

Тепловые процессы в технике. 2022. Т. 14. № 10. С. 457–465
Thermal processes in engineering, 2022, vol. 14, no. 10, pp. 457–465

Научная статья
УДК 621.455.4,537.5
DOI: 10.34759/tpt-2022-14-10-457-465

Экспериментальное исследование высокочастотного ионного двигателя с имитацией работы разрядной камеры в прямоточном режиме

С.В. Гордеев^{1✉}, А.В. Мельников¹, С.А. Хартов²

¹ Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ, Москва, Россия

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия
svyatoslavgordeev@mail.ru✉

Аннотация. Существует нерешенная на сегодняшний день проблема создания прямоточного электроракетного двигателя. В работе приводится описание результатов экспериментального исследования лабораторного образца высокочастотного ионного двигателя с прямоточной конфигурацией разрядной камеры. Конструктивное устройство образца позволяло создать в рабочей области двигателя параметры среды, приближенные к условиям, возникающим при работе прямоточного электроракетного двигателя на низкой орбите. Исследования проводились при различных уровнях прозрачности входной границы устройства забора атмосферных газов. Диаметр извлекаемого пучка ионов составлял 50 мм. Были получены интегральные характеристики образца при его работе от стендовых источников электропитания. При данном типоразмере двигателя была достигнута тяга до 1 мН при работе на азоте. Представленные в работе экспериментальные зависимости потребляемой ВЧ-мощности от расхода рабочего тела для различных значений тока ионного пучка могут быть использованы при проектировании устройства забора атмосферных газов для такого типа двигателей. Также была проведена оценка теплового состояния разрядной камеры. Максимальная расчетная температура в камере составила 770 К.

Ключевые слова: прямоточный электроракетный двигатель, высокочастотный ионный двигатель, разрядная камера, ионно-оптическая система, устройство забора атмосферных газов

Финансирование. Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках госзадания, грант FFSF-2020-0014.

Для цитирования. Гордеев С.В., Мельников А.В., Хартов С.А. Экспериментальное исследование высокочастотного ионного двигателя с прямоточной конфигурацией разрядной камеры // Тепловые процессы в технике. 2022. Т. 14. № 10. С. 457–465. DOI: 10.34759/tpt-2022-14-10-457-465

Original article

Experimental study of high-frequency ion thruster with discharge chamber operation imitation in the straight-flow mode

S.V. Gordeev¹, **A.V. Melnikov¹**, **S.A. Khartov²**¹ *Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute (RIAME MAI), Moscow, Russia*² *Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*
svyatoslavgordeev@mail.ru

Abstract. The article presents description of the laboratory sample experimental study results of the high-frequency ion thruster with straight-flow configuration of the discharge chamber. Structural arrangement of the sample allowed media parameters creating in the operation area close to the conditions evolving while the straight-flow electrojet thruster operation on the low orbit. The studies were being performed at various transparency levels of the entrance boundary of the atmospheric gases inlet device. Diameter of the ion beam being extracted was 50 mm. Integral characteristics of the sample while its running from the bench power sources were obtained. With given standard size of the thruster the thrust of up to 1 mN was achieved when running on nitrogen. The experimental dependencies of the consumed high-frequency power on the working body flow rate for various values of the ion beam current presented in the article may be applied while designing the atmospheric gases intake device for such type of thrusters. The thermal state assessment of the discharge chamber state was performed as well. Maximum calculated temperature in the chamber was 770 K.

Keywords: straight-flow electric engine, radio-frequency ion thruster, discharge chamber, ion-optical system, atmospheric gases intake device

Funding. The works was supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation in the framework of «Goszadanie», grant number FSFF-2020-0014.

For citation. Gordeev S.V., Melnikov A.V., Khartov S.A. Experimental study of high-frequency ion thruster with discharge chamber operation imitation in the straight-flow mode. *Тепловые процессы в технике = Thermal processes in engineering*, 2022, vol. 14, no. 10, pp. 457–465. (In Russ.). DOI: 10.34759/tpt-2022-14-10-457-465

Введение

Для решения ряда перспективных задач, например, для повышения разрешения целевой аппаратуры космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли, целесообразно снижение высоты их рабочей орбиты до 200–250 км. Однако в этом случае аппарат будет испытывать значительное воздействие силы аэродинамического сопротивления верхних слоев атмосферы Земли, которое в результате приведет к сокращению срока его активного существования. Воздействие данной силы на КА может быть скомпенсировано путем ис-

пользования на борту электроракетного двигателя (ЭРД) [1]. В частности, существует опыт успешного решения такой задачи Европейским космическим агентством: КА GOCE, функционировавший на орбитах 240–280 км в течение четырех лет [2] благодаря использованию ионного двигателя T5 фирмы QinetiQ. При таком техническом решении, срок активного существования КА фактически ограничен запасом рабочего тела на борту.

