



Научная статья

УДК 629.7.036.74

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186676>

EDN: <https://www.elibrary.ru/МОВЖТМ>

Стационарные плазменные двигатели на криptonе: результаты исследований функционирования, разработок и актуальные проблемы

Иван Андреевич Пичужкин¹, Сергей Юрьевич Приданников², Мира Юрьева Берникова³,

Альберт Владимирович Румянцев^{4✉}

^{1, 2, 3} Опытное конструкторское бюро «Факел», Калининград, Российская Федерация

^{1, 4} Балтийский федеральный университет им. И. Канта, Калининград, Российская Федерация

^{1, 2, 3} info@fakel-russia.com

⁴ albert37@list.ru

Аннотация. В статье систематизируются и обобщаются имеющиеся на данный момент результаты исследований рабочих процессов в стационарных плазменных двигателях (СПД), работающих на криptonе, а также инженерных разработок. Высокая стоимость и дефицит ксенона стимулируют поиск альтернативных рабочих тел. Криpton обладает рядом преимуществ, к каковым относятся меньшая стоимость и достаточно близкие к ксенону физические характеристики, что делает его перспективной заменой ксенону в качестве рабочего тела. Особое внимание уделено формированию магнитного поля в разрядной камере СПД, процессам ионизации и ускорения рабочего тела и процессу эрозии элементов конструкции двигателей, показано влияние физических свойств криптона на протекание этих процессов. Рассматриваются закономерности и способы увеличения эффективности работы СПД на криптоне. Подчеркивается актуальность обеспечения ресурса элементов двигателя при работе на криптоне, так как наблюдается повышенная скорость эрозии стенок разрядной камеры. Рассмотрены разработки СПД различной мощности, направленные на адаптацию СПД к использованию криптона, результаты их испытаний и достигнутые параметры.

Ключевые слова: стационарный плазменный двигатель на криптоне, физические характеристики СПД, эрозия элементов конструкции двигателей, сечение ионизации

Для цитирования: Пичужкин И.А., Приданников С.Ю., Берникова М.Ю., Румянцев А.В. Стационарные плазменные двигатели на криптоне: результаты исследований функционирования, разработок и актуальные проблемы // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 4. С. 147-159. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186676>

Original article

Krypton-Powered Stationary Plasma Thrusters: the Results of Functioning Studies, Developments and Topical Problems

Ivan A. Pichuzhkin¹, Sergei Yu. Pridannikov², Mira Yu. Bernikova³, Al'bert V. Rumyantsev^{4✉}

^{1, 2, 3} Experimental Design Bureau FAKEL, Kaliningrad, Russian Federation

^{1, 4} Immanuel Kant Baltic Federal University, Kaliningrad, Russian Federation

^{1, 2, 3} info@fakel-russia.com

⁴ albert37@list.ru

© Пичужкин И.А., Приданников С.Ю., Берникова М.Ю., Румянцев А.В., 2025

Abstract

The article discusses scientific publications on the subject of krypton-powered stationary plasma thrusters (SPT). The purpose of the article consisted in systematizing and summarizing currently available research results of work processes in the krypton-powered SPTs, as well as the engineering developments. The article presents the data on the market position changes in recent years in the SPT traditional working substance, namely xenon. The high cost and low production volumes of xenon stimulate the search for alternative working substances. Krypton possesses a number of advantages as the replacement, such as lower cost, and physical characteristics rather close to xenon, which makes it a promising alternative to xenon. The authors analyzed krypton physical properties, and added general theoretical information about the SPT work processes. Special attention is paid to the magnetic field forming in the SPT discharge channel chamber, the processes of the working substance ionization and acceleration, as well as the process of the engines structural elements of the erosion, and demonstrated krypton physical properties effect on the flow of the processes. The article adduces the regularities and ways of the krypton-powered SPT efficiency increasing. The magnetic field topology is important for creating an optimally shaped workspace where magnetic induction reaches its maximum value. When SPT is working on krypton, as in xenon case, a violation of the equipotentials compliance of the electric field and magnetic field lines of force may occur, which leads to the magnetic focusing disturbance. An important factor is the difficulty of the ionization process in the SPT operating on krypton compared to the similar processes in xenon-powered stationary plasma engines. Ionization potential of Krypton is 14 eV versus 12.1 eV for xenon, a smaller ionization cross-section and atomic mass, which reduces the atoms conversion efficiency into ions. To compensate this disadvantage, the workflow may be organized at higher mass densities of the working fluid consumption. The authors emphasized the urgency of the thruster elements service life, since the increased erosion rate of the discharging chamber walls is being observed while working on krypton. Maximum dislocation of the acceleration zone from the discharging chamber by the magnetic shielding creation method is being employed for the corrosion minimization. The article considers the SPT developments of different power aimed at the the SPT adaptation to krypton application, the results of tests and achieved parameters, obtained both in Russian Federation and abroad. Actual trends for further work on the problem have been formulated.

