2 d\Omega} = \\ &= \frac{1}{|\vec{r}_{sc}|^2} \frac{j_i(r_0, \varphi)}{e} n_{sc} \frac{2\sigma_{sc}}{\pi} \cos(\theta) r_0^2 h \sin(\varphi) d\varphi d\psi. \end{aligned} \quad (9)$$

Поскольку рассеяние происходит вблизи выходного сечения двигателя, на большом расстоянии до зонда, можно принять, что $|\vec{r}_{sc}|^2 \approx r_S^2$. Тогда, пренебрегая пространственной неоднородностью центров рассеяния в ядре потока α -ионов (поскольку именно в нем формируется основная доля потока ионов рассеяния) и полагая, что $n_{sc} \approx \text{const}$, для плотности ионного тока на зонде можно записать:

$$j_s = \frac{2}{\pi} K_{sc} \int_{\varphi=0}^{\frac{\pi}{2}} \int_{\psi=0}^{2\pi} j_i(r_S, \varphi) \cos(\theta) \sin(\varphi) d\varphi d\psi, \quad (10)$$

где $K_{sc} = n_{sc} \sigma_{sc} h$ — коэффициент рассеяния α -ионов в h -слое.

Для получения тормозной характеристики зонда $I_{>E}(U)$, где U — задерживающий потенциал, при вычислении интеграла (10) необходимо учесть отсечку ионов.

В соответствии с рис. 4, при упругом рассеянии скорость ионов, летящих на зонд

$$u'_i = u_i^0 \cos(\theta), \quad (11)$$

где u_i^0 — скорость первичных ионов до рассеяния.

Таким образом, условием отсечки ионов будет:

$$u'_i \leq \sqrt{\frac{2eU}{m_1}}. \quad (12)$$

Для оценок возьмем параметры струи двигателя ВНТ-1500 на режиме 700 В, 2,44 мг/с [12], что соответствует рис. 1 и 2, приведенным выше. Согласно данным таблицы, примем, что $K_{sc} = 0.394$. Энергетический спектр ионов для всех углов вылета примем равным спектру на оси струи.

Результаты расчетов приведены на рис. 5—7.

Сравнение рис. 5—7 и 1, 2 показывает, что имеется хорошее качественное совпадение результатов расчета с экспериментом как по угловому распределению, так и по энергетическим спектрам γ -ионов. Из этого следует, что параметры γ -ионов удовлетворительно описываются моделью упругого рассеяния. Однако говорить о том, что в двигателе действительно реализуется механизм упругого рассеяния α -ионов пока рано. Приведенное выше значение коэффициента K_{sc} при $h = 0.02$ м и $\sigma_{sc} = 2 \cdot 10^{-20}$ м² [13] соответствует концентрации центров рассеяния $n_{sc} = 1 \cdot 10^{21}$ м⁻³, что значительно (на 2-3 порядка величины) превышает концентрацию нейтралов в разрядном канале двигателя.

Выводы

Таким образом, можно утверждать, что γ -ионы образуются в зоне разряда и в ближней зоне струи. Частицы фонового газа не участвуют в процессах генерации γ -ионов, поэтому можно считать, что γ -ионы являются ионами струи, а не вторичными ионами, образующимися в условиях вакуумного стенда. Влияние фонового давления на содержание γ -ионов незначительно.

Модель генерации γ -ионов за счет упругого рассеяния ускоренных ионов дает хорошее совпадение с экспериментом как по угловому распределению, так и по энергетическим спектрам γ -ионов при коэффициенте рассеяния α -ионов, равном 0,4. Особенно хорошо совпали тормозные характеристики ионов струи при различных углах вылета. В то же время обосновать полученное значение коэффициента рассеяния не удалось, поэтому предложенная модель пока может рассматриваться только как рабочая гипотеза.