Перспективой дальнейшего повышения срока активного существования низкоорбитального КА может стать использование в качестве

рабочего тела для электроракетного двигателя газов остаточной атмосферы, то есть переход к концепции прямоточного ЭРД [3]. Кроме того, возможен вариант, когда газы остаточной атмосферы используются совместно с рабочим телом, запасенным на борту КА, что также позволит увеличить срок активного существования [4].

На сегодняшний день в мире ведутся работы по созданию прямоточного электроракетного двигателя [3–5], но решение этой технической задачи не достигнуто. В случае создания такого двигателя появляется возможность освоения низких околоземных орбит (что снижает затраты на выведение КА и решает проблему космического мусора), а также перспективы повышения эффективности работы аппаратов дистанционного зондирования Земли.

Принципиальная схема прямоточного электроракетного двигателя представлена на рис. 1 [5].

Устройство забора атмосферных газов используется для сбора частиц набегающего потока рабочего тела и должно минимизировать обратные потоки частиц. Для этой цели входная часть устройства выполняется в виде сотовой конструкции [6].

В термолитаторе происходит торможение частиц до тепловых скоростей, а также выравнивание профиля их скорости.

В настоящей работе в качестве тягового узла прямоточного ЭРД исследуется высокочастотный ионный двигатель. Из термолитатора рабочее тело поступает в разрядную камеру, где поддерживается высокочастотный индукционный разряд. Далее часть образовавшихся в разряде ионов рабочего тела ускоряется в ионно-оптической системе (ИОС).

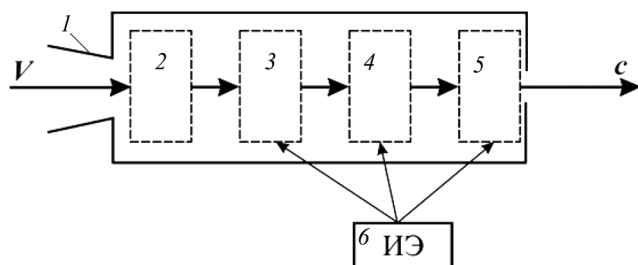


Рис. 1. Принципиальная схема прямоточного ЭРД: 1 – устройство забора газов; 2 – термолитатор; 3 – область ионизации рабочего тела; 4 – область ускорения рабочего тела; 5 – область нейтрализации ионного потока; 6 – источник энергии; с – реактивная струя

Одной из проблем при создании прямоточного высокочастотного двигателя является проблема удержания плазмы высокочастотного разряда, находящейся под потенциалом, близким к потенциалу эмиссионного электрода ИОС, в объеме разрядной камеры. Ее «вываливание» в объем накопителя приводит к возникновению электрического пробоя между эмиссионным электродом и корпусом КА [5, 7]. Кроме того, проведение экспериментального исследования прямоточного ЭРД по прямоточной схеме сопряжено с рядом трудностей в части имитации набегающего потока.

Целью настоящей работы являлось проведение исследования прямоточного высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД) в упрощенной постановке задачи: при подаче рабочего тела в двигатель с возможностью его истечения как через ИОС, так и через входную границу устройства забора атмосферных газов (рис. 2). Такой подход позволил приближенно оценить параметры прямоточного ВЧИД в различных режимах работы.

В качестве рабочего тела использовался азот. Это является упрощением поскольку он составляет около 60 % атмосферной смеси на целевых орбитах (200–250 км) (остальное в основном составляет атомарный и молекулярный кислород) [8]. Однако следует заметить, что на азоте характеристики двигателя и стабильность его работы хуже, чем при добавлении кислорода [5, 9], поэтому для отработки конструктивных решений возможно использовать данное упрощение.