Keywords: stationary krypton plasma engine, SPT physical characteristics, structural elements erosion of the thrusters, ionization cross section

For citation: Pichuzhkin I.A., Pridannikov S.Yu., Bernikova M.Yu., Rumyantsev A.V. Krypton-Powered Stationary Plasma Thrusters: the Results of Functioning Studies, Developments and Topical Problems. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(4):147-159. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186676>

List of Figures

- Fig. 1. Typical appearance of magnetic lens
- Fig. 2. Br distribution in the SPT discharge chamber [6]
- Fig. 3. Electrostatic potential distribution in the SPT discharge chamber [6]
- Fig. 4. Electron temperature distribution along the SPT axis for both “wide” and “narrow” discharge chamber configurations
- Fig. 5. The SPT efficiency as a function of the discharge power

List of Tables

- Table. Characteristics of various krypton thrusters

Введение

Традиционным рабочим веществом (РВ) для стационарного плазменного двигателя (СПД) является ксенон. Значительная часть мировых производственных мощностей благородных газов, и в частности ксенона, сосредоточена в Восточной Европе. Политическая нестабильность в этом регионе приводит к дальнейшему увеличению дефицита, росту цен на ксенон и нестабильности рынка благородных газов [1]. По состоянию на 2023 год мировое производство ксенона оценивается в ~65 т в год при спросе ~75 т в год [2].

Спрос превышает предложение как минимум с 2018 года, и эта тенденция и будет сохраняться и усиливаться. Основными потребителями ксенона, помимо космической промышленности, являются предприятия, производящие электронику и осветительные системы. Также ксенон находит применение в медицине. Средняя стоимость ксенона в 2022 году резко выросла до 90 долларов США за 1 л и снизилась до 60 долларов США за 1 л в 2023 году. В настоящее время наблюдается повышенный интерес к альтернативным рабочим телам, в частности к криптону.

Криптон содержится в атмосфере в большем количестве, а спрос на него не так высок, в результате чего его стоимость в 5–10 раз ниже стоимости ксенона [2]. Криптон представляется наилучшим альтернативным рабочим телом (РТ), так как среди других вариантов РТ он ближе всего к ксенону по своим физическим характеристикам, находится в газообразном состоянии при нормальных условиях, химически инертен. Для работы с ним можно использовать ту же пневматическую аппаратуру, что и для работы с ксеноном.

Криптон имеет более низкую по сравнению с ксеноном плотность хранения (примерно в три раза). Частично это компенсируется тем, что масса его атома меньше, что в принципе позволяет повысить удельный импульс тяги на 25%. Анализ показывает, что криптон может успешно использоваться для решения задач довыведения космического аппарата на целевую орбиту, особенно в случаях, когда допустимо длительное время орбитального трансфера, а на первом месте стоит экономическая целесообразность [3].

В данной статье анализируются особенности рабочего процесса в СПД при работе на криптоне и факторы, ограничивающие его эффективность в качестве рабочего тела. Сформулированы целесообразные направления дальнейших работ по снижению негативного влияния названных факторов.

1. Формирование магнитного поля

Магнитное поле в СПД создается с помощью магнитной системы, состоящей из магнитных полюсов, магнитопровода и катушек намагничивания.