Для выяснения истинных механизмов генерации γ -ионов необходима трехмерная кинетическая модель, описывающая процессы в ускорительном канале двигателя и в ближней зоне струи,

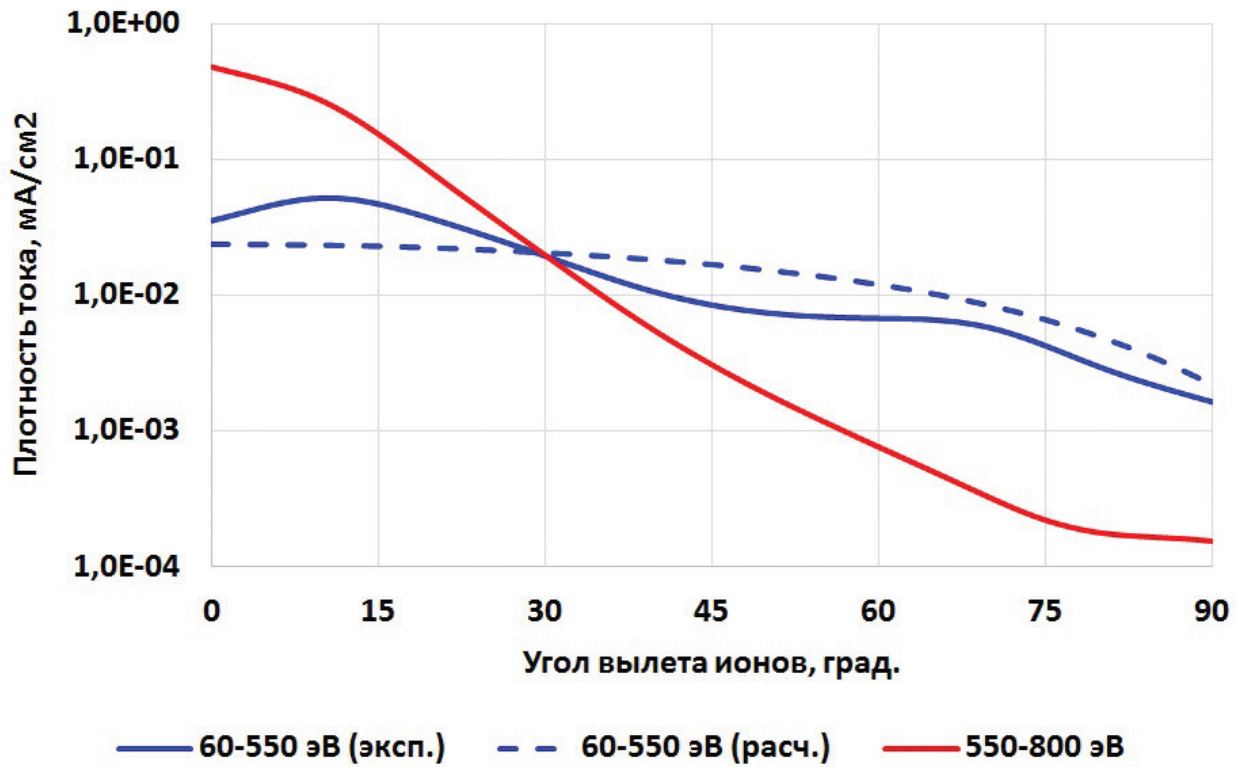


Рис. 5. Зависимость плотности тока α -ионов (эксперимент) и γ -ионов (расчет и эксперимент) от угла вылета

