

## Исследование высокочастотного ионного двигателя с прямоточной конфигурацией разрядной камеры

© С.В. Гордеев<sup>1</sup>, С.В. Канев<sup>2</sup>, А.В. Мельников<sup>1</sup>,  
И.П. Назаренко<sup>2</sup>, С.А. Хартов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>НИИ ПМЭ МАИ, Москва, 125993, Россия

<sup>2</sup>МАИ, Москва, 125993, Россия

*Приведено описание нуль-мерной балансовой математической модели высокочастотного ионного двигателя с прямоточной конфигурацией разрядной камеры. Рассмотрен случай, когда рабочее тело подается в область ионизации, но имеет возможность истечения как через ускорительную систему, так и через входной канал устройства забора атмосферных газов. В качестве рабочего тела рассматривался азот. Особенностью представленной математической модели является учет влияния диссоциации рабочего тела и наличия в составе двигателя устройства забора атмосферных газов. Также описаны результаты первых экспериментов по исследованию лабораторного образца высокочастотного ионного двигателя с разрядной камерой прямоточной конфигурации. По результатам сравнения расчетных данных с экспериментальными получены расхождения менее 15 %, что свидетельствует о возможности применения разработанной математической модели для качественного анализа происходящих в двигателе процессов.*

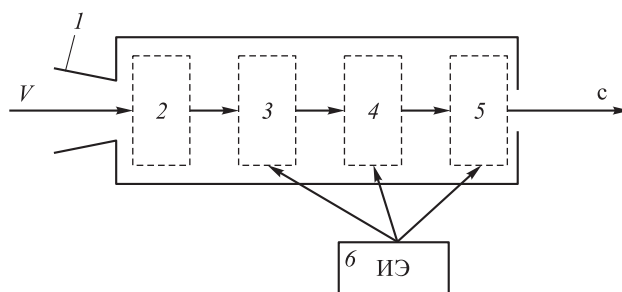
**Ключевые слова:** *прямоточный высокочастотный ионный двигатель, математическая модель, устройство забора атмосферных газов*

**Введение.** В случае снижения высоты орбиты космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) можно повысить эффективность работы их целевой аппаратуры. Однако при снижении высоты орбиты космического аппарата (КА) срок его активного существования уменьшается вследствие наличия силы аэродинамического сопротивления верхних слоев атмосферы. Эта сила может быть скомпенсирована силой тяги электроракетного двигателя (ЭРД), и в таком случае срок активного существования КА будет ограничен запасом рабочего тела (РТ) на его борту [1]. В частности, использование ионного двигателя Т5 фирмы QinetiQ позволило обеспечить существование КА GOCE на орбитах 240...280 км в течение четырех лет [2].

Для дальнейшего увеличения срока активного существования (САС) КА на низкой орбите можно использовать газы остаточной атмосферы в качестве РТ для ЭРД, т. е. перейти к концепции прямоточного ЭРД [3]. Возможен также вариант добавления атмосферных газов к рабочему телу, запасенному на борту КА, для повышения длительности его САС [4].

В случае успешного решения задачи создания такого двигателя становится возможным освоение низких околоземных орбит, а также

появляются перспективы повышения эффективности работы аппаратов ДЗЗ. Принципиальная схема прямоточного электроракетного двигателя представлена на рис. 1 [5].



**Рис. 1.** Принципиальная схема прямоточного ЭРД:

1 — устройство забора газов; 2 — накопитель; 3 — область ионизации рабочего тела; 4 — область ускорения рабочего тела; 5 — область нейтрализации ионного потока; б — источник энергии; с — реактивная струя

Устройство забора атмосферных газов (УЗАГ), предназначенное для приема набегающего потока частиц атмосферы, должно в условиях свободномолекулярного течения, характерного для низкоорбитального полета, снижать обратные потоки частиц из полости накопителя. Для эффективного решения данной задачи входную часть УЗАГ целесообразно выполнять в виде сот [6].

Накопитель — это камера, в которой происходит торможение частиц до тепловых скоростей, и, как следствие, увеличение их концентрации.