В общем случае магнитное поле в разрядном канале СПД представляет собой суперпозицию полей, создаваемых магнитной системой двигателя, потоком заряженных частиц, движущихся преимущественно в продольном направлении, параллельном оси двигателя, и замкнутым дрейфовым током электронов. Токи в осевом направлении примерно на порядок меньше дрейфового тока электронов и распределены по сечению разрядной камеры (РК). Поэтому их вклад в создание магнитного поля относительно невелик [4]. Поле, создаваемое дрейфовым током электронов, может составлять до 10% от общего поля на разных режимах работы. Поэтому вкладом движения заряженных частиц в создание магнитного поля в РК СПД обычно пренебрегают [4].

Изменяя параметры магнитного поля, можно управлять параметрами электрического поля в разряде. От топологии магнитного поля в РК зависит протяженность и положение зоны ионизации и ускорения (ЗИУ). С ее положением также свя-

зана зона, в которой стенки коаксиальной РК подвергаются ионной бомбардировке, со временем приводящей к эрозии. Верхняя граница ЗИУ (рис. 1) определяется положением максимума радиальной составляющей магнитной индукции B_r max, а нижняя – величиной $k \cdot B_r$ max, где k – некоторое число, находящееся на оптимальных режимах работы СПД в диапазоне от 0,6 до 0,9. В [5] было показано, что для СПД, работающих на ксеноне, нижняя граница зоны эрозии соответствует магнитной силовой линии, определяемой величиной $k \cdot B_r$ max, а величина k зависит от плотности расхода рабочего тела, причем зависимость с достаточной точностью описывается единой логарифмической кривой для двигателей разных типоразмеров. По мере выработки ресурса двигателя профиль эрозии будет стремиться принять форму этой нижней границы силовой линии. Данная эмпирическая закономерность была получена в работе [5] методом сравнительного анализа результатов магнитных расчетов и профилей разрядных каналов СПД после длительных огневых наработок. Типичная магнитная линза в осевом сечении разрядного канала показана на рис. 1: разрез разрядной камеры СПД с отмеченными красным цветом частями стенок, подвергающимися эрозии.

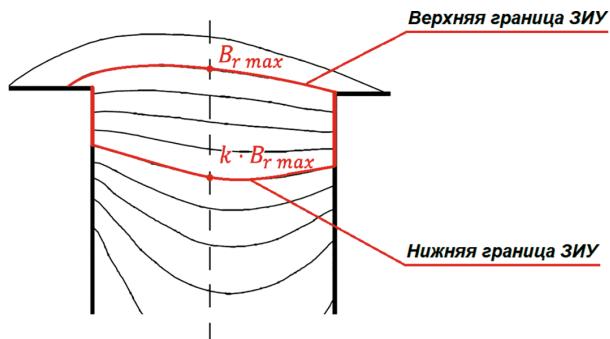


Рис. 1. Типичный вид магнитной линзы

На эффективность работы СПД влияют также геометрия силовых линий магнитного поля и градиент магнитного поля в разрядном канале со стороны анода, который в типовых конструкциях СПД на основе многолетних исследований выбирается положительным при фокусирующей геометрии силовых линий магнитного поля [32]. Чем он выше, тем больше сужается ЗИУ и возрастает электрическое поле в фокусирующей области, снижая потери ионов на стенках разрядной камеры. Для снижения потерь ионов максимальный градиент магнитной индукции должен располагаться на срединной линии ускорительного канала СПД. Важно также, что по данным [6] процесс ионизации наиболее интенсивен в области, осевое положение которой,

в первом приближении, совпадает с положением сечения с максимумом градиента магнитной индукции, вычисленного на средней линии РК, но по данным работы [32] область с максимальной скоростью ионизации может быть заметно смещена от этого сечения в выходном направлении. Поэтому в дальнейшем целесообразно более детальное исследование этого вопроса.