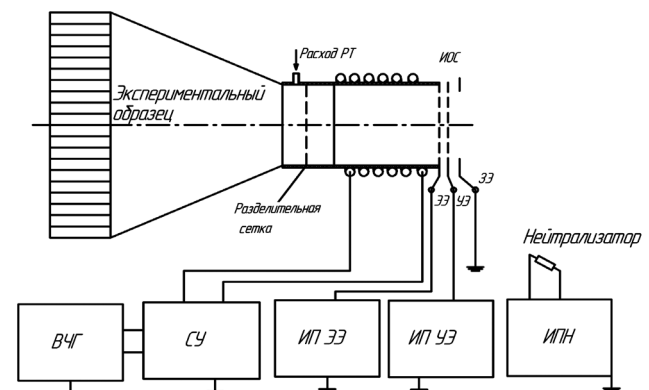


Рис. 2. Схема эксперимента по исследованию ВЧИД с прямоточной конфигурацией разрядной камеры: ВЧГ – высокочастотный генератор; СУ – согласующее устройство; ИП ЭЭ – источник питания эмиссионного электрода; ИП УЭ – источник питания ускоряющего электрода; ИПН – источник питания нейтрализатора

Описание экспериментального образца

В рамках настоящей работы был создан лабораторный образец высокочастотного ионного двигателя с прямоточной конфигурацией разрядной камеры (рис. 3). Внешняя торцевая граница узла, моделирующего влияние устройства забора атмосферных газов на работу двигателя (далее будем условно называть этот узел УЗАГ), была выполнена с возможностью изменения прозрачности путем поворота специальных створок. Таким образом, было возможно исследовать работу двигателя при различных уровнях давления газа в УЗАГ. Выполненная из кварцевого стекла разрядная камера имела цилиндрическую форму. Диаметр извлекаемого пучка ионов на выходе из ИОС составлял 50 мм. Рабочее тело подавалось во внутреннюю полость УЗАГ.

При свободномолекулярном течении прозрачность щелевых каналов (коэффициент Клаузинга) для газа, вылетающего из объема УЗАГ в вакуумную камеру, можно оценить с использованием данных, полученных в работе [10] (рис. 4).

Пояснительная схема к расчету геометрических параметров щелевого канала для экспериментального образца представлена на рис. 5.

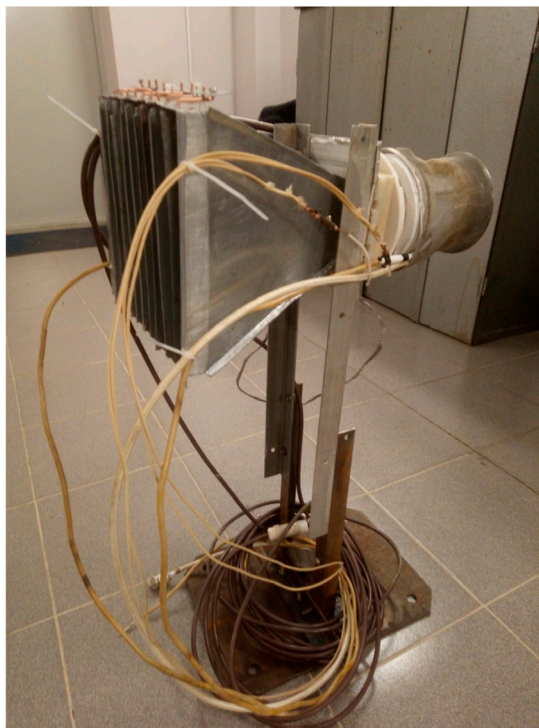


Рис. 3. Лабораторный образец ВЧИД с прямоточной конфигурацией разрядной камеры

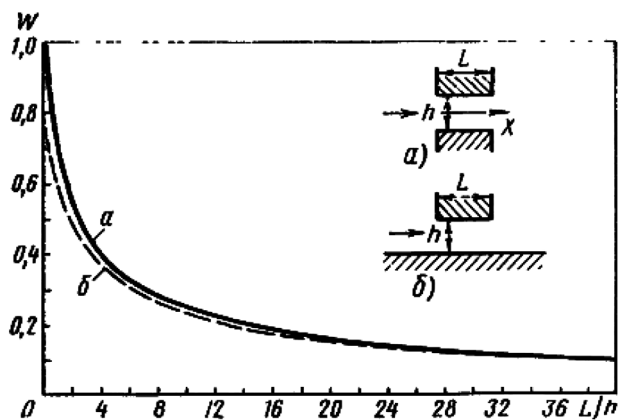


Рис. 4. Зависимость коэффициентов Клаузинга от геометрических параметров щелевого канала [10]