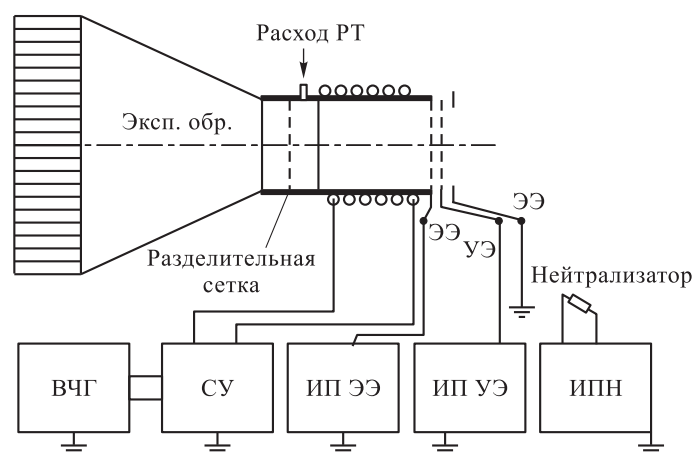
В качестве тягового узла двигателя в настоящей работе рассматривается схема высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД), позволяющая получать высокоскоростные потоки ионов химически активных газов. ВЧИД содержит разрядную камеру с обернутым вокруг нее индуктором и ионно-оптическую систему. При использовании данной схемы в прямоточном высокочастотном ионном двигателе рабочим телом является смесь азота и кислорода.

Для уменьшения потоков заряженных частиц из разрядной камеры в накопитель и для предотвращения «вываливания» плазмы в объем накопителя необходимо расположить на стыке разрядной камеры и накопителя разделительный узел. В качестве данного узла можно использовать специальную сетку с ячейкой определенного размера. Кроме того, такое решение позволяет повысить концентрацию нейтральных атомов в разрядной камере вследствие нейтрализации части ионов на элементах сетки [5, 7].

Для анализа характеристик прямоточного высокочастотного ионного двигателя необходимо провести эксперимент, в котором рабочее тело будет подаваться на вход устройства забора атмосферных газов

в виде ускоренной струи с параметрами, соответствующими условиям полета КА атмосфере. Проведение такого эксперимента сопряжено с необходимостью создания потока со скоростью около 8 км/с и с определенной плотностью частиц.

Целью настоящей работы является создание методики исследования прямоточного ВЧИД в упрощенной постановке задачи. Предложена следующая схема исследования: рабочее тело (РТ) подается в область ионизации, при этом есть возможность его истечения не только через ионно-оптическую систему, но и через входной канал устройства забора атмосферных газов (рис. 2). Такой подход позволит приближенно оценить параметры прямоточного ВЧИД на различных режимах работы, его относительно просто реализовать экспериментально.



**Рис. 2.** Схема эксперимента по исследованию ВЧИД с прямоточной конфигурацией разрядной камеры:

Эксп. обр. — экспериментальный образец; ВЧГ — высокочастотный генератор; СУ — согласующее устройство; ИП ЭЭ — источник питания эмиссионного электрода; ИП УЭ — источник питания ускоряющего электрода; ИПН — источник питания нейтрализатора

Для предварительной оценки параметров и выбора режимов для экспериментального исследования была разработана нуль-мерная балансовая математическая модель такого двигателя. При этом в качестве рабочего тела на текущем этапе исследований рассматривался азот.

**Математическая модель высокочастотного ионного двигателя с прямоточной конфигурацией разрядной камеры.** При моделировании учитываются процесс диссоциации молекул азота в разряде, а также процессы ионизации атомов и молекул азота. Считается, что разряд поддерживается только внутри разрядной камеры и отсутствует в объеме накопителя вследствие наличия разделительного узла.

В рамках нуль-мерной математической модели предполагается равномерное распределение параметров рабочего тела в расчетной области. Таким образом, необходимо рассчитать значения концентраций электронов, атомов и молекул азота, а также атомарных и молекулярных ионов азота внутри разрядной камеры и концентрации атомов и молекул азота в объеме накопителя УЗАГ.

Внутри разрядной камеры выполняется условие квазинейтральности плазмы:

$$n_e = n_{iN} + n_{iN_2}, \quad (1)$$

где  $n_e$  — концентрация электронов;  $n_{iN}$  — концентрация атомарных ионов азота;  $n_{iN_2}$  — концентрация молекулярных ионов азота.