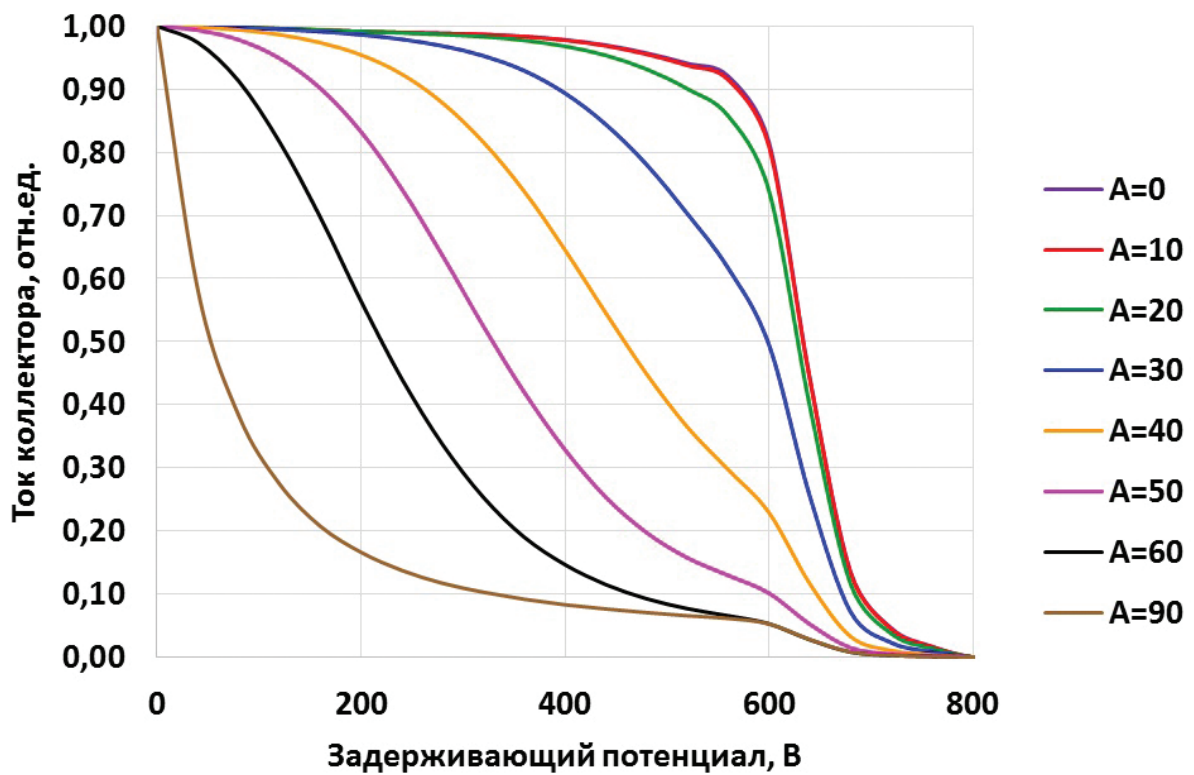
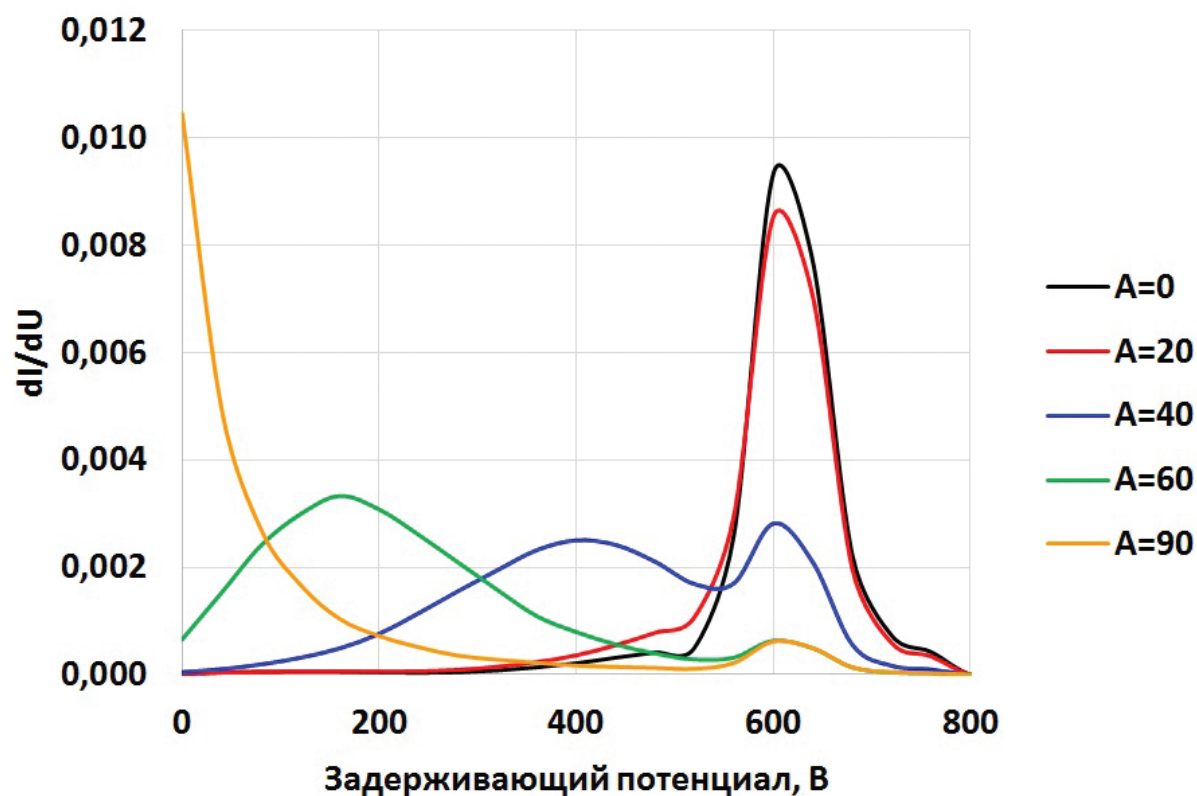