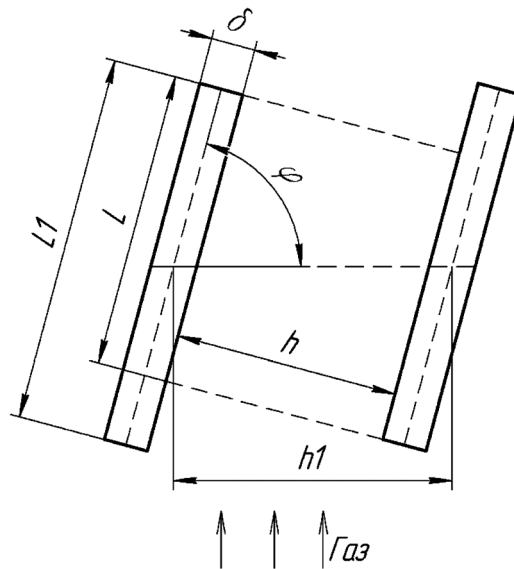


Рис. 5. Пояснительная схема к расчету геометрических параметров щелевого канала в жалюзи

Для рассматриваемой геометрии использовались следующие расчетные соотношения:

$$h = h1 \sin \varphi - \delta, \tag{1}$$

$$L = L1 - h1 \cos \varphi. \tag{2}$$

Геометрические параметры створок в исследуемом экспериментальном образце, которые не зависят от их угла поворота, приведены в табл. 1.

Таблица 1. Геометрические параметры створок

Параметр	Значение
$h1$	32 мм
$L1$	32 мм
δ	2 мм

Кроме того, следует отметить, что часть площади входной границы УЗАГ механически перекрывается створками, что также будет влиять на прозрачность (рис. 6). Приблизительно можно считать, что весь поток, подошедший к элементарной ячейке справа от линии c , попадет на вход щелевого канала.

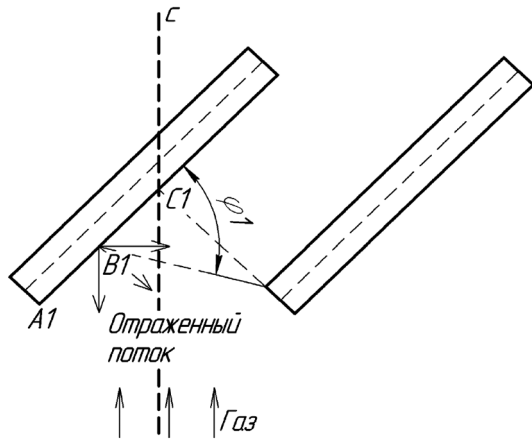


Рис. 6. Пояснительная схема для оценки прозрачности входной границы УЗАГ

Также приближенно учтем поток частиц, отраженный от внутренней поверхности левой створки и направленный в сторону щелевого канала. Будем считать, что доля отраженного потока, направленная в сторону щели, примерно равна отношению углов (ϕ_1 / π). Тогда в целом получим приближенное соотношение для оценки прозрачности входной границы УЗАГ:

$$\sigma_{in} = W \left(\frac{h \sin \phi}{h l - \delta} + \frac{h l - \delta - h \sin \phi \phi l}{h l - \delta} \frac{\phi l}{\pi} \right), \quad (3)$$

где W – коэффициент Клаузинга для щелевого канала; первое слагаемое в скобках характери-

зует долю потока, поступающего на вход щели напрямую; второе – долю потока, поступающего на вход щели после отражения от внутренней поверхности створки.

Результаты экспериментального исследования

Лабораторный образец ВЧИД был установлен на вакуумный стенд и запущен при использовании азота в качестве рабочего тела. Внешний вид лабораторного образца во время работы представлен на рис. 7.