Количество атомарных и молекулярных ионов, образующихся в объеме разрядной камеры, приравнивается количеству соответствующих ионов, выпадающих на стенки:

$$n_e n_N \sigma v_{Ni} V_{\text{кам}} = 0,7 n_{iN} v_{iN} S_{\text{ст}}; \quad (2)$$

$$n_e n_{N_2} \sigma v_{N_2i} V_{\text{кам}} = 0,7 n_{iN_2} v_{iN_2} S_{\text{ст}}. \quad (3)$$

Здесь  $n_N, n_{N_2}$  — концентрации атомов и молекул азота соответственно;  $V_{\text{кам}}$  — объем разрядной камеры;  $S_{\text{ст}}$  — площадь поверхности всех стенок (границ) разрядной камеры, включая разделительную сетку и ионно-оптическую систему;  $\sigma v_{Ni}, \sigma v_{N_2i}$  — коэффициенты интенсивности ионизации атомов и молекул азота; коэффициент 0,7 учитывает неравномерность распределения концентрации ионов по объему разрядной камеры;  $v_{iN}, v_{iN_2}$  — скорости Бомы для атомарных и молекулярных ионов азота, определяемые соотношениями [8]:

$$v_{iN} = \sqrt{\frac{kT_e}{M_{iN}}}; \quad (4)$$

$$v_{iN_2} = \sqrt{\frac{kT_e}{M_{iN_2}}}, \quad (5)$$

где  $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$  Дж/К — постоянная Больцмана;  $T_e$  — температура электронов;  $M_{iN}, M_{iN_2}$  — масса атомарного и молекулярного иона азота.

Расход азота, подаваемый в камеру, равен сумме расходов атомов, молекул, атомарных и молекулярных ионов, проходящих через



ионно-оптическую систему и через разделительную сетку в накопитель:

$$\begin{aligned} \frac{\dot{m}_{N_2}}{M_{iN}} = v_{iN} (n_{iN} + \sqrt{2}n_{iN_2}) & \left( \frac{(2\sigma_i - \sigma_0) S_{\text{ИОС}}}{2 - \sigma_0} + \frac{\sigma_{\text{р.с}} S_{\text{р.с}}}{2 - \sigma_{\text{р.с}}} \right) + \\ + \frac{v_N}{2} (n_N + \sqrt{2}n_{N_2}) & \left( \frac{\sigma_0 S_{\text{ИОС}}}{2 - \sigma_0} + \frac{\sigma_{\text{р.с}} S_{\text{р.с}}}{2 - \sigma_{\text{р.с}}} \right) - n_{N_2\_УЗАГ} \frac{v_{N_2}}{2} \sigma_{\text{р.с}} S_{\text{р.с}} - \\ - n_{N\_УЗАГ} \frac{v_N}{2} \sigma_{\text{р.с}} S_{\text{р.с}}. \end{aligned} \quad (6)$$

Здесь  $m_{N_2}$  — массовый расход азота, подаваемый в двигатель;  $\sigma_i$  — прозрачность ионно-оптической системы (ИОС) для ионов;  $\sigma_0$  — прозрачность ИОС для нейтральных частиц;  $v_N, v_{N_2}$  — тепловая скорость атомов и молекул азота:

$$v_N = \sqrt{\frac{8kT_w}{\pi M_{iN}}}; \quad (7)$$

$$v_{N_2} = \sqrt{\frac{8kT_w}{\pi M_{iN_2}}}, \quad (8)$$

где  $T_w$  — температура стенки;  $S_{\text{иос}}$  — площадь перфорированной части ИОС;  $\sigma_{\text{р.с}}$  — прозрачность разделительной сетки;  $S_{\text{р.с}}$  — площадь разделительной сетки;  $n_{N\_УЗАГ}, n_{N_2\_УЗАГ}$  — концентрации атомов и молекул азота в устройстве забора атмосферных газов.