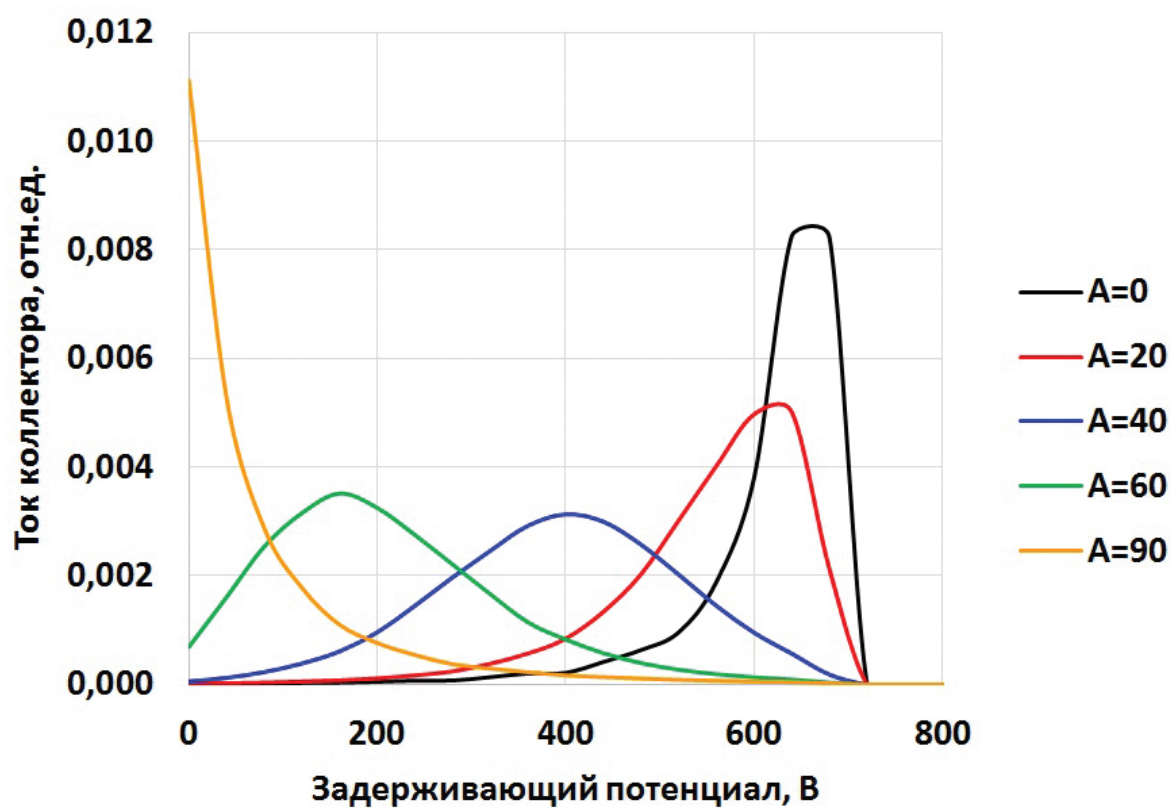