Магнитная индукция должна быть минимальной на срединной линии разрядной камеры и возрастать по направлению к стенкам, что предотвратит столкновение части электронов со стенками и будет способствовать их удержанию в зоне ионизации. Такая топология магнитного поля называется «магнитной бутылкой» [6]. На рис. 2 и 3 представлены типичные распределения радиальной магнитной индукции и электрического потенциала в разрядной камере современных СПД [6].

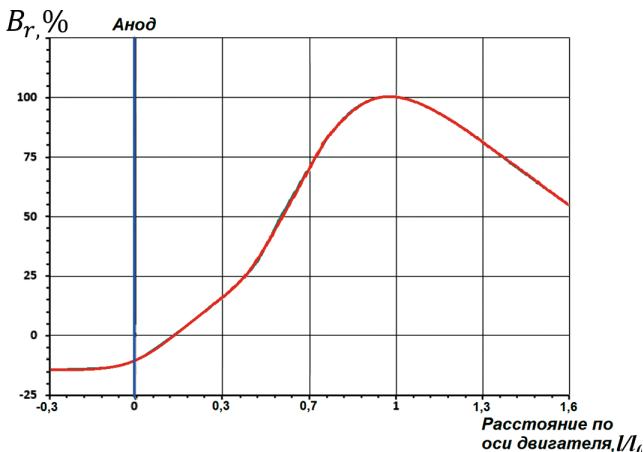


Рис. 2. Распределение B_r в РК СПД [6]

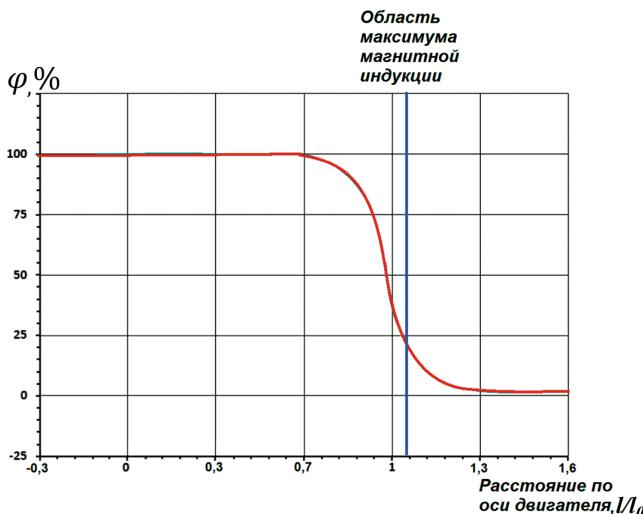


Рис. 3. Распределение потенциала электрического поля в РК СПД [6]

Вдоль магнитных силовых линий формируются эквипотенциали электрического поля, благодаря чему магнитная линза может фокусировать поток истекающих из двигателя ионов (фокусирующие плазмооптические системы – плазмооптика). Под эквипотенциальностью понимается то, что сумма потенциала плазмы и вклада давления электронов остается постоянной вдоль силовой линии [6]:

$$\Phi^*(\gamma) = \phi(x) - T_e \ln \left(\frac{n_e}{n_0} \right) = \text{const}, \quad (1)$$

где $\Phi^*(\gamma)$ – «термализованный потенциал» плазмы

вдоль силовой линии γ ;

$\phi(x)$ – потенциал плазмы в любой точке на силовой линии;

T_e – температура электронов;

n_e – концентрация электронов в произвольной точке на силовой линии γ ;

n_0 – концентрация плазмы на силовой линии γ в контрольной (опорной) точке.

При этом вклад электронного давления (вычитаемое в выражении (1)), растущий с увеличением температуры электронов и концентрации электронов, является негативным фактором для фокусировки потока ионов.

В статье [7] исследовались характеристики фокусировки струи СПД, работающего на криптоне. Было показано, что изменение формы магнитной линзы практически не влияет на ионизацию, а только определяет режим фокусировки потока ионов. Что касается максимального значения индукции магнитного поля, требуемой для оптимизации режима работы СПД на криптоне, однозначных данных нет. В публикации [8] утверждается, что оптимальные параметры при работе на криптоне достигаются при меньшей магнитной индукции, чем при работе на ксеноне. Это объясняется тем, что скорость и, следовательно, энергия дрейфующих электронов выше при меньшей магнитной индукции, и это повышает интенсивность ионизации криптона, имеющего более высокий потенциал ионизации. Но пока не получено достаточно полного подтверждения этого объяснения, поэтому данный вопрос также актуален и подлежит дальнейшим исследованиям.