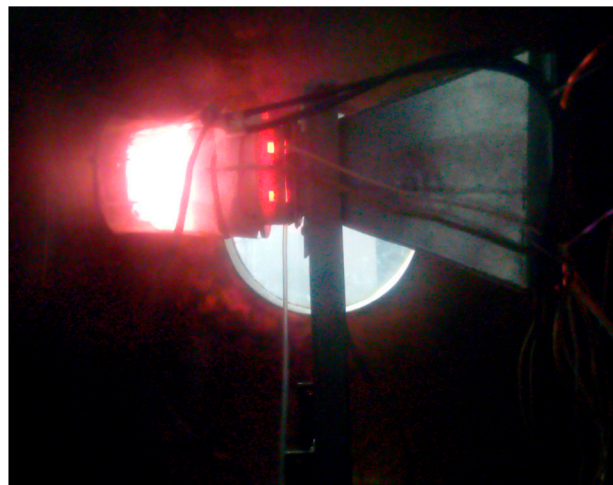
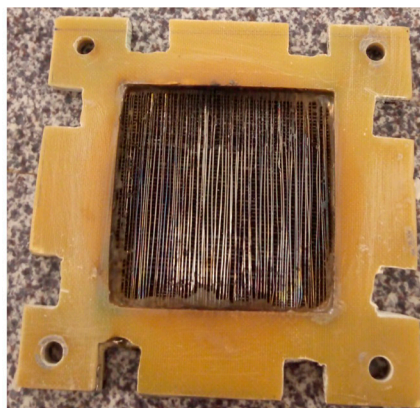
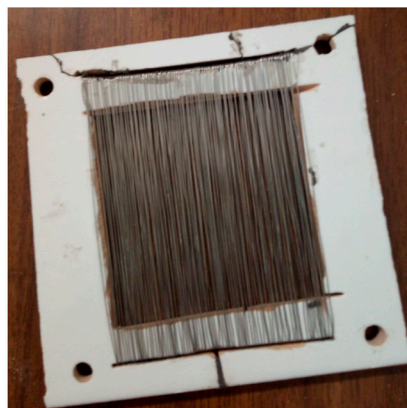


Рис. 7. Лабораторный образец ВЧИД с проточной конфигурацией разрядной камеры, работающий на азоте

На первом этапе решалась проблема работоспособности разделительной сетки, предназначенной для удержания плазмы ВЧ-разряда в объеме разрядной камеры. При установке одной сетки (рис. 8, а) удалось поднять напряжение на эмиссионном электроде до +400 В. При даль-



а



б

Рис. 8. Разделительные сетки, использованные в конструкции лабораторного образца

нейшем повышении напряжения происходил электрический пробой между эмиссионным электродом и заземленной конструкцией УЗАГ. Следует также отметить, что проводилось экспериментальное исследование работы образца при УЗАГ, находящемся под плавающим потенциалом. При этом в момент пробоя сетки УЗАГ заряжался до потенциала плазмы, а затем происходил пробой между УЗАГ и стенкой вакуумной камеры (вследствие наличия плазмы внутри вакуумной камеры), что приводило к погасанию ВЧ-разряда в двигателе.

Большей стабильности работы двигателя удалось достигнуть, установив две разделительные сетки (обе – под плавающим потенциалом). Вторая сетка представлена на рис. 8, б. При этом напряжение на эмиссионном электроде удалось увеличить до +600 В. Все дальнейшие исследования проводились при данном значении потенциала эмиссионного электрода.

При повышении потенциала до +600 В наблюдалось формирование ионного пучка (рис. 9).



Рис. 9. Пучок ионов при потенциале эмиссионного электрода +600 В

После достижения стабильной работы двигателя были начаты исследования параметров системы.

При работе двигателя измерялись величина объемного расхода рабочего тела, подводимая ВЧ-мощность и извлекаемый ток пучка ионов. Результаты исследования при закрытых створках и при угле раскрытия створок 15° представлены на рис. 10, 11.

Как видно из рис. 10, 11, при увеличении прозрачности входной границы УЗАГ наблюдается рост потребляемой ВЧ-мощности для обеспечения заданного тока пучка ионов. Кроме того, повышается нижняя граница по расходу рабочего тела, при котором двигатель еще сохраняет работоспособность. Однако при дальнейшем увеличении угла раскрытия створок (при углах больше 15°) параметры двигателя практически перестают изменяться (рис. 12, 13).