Рис. 6. Расчетные тормозные характеристики ионов струи



a)



б)

Рис. 7. Расчетные энергетические спектры α - и γ -ионов струи (а) и только γ -ионов (б) при различных углах вылета

учитывающая положение катода и влияние частиц остаточной атмосферы вакуумной камеры, или более подробные измерения полей частиц и электрического поля в непосредственной близости к выходному сечению канала.

Авторы благодарят В.П. Кима и С.А. Хартова за ценные замечания и рекомендации по данной статье.

Библиографический список

1. *Торопов Г.П., Хартов С.А.* Модель распространения струи плазменного двигателя при его испытаниях в вакуумной камере с учетом влияния электрического поля // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 83-88.
2. *Торопов Г.П., Хартов С.А.* Математическая модель распространения струи плазменного ускорителя в объеме вакуумной камеры // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 4. С. 25-34.
3. *Ким В.П., Надирадзе А.Б., Попов Г.А., Ходненко В.П., Шишкин Г.Г.* Проблемы применения электроракетных двигателей на космических аппаратах // Панасюк М.И., Новиков Л.С. (ред.) Модель космоса: Научно-информационное издание: В 2-х т. Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. — М.: Книжный дом Университет, 2007. С. 615-659.
4. *Кожевников В.В., Надирадзе А.Б., Назаренко И.П., Фролова Ю.Л., Хартов С.А.* Лабораторные исследования струй электроракетных двигателей зондовыми методами // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2018. № 4. С. 150-153.
5. *Надирадзе А.Б., Фролова Ю.Л., Зуев Ю.В.* Калибровка конической модели струи стационарного плазменного двигателя по интегральным параметрам двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 144-155. DOI: 10.34759/vst-2019-4-144-155
6. *Архипов А.С., Ким В.П., Сидоренко Е.К.* Стационарные плазменные двигатели Морозова. — М.: Издво МАИ, 2012. — 290 с.
7. *Absalimov S.K., Andreev V.B., Colbert T. et al.* Measurement of plasma parameters in the stationary plasma thruster (SPT-100) plume and its effects on spacecraft components // 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit (06 July 1992 — 08 July 1992, Nashville, TN, U.S.A.). AIAA-92-3156. DOI: 10.2514/6.1992-3156
8. *Гориков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А.* Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / Под ред. академика РАН А.С. Коротеева. — М.: Машиностроение, 2008. — 278 с.
9. *Kim S.W.* Experimental investigations of Plasma parameters and Species-dependent ion energy distribution in the plasma exhaust plume of a hall thruster. A dissertation for the degree of Doctor of Philosophy (Aerospace Engineering). The University of Michigan, 1999, 241 p.
10. *Ким В.П., Меркурьев Д.В., Сидоренко Е.К.* Исследование параметров плазмы и радиальных потоков ионов вблизи выходной плоскости стационарного плазменного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 1. С. 95-103.
11. *Архипов А.С.* Исследование характеристик струй стационарных плазменных двигателей (СПД) при повышенных разрядных напряжениях: Дисс. ... канд. техн. наук. — М.: МАИ, 2010. — 150 с.
12. *Sullivan R.M., Torrey P.A., Johnson L.K.* Investigation of High-Energy Ions with High-Angle Trajectories in Hall Thruster Plumes // 30th International Electric Propulsion Conference (17-20 September 2007, Florence, Italy). IEPC-2007-31.
13. *Azziz Y.* Experimental and Theoretical Characterization of a Hall Thruster Plume. A dissertation for the degree of Doctor of Philosophy in Aeronautics and Astronautics in the field of Space Propulsion. The University of Michigan, 2007, 230 p.
14. *Diamant K.D., Curtiss T.J., Spektor R., Beiting E.J.* Performance and Plume Characterization of the BHT-1500 Hall Thruster // Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium (4-10 July 2015, Hyogo-Kobe, Japan). IEPC-2015-69?ISTS-2015-b-69.
15. *Mikellides I.G., Ortega A.L., Chaplin V.H., Snyder J.S.* Facility pressure effects on a Hall thruster with an external cathode, II: theoretical model of the thrust and the significance of azimuthal asymmetries in the cathode plasma // Plasma Sources Science and Technology. 2020. Vol. 29. No. 3. DOI: 10.1088/1361-6595/ab6c7f
16. *Spektor R., Tighe W.G., Stoltz P.H., Beckwith K.R.C.* Facility effects on hall thruster performance through cathode coupling // 34rd International Electric Propulsion Conference (6-10 July 2015, Kobe, Japan). IEPC-2015-309?ISTS-2015-b-309.
17. *Huang W., Kamhawi H., Haag T.* Effect of background pressure on the performance and plume of the HiVHAC hall thruster // 33rd International Electric Propulsion Conference (6-10 October 2013, Washington, D.C., USA). IEPC-2013-058.
18. *Diamant K.D., Liang R., Corey R.L.* The effect of background pressure on SPT-100 hall thruster performance // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (28-30 July 2014, Cleveland, OH). AIAA-2014-3710. DOI: 10.2514/6.2014-3710
19. *Бугрова А.И., Ким В.П.* Современное состояние физических исследований в ускорителях с замкнутым дрейфом электронов и протяженной зоной ускорения // Плазменные ускорители и ионные инжекторы: Сб. ст. — М.: Наука, 1984. С. 107-129.
20. *Смирнов П.Е., Хартов С.А., Кашулин А.П.* Экспериментальное исследование работы катода-нейтрали-