2. Процессы ионизации и ускорения

При работе СПД на криптоне ионизация рабочего тела затруднена ввиду его физических свойств. Энергия ионизации криптона составляет 14 эВ, в то время как у ксенона она 12,1 эВ. Из-за этого эффективность переработки атомов в ионы и скорость ионизации у криптона ниже в условиях недостаточной мощности разряда [9, 10]. Для получения оптимальных значений тягового КПД при работе

как на ксеноне, так и на криптоне необходимы достаточные значения плотностей расхода рабочего тела [11, 12]. Опыт показывает, что эти значения должны быть сопоставимы. Однако из-за меньшей атомарной массы криптона концентрация его атомов и, следовательно, ток разряда будут больше. Пороговое значение плотности расхода обычно находят эмпирическим путем. Расчетное значение этой величины можно получить по формуле [32]

$$\dot{m}_a \geq f(P_i) \frac{MV_a V_i}{\langle \sigma_i V_e \rangle L_{sh}} \approx C \left(\frac{\sqrt{kT_a e \Delta U_i}}{\langle \sigma_i V_e \rangle L} \right), \quad (2)$$

где \dot{m}_a – значение анодного расхода;

S_{ch} – площадь поперечного сечения ускорительного канала двигателя;

V_i – скорость ионов;

V_a – скорость нейтральных атомов;

$\langle \sigma_i V_e \rangle$ – усредненный по функции распределения электронов по скоростям коэффициент скорости ионизации, зависящий от сечения ионизации σ_i и скорости электронов V_e ;

L – протяженность зоны ионизации и ускорения;

C – постоянная величина, не зависящая от рабочего тела;

kT_a – энергетическая температура нейтральных атомов;

e – заряд электрона;

ΔU_i – падение напряжения в зоне ионизации и ускорения;

$f(P_i)$ – функция ожидаемой вероятности ионизации [32], возрастающая с увеличением вероятности ионизации P_i [32].

Так как масса атома криптона меньше, при той же температуре нейтрального газа скорость его атомов будет выше, чем скорость атомов ксенона. То же относится и к скоростям ионов, поскольку при работе с одинаковым током разряда ионный ток будет меньше, а скорость ионов – больше. Это означает, что концентрация ионов криптона при указанных условиях должна быть значительно меньше. Поэтому длина свободного пробега атомов криптона до их ионизации должна возрастать:

$$\lambda_i = \frac{V_a}{\langle \sigma_i V_e \rangle n_e}. \quad (3)$$

Это увеличение может компенсироваться повышением концентрации ионов в зоне ускорения (ЗУ) за счет увеличения плотности расхода криптона и концентрации плазмы (ионов и электронов), что уже реализовано в работах НИИ ПМЭ МАИ [12]. Такое повышение приводит к увеличению от-

ношения L к λ_i , и вероятности ионизации атомов криптона, и степени переработки потока его атомов в ионы, и в конечном счете к повышению тяговой эффективности двигателя.

Влияние типа рабочего тела в выражениях (2) и (3) определяется также значением величины σ_i . В модели Томсона выражение для сечения ионизации электронным ударом имеет вид [13]

$$\sigma_i = \frac{4\pi\alpha_0^2 I_H^2}{I^2} \left(\frac{I}{\xi} - \frac{I^2}{\xi^2} \right), \quad (4)$$

где $\alpha_0 = 0,53 \cdot 10^{-8}$ см – боровский радиус;

$I_H = 13,6$ эВ – потенциал ионизации атома водорода;

I – энергия ионизации нейтрального атома;

ξ – энергия налетающего электрона.