Кроме того, считается, что атомарный азот появляется внутри разрядной камеры в результате диссоциации молекул, а затем либо покидает камеру через ионно-оптическую систему и УЗАГ, либо ионизируется:

$$\begin{aligned} n_e n_{N_2} \sigma v_{N_2 \text{diss}} V_{\text{кам}} = & \left( n_N \frac{v_N}{2} + n_{iN} v_{iN} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{иос}} + \\ + & \left( n_N \frac{v_N}{2} + n_{iN} v_{iN} (1 - \sigma_{\text{р.с}}) \right) \frac{\sigma_{\text{р.с}}}{2 - \sigma_{\text{р.с}}} S_{\text{р.с}} + n_e n_N \langle \sigma v_{Ni} \rangle V_{\text{кам}}. \end{aligned} \quad (9)$$

Для расчета концентраций атомов и молекул азота в объеме накопителя используются приведенные ниже уравнения баланса потоков атомов и молекул для этого объема:

для атомов азота

$$\begin{aligned} & \left( n_N \frac{v_N}{2} + n_{iN} v_{iN} (1 - \sigma_{p.c}) \right) \frac{\sigma_{p.c}}{2 - \sigma_{p.c}} S_{p.c} = \\ & = n_{N_{УЗАГ}} S_{вх_{УЗ}} \sigma_{вх_{УЗ}} + n_{N_{УЗАГ}} S_{p.c} \sigma_{p.c} \frac{v_N}{2}; \end{aligned} \quad (10)$$

для молекул азота

$$\begin{aligned} & \left( n_{N_2} \frac{v_{N_2}}{2} + n_{iN_2} v_{iN_2} (1 - \sigma_{p.c}) \right) \frac{\sigma_{p.c}}{2 - \sigma_{p.c}} S_{p.c} = \\ & = \left( n_{N_{2УЗАГ}} S_{вх_{УЗ}} \sigma_{вх_{УЗ}} + n_{N_{2УЗАГ}} S_{p.c} \sigma_{p.c} \right) \frac{v_{N_2}}{2}. \end{aligned} \quad (11)$$

Здесь  $S_{вх_{УЗ}}$  — площадь входной границы УЗАГ;  $\sigma_{вх_{УЗ}}$  — прозрачность входной границы УЗАГ.

Таким образом, получаем систему из семи уравнений: 1–3, 6, 9–11 и семь неизвестных:  $n_e, n_{iN}, n_{iN_2}, n_N, n_{N_2}, n_{N_{УЗАГ}}, n_{N_{2УЗАГ}}$ . Из решения этой системы уравнений для данной геометрии двигателя определяются значения концентраций частиц и по ним рассчитываются интегральные параметры двигателя.

Рассеиваемая в высокочастотном разряде мощность определяется из соотношения [9, 10]:

$$\begin{aligned} N_{вч} = n_e n_{N_2} q_e & \left( \langle \sigma v_{N_2 i} \rangle \left( \varepsilon_{N_2 i} + \frac{5}{2} T_e + \Delta\phi \right) + \langle \sigma v_{N_2 diss} \rangle \varepsilon_{N_2 diss} \right) V_{кам} + \\ & + n_e n_N q_e \langle \sigma v_{Ni} \rangle \left( \varepsilon_{Ni} + \frac{5}{2} T_e + \Delta\phi \right) V_{кам}, \end{aligned} \quad (12)$$

где  $\Delta\phi$  — пристеночное падение потенциала,  $\Delta\phi = \frac{kT_e}{q_e} \ln \sqrt{\frac{2\pi m_e}{\bar{M}_i}}$

[11] ( $q_e$  — заряд электрона,  $m_e$  — масса электрона,  $\bar{M}_i$  — осредненная масса иона в разряде, рассчитываемая с учетом соотношения концентраций атомарных и молекулярных ионов рабочего тела,

$\bar{M}_i = \frac{M_{iN} n_{iN} + M_{iN_2} n_{iN_2}}{n_{iN} + n_{iN_2}}$ );  $\varepsilon_{Ni}, \varepsilon_{N_2 i}$  — энергии ионизации атомов и

молекул азота;  $\varepsilon_{N_2 diss}$  — энергия диссоциации молекул азота.

Ток ионов из плазмы, поступающий на вход ионно-оптической системы, определяется соотношением

$$I = 0,43q_e (n_{iN_2} v_{iN_2} + n_{iN} v_{iN}) \sigma_i S_{\text{ИОС}}. \quad (13)$$

**Экспериментальное исследование и верификация математической модели.** Для экспериментального исследования параметров был создан лабораторный образец ВЧИД с разрядной камерой прямоточной конфигурации (рис. 3). Внешняя торцевая граница узла, моделирующего влияние УЗАГ на работу двигателя, выполнена с возможностью изменения прозрачности путем поворота специальных створок. Таким образом, можно исследовать работу двигателя при различных уровнях давления газа в УЗАГ. Разрядная камера цилиндрической формы выполнена из кварцевого стекла.