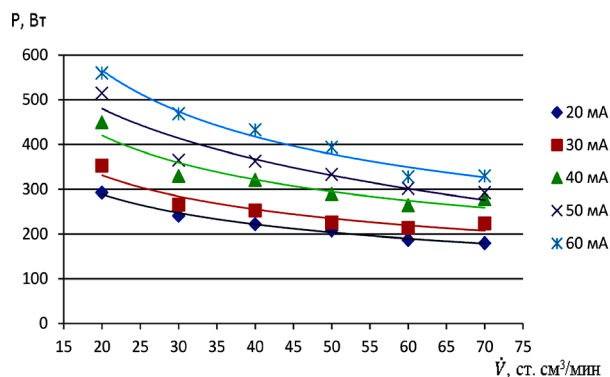


Рис. 10. Зависимость потребляемой ВЧ-мощности от объемного расхода азота (створки закрыты), прозрачность входной границы ≈ 0.05

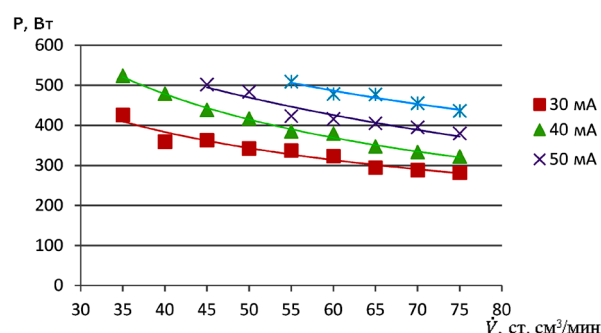


Рис. 11. Зависимость потребляемой ВЧ-мощности от объемного расхода азота (угол между створками и плоскостью входной границы 15°), прозрачность входной границы ≈ 0.2

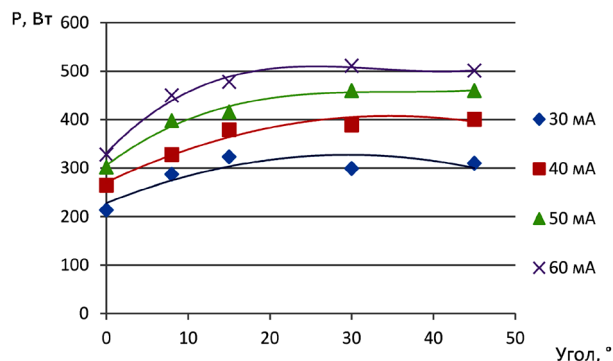


Рис. 12. Зависимость ВЧ-мощности от угла поворота створок при расходе азота 60 ст. см³/мин для различных значений тока пучка ионов

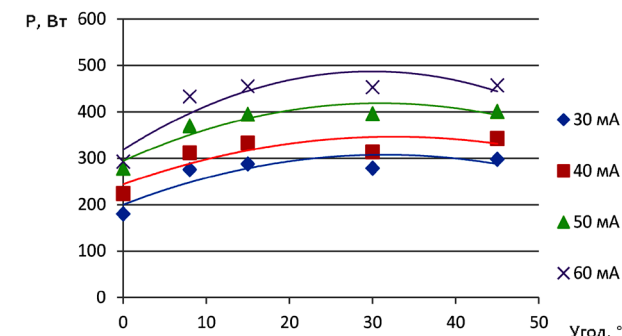


Рис. 13. Зависимость ВЧ-мощности от угла поворота створок при расходе азота 70 ст. см³/мин для различных значений тока пучка ионов

Как видно из рис. 12, 13, при угле поворота створок больше 15° изменение параметров двигателя сохраняется на уровне погрешности эксперимента. Это может быть вызвано недостаточной пропускной способностью внутреннего объема УЗАГ для потока частиц, отраженного от створок.

Для оценки силы тяги, создаваемой двигателем, необходимо оценить соотношение атомарных и молекулярных ионов в истекающей струе.

Если оценить данное соотношение с использованием балансовой математической модели [11], можно в первом приближении рассчитать величину тяги (табл. 2).