- затвора с высокочастотным разрядом // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 117-124.
21. Katz I., Jongeward G., Davis V., Mandell M., Mikellides I., Dressler R., Boyd I., Kannenberg K., Pollard J., King D. A Hall effect thruster plume model including large-angle elastic scattering // 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit (08-11 July 2001, Salt Lake City, UT, U.S.A.). AIAA 2001-3355. DOI: 10.2514/6.2001-3355
 22. Sullivan R.M., Shepherd J.E., Scharfe M.K., Mikellides I.G., Johnson L.K. Effect of Wall Sheaths on Ion Trajectories in a Hall Thruster Numerical Model // 31st International Electric Propulsion Conference (20–24 September 2009, University of Michigan, USA). IEPC-2009-131.
 23. Mikellides I.G., Katz I., Kuharski R.A., Mandell M.J. Elastic Scattering of Ions in Electrostatic Thruster Plumes // Journal of Propulsion and Power. 2005. Vol. 21. No. 1, pp.111-118. DOI: 10.2514/1.5046

MECHANISMS FOR FORMING MEDIAN-ENERGY IONS IN THE JETS OF STATIONARY PLASMA THRUSTERS

Nadiradze A.B.* , Frolova Yu.L.**

Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia

* e-mail: nadiradze@mai.ru

** e-mail: ylfrolova@yandex.ru

Abstract

The article presents the analysis results of the ions median-energy ions angular and power distribution in the jets of stationary plasma thrusters. The data on the BHT-1500 thruster at the 700 V mode were used for the analysis. The article demonstrates that content of the median-energy ions is about 35% of total ion flow of the jet, and its contribution to the thrust is 25%. Energy specters of the median-energy ions differ greatly at the small and large escape angles. At the small escape angles the number of median-energy increases, and decreases at the large ones.