**Рис. 3.** Лабораторный образец ВЧИД с разрядной камерой прямоточной конфигурации

Диаметр получаемого пучка ионов на выходе из ИОС равен 50 мм. В рамках данного исследования рабочее тело подавалось в разрядную камеру при полностью открытых створках. Напряжение на эмиссионном электроде ИОС составляло +400 В, а на ускоряющем –500 В.

Был проведен расчет параметров данного образца с использованием описанной в настоящей работе математической модели. Основные исходные данные, в том числе геометрические параметры лабораторного образца, использованные при расчете параметров ВЧИД с разрядной камерой прямоточной конфигурации, приведены ниже:

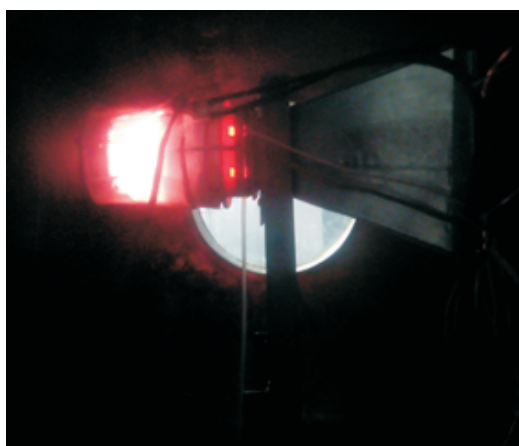
Температура стенки разрядной камеры $T_w$ , К .....	450
Площадь перфорированной части ИОС $S_{\text{ИОС}}$ , м <sup>2</sup> .....	$1,91 \cdot 10^{-3}$
Прозрачность ИОС для ионов $\sigma_i$ .....	0,6
Прозрачность ИОС для нейтральных частиц $\sigma_0$ .....	0,4
Площадь разделительной сетки $S_{\text{р.с}}$ , м <sup>2</sup> .....	$1,96 \cdot 10^{-3}$
Прозрачность разделительной сетки $\sigma_{\text{р.с}}$ .....	0,6
Площадь входной границы УЗАГ $S_{\text{вх.уз}}$ , м <sup>2</sup> .....	$4,84 \cdot 10^{-2}$
Прозрачность входной границы УЗАГ $\sigma_{\text{вх.уз}}$ .....	0,8
Площадь поверхности стенок разрядной камеры $S_{\text{ст}}$ , м <sup>2</sup> .....	$1,18 \cdot 10^{-2}$
Объем разрядной камеры $V_{\text{кам}}$ , м <sup>3</sup> .....	$9,8 \cdot 10^{-5}$

Результаты расчета при расходе рабочего тела 25 ст. см<sup>3</sup>/мин приведены в таблице.

**Результаты расчета параметров ВЧИД с разрядной камерой  
прямоточной конфигурации (расход РТ — 25 ст. см<sup>3</sup>/мин)**

$N_{ВЧ}$ , Вт	$I$ , мА	$n_e \cdot 10^{16}$ , 1/м <sup>3</sup>	$n_{Ni} \cdot 10^{15}$ , 1/м <sup>3</sup>	$n_{N2r} \cdot 10^{16}$ , 1/м <sup>3</sup>	$n_N \cdot 10^{18}$ , 1/м <sup>3</sup>	$n_{N2} \cdot 10^{19}$ , 1/м <sup>3</sup>	$n_{Nыз} \cdot 10^{16}$ , 1/м <sup>3</sup>	$n_{N2ыз} \cdot 10^{17}$ , 1/м <sup>3</sup>
100	11,7	2,10	2,59	1,84	3,90	2,24	8,17	4,69
130	15,2	2,71	4,08	2,30	4,76	2,17	9,94	4,52
160	18,7	3,30	5,76	2,73	5,50	2,10	11,5	4,37
190	22,3	3,89	7,63	3,13	6,17	2,04	12,9	4,23
220	25,8	4,46	9,60	3,50	6,76	1,98	14,1	4,11
250	29,3	5,03	11,7	3,86	7,30	1,93	15,1	3,99
280	32,9	5,60	14,0	4,21	7,79	1,89	16,1	3,88
310	36,3	6,15	16,2	4,53	8,22	1,84	17,0	3,78
340	40,0	6,69	18,5	4,84	8,61	1,80	17,0	3,69

Затем лабораторный образец ВЧИД был установлен на вакуумный стенд и запущен при подаче в разрядную камеру азота. Внешний вид лабораторного образца во время работы представлен на рис. 4.