Таблица 2. Оценка уровня тяги, создаваемой двигателем

Ток пучка ионов, мА	Расчетное значение тяги, мН
30	0.5
40	0.65
50	0.8
60	1

Следует отметить, что характеристики двигателя могут быть значительно улучшены в результате оптимизации конструкции разделительной сетки (повышения ее прозрачности при сохранении функциональности в части удержания плазмы в разрядной камере).

Одним из важных вопросов при создании прямооточного электрореактивного двигателя является оценка теплового состояния элементов конструкции. Это связано с необходимостью придания космическому аппарату с таким двигателем аэродинамической формы, в которую в случае необходимости должен вписываться в том числе и радиатор. Кроме того, в атмосфере присутствуют атомы кислорода и температура конструкции может оказать влияние также на коррозионные процессы.

По этой причине в настоящей работе с использованием полученных экспериментальных данных была проведена оценка температуры газоразрядной камеры. Разогрев стенок разрядной камеры осуществляется в основном за счет выпадения на нее заряженных частиц и фотонов, возникающих в результате переходов возбужденных атомов в основное состояние. При этом часть электрической мощности идет на образование пучка ионов, а часть на разогрев стенок. Тогда можно оценить долю мощности, выделяющуюся на стенках камеры:

$$P_{ст} = P_{сумм} \frac{S_{кам}}{S_{кам} + S_{отв}}, \quad (4)$$

где $P_{сумм}$ – полная мощность, выделяющаяся в двигателе; $S_{кам}$ – площадь внутренней поверхности разрядной камеры, за исключением площади отверстий в эмиссионном электроде; $S_{отв}$ – площадь отверстий в эмиссионном электроде.

Тогда температуру разрядной камеры можно оценить из закона Стефана – Больцмана:

$$T = \sqrt[4]{\frac{P_{ст}}{\varepsilon \cdot \sigma \cdot S_{эфф}}} P_{сумм}, \quad (4)$$

где ε – степень черноты наружной поверхности образца; σ – постоянная Стефана – Больцмана; $S_{эфф}$ – эффективная площадь излучения двигателя (рассчитывается с учетом частичного излучения мощности с поверхности УЗАГ).

Результаты расчета (на основе полученных экспериментальных данных) температуры разрядной камеры в зависимости от расхода рабочего тела для различных значений тока пучка ионов для угла раскрытия створок 15° представлены на рис. 14.

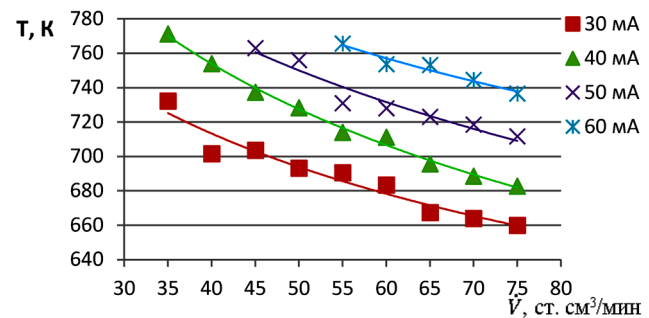


Рис. 14. Расчетная зависимость температуры газоразрядной камеры от объемного расхода рабочего тела для различных значений тока пучка ионов (угол раскрытия створок – 15°)

Как видно из рис. 14, максимальная температура разрядной камеры прямооточного ВЧИД может достигать 770 К. Следует отметить, что данная оценка является заниженной, поскольку не учитывает неравномерности температуры вследствие экранирования тепловых потоков элементами конструкции двигателя.

Заклучение

Проведено экспериментальное исследование высокочастотного ионного двигателя с прямооточной конфигурацией разрядной камеры. Получены экспериментальные зависимости, кото-

рые могут быть использованы при проектировании устройства забора атмосферных газов для такого двигателя. Показано, что с повышением прозрачности входной границы УЗАГ до угла поворота створок 15° происходит существенное снижение тока пучка ионов для заданных значений расхода и ВЧ-мощности, что вызвано увеличением потерь рабочего тела через входную границу. При дальнейшем увеличении прозрачности изменение параметров мало (сопоставимо с погрешностью измерений), что может быть вызвано недостаточной пропускной способностью внутреннего объема УЗАГ для потока частиц, отраженного от створок. Проведенная оценка теплового состояния разрядной камеры показала, что максимальная температура в разрядной камере может достигать 770 К.