It is revealed that median-energy ions are being formed in the discharge area, and in the nearest part of the jet. Particles of the background gas do not participate in the processes of their generation, and, therefore, it may be considered that the median-energy ions are ions of the jet, rather than secondary ions being formed under conditions of the test bench. The background pressure effect on the median-energy ions content is insignificant.

Three mechanisms of median-energy ions generation occurring due to collision such as late ionization and further acceleration in the discharge area; charge-exchange and further acceleration in the discharge area, and elastic scattering in the discharge area and in the nearest part of the jet were examined. It was revealed that the median-energy ions formation according to any of the above-mentioned mechanisms was possible only in the areas of local non-uniformity of the electric field and of neutral particles flows. Such

non-uniformities can appear near discharge channel walls or due to the cathode asymmetrical position.

The article presents the model of median-energy ions generation due to accelerated ions elastic scattering. Good qualitative agreement with experiments on both angular distribution and ion power spectra was obtained. However, the obtained scattering coefficient of about 40% cannot be substantiated within the framework of this model. In this regard, the presented model can be examined so long only as the working hypothesis. For clarifying the true mechanisms of median-energy ions generation the 3D kinetic model describing processes in the accelerating ducts of the thruster and in the nearest area of the jet, accounting for the cathode position and effect of the residual atmosphere particles of the vacuum chamber, is required. Much more detailed measurements of the fields of the particles and electric field in the direct vicinity to the outlet cross-section of the duct are required as well.

Keywords: stationary plasma thruster, jet parameters, energy spectrum, angular distribution, ions of average energies, dissipation model

References

1. Toropov G.P., Khartov S.A. Model of plasma thruster jet propagation in vacuum chamber during testing considering electric field influence. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 83-88.