**Рис. 4.** Лабораторный образец ВЧИД с разрядной камерой прямоточной конфигурации, работающий на азоте

Экспериментально была получена зависимость тока пучка ионов от ВЧ-мощности при расходе рабочего тела 25 ст. см<sup>3</sup>/мин. Эти данные использовались для верификации представленной в настоящей работе математической модели. Результаты сравнения расчетных и экспериментальных данных показаны на рис. 5.

Расхождения между расчетными и экспериментальными данными не превышают 15 % (см. рис. 5), следовательно, разработанную балансовую математическую модель можно применять для качественного анализа процессов в двигателе.

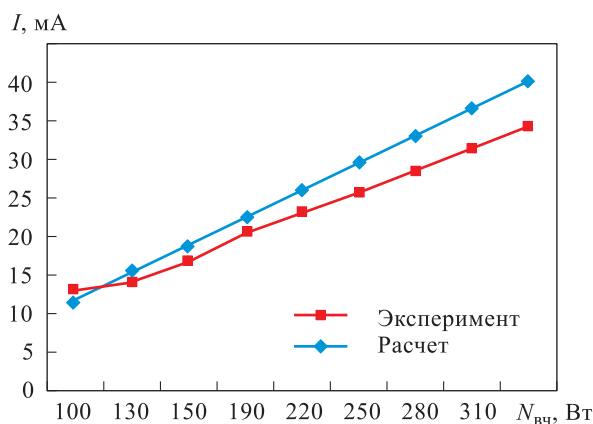


Рис. 5. Результаты расчета и экспериментальные данные (расход РТ 25 ст. см<sup>3</sup>/мин)

**Заключение.** Разработана методика исследования прямоточного ВЧИД в упрощенной постановке задачи: при подаче рабочего тела в область ионизации и возможности его истечения как через ионно-оптическую систему, так и через входную часть УЗАГ. Разработана балансовая математическая модель высокочастотного ионного двигателя с разрядной камерой прямоточной конфигурации. Создан лабораторный образец двигателя и проведен эксперимент с использованием азота в качестве рабочего тела. Расхождения расчетных и экспериментальных данных оказались менее 15 %, что свидетельствует о возможности применения данной математической модели для качественного анализа происходящих в двигателе процессов, а также при планировании экспериментов,

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ерофеев А.И., Суворов М.О., Никифоров А.П., Сырин С.А., Попов Г.А., Хартов С.А. Разработка воздушного прямоточного электрореактивного двигателя для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2016, № 3, с. 104–110.
- [2] Corbett M.H., Edwards C.H. Thrust control algorithms for the GOCE ion propulsion assembly. *30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 2007, September 17–20*. IEPC-2007-21.
- [3] Nishiyama K. Air breathing ion engine concept. *54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law, Bremen, Germany, 29 September — 3 October 2003*. IAC-03-S4-02.
- [4] Филатьев А.С., Ерофеев А.И., Голиков А.А., Хартов С.А., Никифоров А.П., Попов Г.А., Суворов М.О., Янова О.В. Прямоточные воздушные электрореактивные двигатели для длительных полетов аэрокосмических аппаратов на сверхнизких орбитах. *Международная конференция по фундаменталь-*