Список источников

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 им. 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 (IEPC-2007-21)*. Italy, September 17–20, 2007, pp. 1–10.
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 (IAC-03-S4-02). Bremen, 29 September – 3 October, 2003, p. 1.
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 «Наука и технологии высокоскоростных летательных аппаратов» (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*, 2008, vol. 36, no. 5, pp. 2111–2121.
8. Picone J.M., Hedin A.E., Drob D.P., Aikin A.C. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues. *Journal of Geophysical Research*, 2002, vol. 107, no. A12, 1468, pp. 1–16.
9. Feili D., Lotz B., Meyer B. et al. Testing and Comprehensive Modeling of a GIE Utilizing Atmospheric Propellants. *Proc. of 33rd International Electric Propulsion Conference (IEPC-2013-354)*. The George Washington University, Washington, D.C., 6–10 October, 2013, pp. 1–15.
10. Кошмаров Ю.А., Рыжов Ю.А. Прикладная динамика разреженного газа. Москва: Машиностроение, 1977. 184 с.
11. Гордеев С.В., Канев С.В., Мельников А.В., Назаренко И.П., Хартов С.А. Исследование высокочастотного ионного двигателя с прямоточной конфигурацией разрядной камеры // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. Вып. 5. С. 1–13. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-5-2179>

References

1. Erofeev A.I., Suvorov M.O., Nikiforov A.P., Syrin S.A., Popov G.A., Khartov S.A. Razrabotka vozdušhnogo pryamotocnogo elektorreaktivnogo dvigatelya dlya kompensatsii aerodinamicheskogo tormozheniya nizkoorbital'nykh kosmicheskikh apparatov [Development of Air-Electrorocket Ramjet for Compensating of Low-Orbit Spacecrafts Aerodynamic Drag]. *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 (IEPC-2007-210)*. Italy, September 17–20, 2007, pp. 1–10.
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 (IAC-03-S4-02). Bremen, 29 September – 3 October, 2003, p. 1. URL: <https://doi.org/10.2514/6.IAC-03-S.4.02>
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. Pryamotocnyye vozdušnyye elektorreaktivnyye dvigateli dlya dlitel'nykh poletov aerokosmicheskikh apparatov na sverkh-nizkikh orbitakh [Air-Breathing Electric Propulsion for Long-Term Flights in Very Low Earth Orbits]. *International Conference on High-Speed Vehicle Science and Technology*, Moscow, 26–29 November 2018.
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. Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Plugin V.V. Eksperimental'nye issledovaniya vozdukhozabornika v svobodnomolekulyarnom potoke gaza [Experimental investigation of the air inlet in free molecular gas flow]. *Uchenye zapiski TSAGI*, vol. XLVIII, no. 3, 2017, pp. 56–69.
7. Goebel D.M. Analytical Discharge Model for RF Ion Thrusters. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2008, vol. 36, no. 5, pp. 2111–2121.
8. Picone J.M., Hedin A.E., Drob D.P., Aikin A.C. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues. *Journal of Geophysical Research*, 2002, vol. 107, no. A12, 1468, pp. 1–16.
9. Feili D., Lotz B., Meyer B. et al. Testing and Comprehensive Modeling of a GIE Utilizing Atmospheric Propellants. *Proc. of 33rd International Electric Propulsion Conference (IEPC-2013-354)*. The George Washington University, Washington, D.C., 6–10 October, 2013, pp. 1–15.

10. **Koshmarov Yu.A., Ryzhov Yu.A.** Prikladnaya dinamika razrezhennogo gaza [Applied rarefied gas dynamics]. Moscow, Mashinostroenie, 1977, p. 184.
11. **Gordeev S.V., Kanev S.V., Melnikov A.V., Nazarenko I.P., Khartov S.A.** Issledovanie vysokochastotnogo ionnogo dvigatelya s pryamotochnoi konfiguratsiei razryadnoi kamery [Investigation of a radio-frequency ion thruster with a ramjet discharge chamber]. *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, no. 5, pp. 1–13. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-5-2179>

Статья поступила в редакцию 26.09.2022; одобрена после рецензирования 07.10.2022; принята к публикации 10.10.2022.

The article was submitted on 26.09.2022; approved after reviewing on 07.10.2022; accepted for publication on 10.10.2022.