2. Toropov G.P., Khartov S.A. A mathematical model of jet expansion inside vacuum chamber for plasma accelerator. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 4, pp. 25-34.
3. Kim V.P., Nadiradze A.B., Popov G.A., Khodnenko V.P., Shishkin G.G. *Model' kosmosa. T. 2 "Vozdeistvie kosmicheskoi sredy na materialy i oborudovanie kosmicheskikh apparatov"* (Model of space. Vol. 2 "The Space Environment Impact on Spacecraft Materials and Equipment"), Moscow, Knizhnyi dom Universitet, 2007, pp. 615-659.
4. Kozhevnikov V.V., Nadiradze A.B., Nazarenko I.P., Frolova Yu.L., Khartov S.A. Electric Propulsion Thrusters: Laboratory Investigation of Jets by Probe Methods. *Russian Aeronautics*, 2018, vol. 61, no. 4, pp. 677-681. DOI: 10.3103/S106879981804027X
5. Nadiradze A.B., Frolova Yu.L., Zuyev Yu.V. Conical plume model calibration of the stationary plasma thruster by the thruster integral parameters. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 4, pp. 144-155. DOI: 10.34759/vst-2019-4-144-155
6. Arkhipov A.S., Kim V.P., Sidorenko E.K. *Statsionarnye plazmennye dvigateli Morozova* (Morozov's Stationary plasma engines), Moscow, MAI, 2012, 290 p.
7. Absalamov S.K., Andreev V.B., Colbert T. et. al. Measurement of plasma parameters in the stationary plasma thruster (SPT-100) plume and its effects on spacecraft components. *28th Joint Propulsion Conference and Exhibit (06-08 July 1992, Nashville, TN, USA)*. AIAA-92-3156. DOI: 10.2514/6.1992-3156
8. Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagaida A.A. *Khollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov* (Hall and ion electric thrusters for spacecraft), Moscow, Mashinostroenie, 2008, 278 p.
9. Kim S.W. *Experimental investigations of Plasma parameters and Species-dependent ion energy distribution in the plasma exhaust plume of a hall thruster*. A dissertation for the degree of Doctor of Philosophy (Aerospace Engineering). The University of Michigan, 1999, 241 p.
10. Kim V.P., Merkur'ev D.V., Sidorenko E.K. Investigation of plasma and radial ion flow parameters in the vicinity of the SPT exit plane. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 1, pp. 95-103.
11. Arkhipov A.S. *Issledovanie kharakteristik strui statsionarnykh plazmennykh dvigatelei (SPD) pri povyshennykh razryadnykh napryazheniyakh* (Studying jets characteristics of stationary plasma engines (SPD) at elevated discharge voltages). Doctor's thesis, Moscow, MAI, 2010, 150 p.
12. Sullivan R.M., Torrey P.A., Johnson L.K. Investigation of High-Energy Ions with High-Angle Trajectories in Hall Thruster Plumes. *30th International Electric Propulsion Conference (17-20 September 2007, Florence, Italy)*. IEPC-2007-31.
13. Azziz Y. *Experimental and Theoretical Characterization of a Hall Thruster Plume*. A dissertation for the degree of Doctor of Philosophy in Aeronautics and Astronautics in the field of Space Propulsion. The University of Michigan, 2007, 230 p.
14. Diamant K.D., Curtiss T.J., Spektor R., Beiting E.J. Performance and Plume Characterization of the BHT-1500 Hall Thruster. *Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium (4-10 July 2015, Hyogo-Kobe, Japan)*. IEPC-2015-69ISTS-2015-b-69.
15. Mikellides I.G., Ortega A.L., Chaplin V.H., Snyder J.S. Facility pressure effects on a Hall thruster with an external cathode, II: theoretical model of the thrust and the significance of azimuthal asymmetries in the cathode plasma. *Plasma Sources Science and Technology*, 2020, vol. 29, no. 3. DOI: 10.1088/1361-6595/ab6c7f
16. Spektor R., Tighe W.G., Stoltz P.H., Beckwith K.R.C. Facility effects on hall thruster performance through cathode coupling. *34rd International Electric Propulsion Conference (6-10 July 2015, Kobe, Japan)*. IEPC-2015-309ISTS-2015-b-309.
17. Huang W., Kamhawi H., Haag T. Effect of background pressure on the performance and plume of the HiVHAc hall thruster. *33rd International Electric Propulsion Conference (6-10 October 2013, Washington, D.C., USA)*. IEPC-2013-058.
18. Diamant K.D., Liang R., Corey R.L. The effect of background pressure on SPT-100 hall thruster performance. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (28-30 July 2014, Cleveland, OH)*. AIAA-2014-3710. DOI: 10.2514/6.2014-3710
19. Bugrova A.I., Kim V.P. *Plazmennye uskoriteli i ionnye inzhektory, Sbornik statei*, Moscow, Nauka, 1984, pp. 107-129.
20. Smirnov P.E., Khartov S.A., Kashulin A.P. Experimental study of radiofrequency cathode-neutralizer. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 117-124.
21. Katz I., Jongeward G., Davis V., Mandell M., Mikellides I., Dressler R., Boyd I., Kannenberg K., Pollard J., King D. A Hall effect thruster plume model including large-angle elastic scattering. *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit (08-11 July 2001, Salt Lake City, UT, U.S.A.)*. AIAA 2001-3355. DOI: 10.2514/6.2001-3355
22. Sullivan R.M., Shepherd J.E., Scharfe M.K., Mikellides I.G., Johnson L.K. Effect of Wall Sheaths on Ion Trajectories in a Hall Thruster Numerical Model. *31st International Electric Propulsion Conference (20-24 September 2009, University of Michigan, USA)*. IEPC-2009-131.
23. Mikellides I.G., Katz I., Kuharski R.A., Mandell M.J. Elastic Scattering of Ions in Electrostatic Thruster Plumes. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, vol. 21, no. 1, pp.111-118. DOI: 10.2514/1.5046