- ным исследованиям «Наука и технологии высокоскоростных летательных аппаратов» — HiSST–2018. Москва, 26–29 ноября 2018 г.
- [5] Gordeev S.V., Filatyev A.S., Khartov S.A., Popov G.A., Suvorov M.O. The concept of a ramjet electric propulsion for a low-orbit spacecraft. *IAA/AAS SCITECH FORUM 2019 on Space Flight Mechanics and Space Structures and Materials. ADVANCES IN THE ASTRONAUTICAL SCIENCES*, 2019, vol. 174, pp. 245–256. IAA-AAS-SciTech2019-027 AAS 19-967.
- [6] Ерофеев А.И., Никифоров А.П., Плугин В.В. Экспериментальные исследования воздухозаборника в свободномолекулярном потоке газа. *Ученые записки ЦАГИ*, 2017, т. XLVIII, № 3, с. 56–69.
- [7] Goebel D.M. Analytical discharge model for RF ion thrusters. *IEEE Transactions on Plasma Science*, October 2008, vol. 36, no. 5, pp. 2111–2121. <https://doi.org/10.1109/tps.2008.2004232>
- [8] Гордеев С.В., Канев С.В., Суворов М.О., Хартов С.А. Оценка параметров прямого высокочастотного ионного двигателя. *Электронный журнал «Труды МАИ»*, 2017, № 96. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85709> (дата обращения: 18.03.2022).
- [9] Канев С.В., Кожевников В.В., Хартов С.А. Физико-математическая модель процессов в ионизационной камере электроракетного двигателя, использующего атмосферные газы в качестве рабочего тела. *Известия российской академии наук, Энергетика*, 2017, № 3, с. 21–30.
- [10] Gordeev S.V., Kanev S.V., Melnikov A.V., Nazarenko I.P., Khartov S.A. Modeling of processes in plasma of radio-frequency ion injector with an antenna placed inside the volume of discharge chamber. *Aerospace*, 2021, vol. 8, paper no. 209. <https://doi.org/10.3390/aerospace8080209>
- [11] Чен Ф. *Введение в физику плазмы*. Москва, Мир, 1987, 282 с.

Статья поступила в редакцию 16.03.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Гордеев С.В., Канев С.В., Мельников А.В., Назаренко И.П., Хартов С.А. Исследование высокочастотного ионного двигателя с прямооточной конфигурацией разрядной камеры. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-5-2179>

**Гордеев Святослав Валерьевич** — инженер Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: электроракетные двигатели, физика газового разряда и плазмы. e-mail: [gordeevsv@mai.ru](mailto:gordeevsv@mai.ru)

**Канев Степан Васильевич** — канд, техн, наук, доцент кафедры 208, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: электроракетные двигатели, физика газового разряда и плазмы. e-mail: [k208mai@mail.ru](mailto:k208mai@mail.ru)

**Мельников Андрей Викторович** — канд. техн. наук, заместитель начальника лаборатории Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: электроракетные двигатели, физика газового разряда и плазмы. e-mail: [melnikov.andrey.sp@gmail.com](mailto:melnikov.andrey.sp@gmail.com)

**Назаренко Игорь Петрович** — д-р техн. наук, заведующий кафедрой 208, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: электроракетные двигатели, физика газового разряда и плазмы. e-mail: nazarenkoip@mai.ru

**Хартов Сергей Анатольевич** — д-р техн. наук, профессор кафедры 208, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: электроракетные двигатели, физика газового разряда и плазмы. e-mail: khartovsa@mai.ru

## Investigation of a radio-frequency ion thruster with a ramjet discharge chamber

© S.V. Gordeev<sup>1</sup>, S.V. Kanev<sup>2</sup>, A.V. Melnikov<sup>1</sup>,  
I.P. Nazarenko<sup>2</sup>, S.A. Khartov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Research Institute for Applied Mechanics and Electrodynamics  
of Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russia  
<sup>2</sup>Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russia

*The paper describes a zero-dimensional balance mathematical model of a radio-frequency ion thruster with a ramjet discharge chamber and considers the case when the propellant is fed into the ionization chamber but is able to outflow through the ion-extraction system as well as through the inlet channel of the atmosphere gases intake device. Nitrogen was considered as the propellant. The mathematical model is distinctive as it takes into account the propellant dissociation and the influence of atmosphere gases intake device. The paper also gives the results of the first experiments with a laboratory model of the thruster. The comparison between the calculated and experimental data made it possible to obtain the discrepancies of less than 15 percent, which indicates the applicability of the developed mathematical model for a qualitative analysis of the processes occurring in the thruster.*

**Keywords:** ramjet radio-frequency ion thruster, mathematical model, atmosphere gases intake device

### REFERENCES

- [1] Erofeev A.I., Suvorov M.O., Nikiforov A.P., Syrin S.A., Popov G.A., Khartov S.A. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina*, 2016, no. 3, pp. 104–110.
- [2] Corbett M.H., Edwards C.H. Thrust control algorithms for the GOCE ion propulsion assembly. *30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 2007, September 17–20*. IEPC-2007-21.
- [3] Nishiyama K. Air breathing ion engine concept. *54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law, Bremen, Germany, 29 September – 3 October 2003*. IAC-03-S4-02.
- [4] Erofeev A.I., Filatyev A.S., Golikov A.A., Khartov S.A., Nikiforov A.P., Popov G.A., Suvorov M.O., Yanova O.V. Pryamotokhnnye vozdukhnyye elektrokektivnyye dvigateli dlya dlitelnykh poletov aerokosmicheskikh apparatov na sverkhnizkikh orbitakh [Air-Breathing Electric Propulsion for Long-Term Flights in Very Low Earth Orbits]. *Mezhdunarodnaa konferentsia po fundamentalnym issledovaniyam “Nauka i tekhnologii vysokoskorostnykh letatelnykh apparatov” — HiSST-2018*. Moskva, 26–29 noyabrya 2018 g. [International Conference on Fundamental Research “High-Speed Vehicle Science and Technology”, Moscow, November 26–29, 2018].
- [5] Gordeev S.V., Filatyev A.S., Khartov S.A., Popov G.A., Suvorov M.O. The concept of ramjet electric propulsion for a low-orbit spacecraft. *IAA/AAS Scitech Forum 2019 on Space Flight Mechanics and Space Structures and Materials, Advances in the Astronautical Sciences*, 2019, vol. 174, pp. 245–256, IAA-AAS-SciTech2019-027 AAS 19-967.



- [6] Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Plugin V.V. *Uchenye zapiski TSAGI — TsAGI Science Journal*, 2017, vol. XLVIII, no. 3, pp. 56–69.
- [7] Goebel D.M. Analytical Discharge Model for RF Ion Thrusters. *IEEE Transactions on Plasma Science*, October 2008, vol. 36, no. 5, pp. 2111–2121. <https://doi.org/10.1109/tps.2008.2004232>
- [8] Gordeev S.V., Kanev S.V., Suvorov M.O., Khartov S.A. *Trudy MAI*, 2017, no. 96. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85709> (accessed March 18, 2022).
- [9] Kanev S.V., Kozhevnikov V.V., Khartov S.A. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Energetika — Thermal Engineering*, 2017, no. 3, pp. 21–30.
- [10] Gordeev S.V., Kanev S.V., Melnikov A.V., Nazarenko I.P., Khartov S.A. Modeling of processes in plasma of radio-frequency ion injector with an antenna placed inside the volume of discharge chamber. *Aerospace*, 2021, vol. 8, paper no. 209. <https://doi.org/10.3390/aerospace8080209>
- [11] Chen F. *Introduction to Plasma Physics*. Springer; 1974 ed., 2012, 34 p. [In Russ.: Chen F. *Vvedenie v fiziku plazmy*. Moscow, Mir Publ., 1987, 282 p.].

**Gordeev S.V.**, engineer, Research Institute for Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute. Research interests: electric propulsion, gas discharge and plasma physics. e-mail: [gordeevsv@mai.ru](mailto:gordeevsv@mai.ru)

**Kanev S.V.**, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department 208, Moscow Aviation Institute. Research interests: electric propulsion, gas discharge and plasma physics. e-mail: [k208mai@mail.ru](mailto:k208mai@mail.ru)

**Melnikov A.V.**, Cand. Sc. (Eng.), Deputy Head of the laboratory, Research Institute for Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute. Research interests: electric propulsion, gas discharge and plasma physics. e-mail: [melnikov.andrey.sp@gmail.com](mailto:melnikov.andrey.sp@gmail.com)

**Nazarenko I.P.**, Dr. Sc. (Eng.), Head of the Department 208, Moscow Aviation Institute. Research interests: electric propulsion, gas discharge and plasma physics. e-mail: [nazarenkoip@mai.ru](mailto:nazarenkoip@mai.ru)

**Khartov S.A.**, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department 208, Moscow Aviation Institute. Research interests: electric propulsion, gas discharge and plasma physics. e-mail: [khartovsa@mai.ru](mailto:khartovsa@mai.ru)