Если принять энергию электрона равной 20 эВ и одинаковой при работе на ксеноне и криптоне, то получим для ксенона

$$\sigma_i = \frac{4 \cdot 3,14 \cdot (0,53 \cdot 10^{-8})^2 \cdot 13,6^2}{12,1^2} \times \frac{12,1}{20} - \frac{12,1^2}{20^2} = 1,06 \cdot 10^{-16} \text{ см}^2,$$

а для криптона

$$\sigma_i = \frac{4 \cdot 3,14 \cdot (0,53 \cdot 10^{-8})^2 \cdot 13,6^2}{14^2} \times \frac{14}{20} - \frac{14^2}{20^2} = 6,99 \cdot 10^{-17} \text{ см}^2.$$

Расчеты [43] показывают, что при типичных значениях температуры электронов 10^{-30} эВ, коэффициент скорости ионизации криптона $\langle \sigma_i V_e \rangle$ может быть в $\sim 1,5$ –3 раза меньше, чем коэффициент скорости ионизации ксенона.

Следовательно, чтобы скомпенсировать меньшее сечение ионизации и большую длину свободного пробега атомов криптона, требуется большая концентрация плазмы, в первом приближении пропорциональная плотности потока его атомов в разрядном канале. Границное значение плотности массового расхода криптона, выше которого возможно получить высокие значения КПД, практически совпадает с таковым при работе на ксеноне [12]. При этом ток и мощность разряда при работе на криптона будут выше из-за его меньшей атомной массы.

Первые исследования интегральных характеристик при работе двигателя типа СПД-100 на ксеноне и криптоне и их смесях были проведены в НИИ ПМЭ МАИ. Было показано, что сопо-

ставимых расходах криптона через ускорительный канал и разрядном напряжении 300 В тяговая эффективность при работе на криптоне ниже, чем при работе на ксеноне, примерно на 5% [14, 15]. Таким образом, было показано, что уже для двигателей масштаба СПД-100 может быть получена практически приемлемая тяговая эффективность при работе на криптоне. Были проведены также первые сравнительные измерения распределений потенциала плазмы и температуры электронов вдоль ускорительного канала (УК) двигателя типа СПД-100 [15, 16]. Показано, что средний уровень температуры электронов в зоне ускорения при работе на криптоне в целом ниже, чем при работе на ксеноне, и что характер распределения температуры также различается, а именно: максимальные значения температуры электронов при работе на криптоне достигаются в средней части зоны ускорения (ЗУ) с основным падением потенциала, тогда как при работе на ксеноне они реализуются в прианодной части ЗУ. Это должно приводить к тому, что при работе на криптоне больше ионов должно рождаться в средней части УК, в отличие от того, что происходит при работе на ксеноне. И подтверждение этого предположения является актуальным для дальнейших исследований.

В статье [17] представлены вольтамперные характеристики двигателя СПД-50М при работе на ксеноне и криптоне. При работе на криптоне «насыщение» тока разряда достигается при больших значениях напряжения разряда, чем при работе на ксеноне при сопоставимых расходах, что авторы объясняют более высокой температурой электронов, достигаемой при более высоких напряжениях разряда, что способствует более полной ионизации рабочего тела. Однако соответствующая ксенону степень ионизации рабочего тела не была достигнута, она была меньше, чем в случае работы на криптоне двигателя большего типоразмера – СПД-100. Аналогичные исследования при работе двигателя на ксеноне и криптоне проведены в статье [19].

Можно предложить такое объяснение: поскольку температура электронов ограничена сверху взаимодействием со стенками РК, в двигателях большего типоразмера, вероятно, можно получить более высокую температуру электронов. Например, в работе [18] был исследован СПД мощностью 2 кВт в двух конфигурациях: с шириной РК 25 мм (“wide”) и 15 мм (“narrow”), для которых получено распределение температур электронов по оси в режиме с напряжением разряда 250 В, представленное на рис. 4.

Видно, что в случае конфигурации “wide” максимальная температура электронов несколько выше. Это было ожидаемо авторами как следствие возник-

новения режима «насыщения объемного заряда» в пристеночном слое, в котором стенки РК служат эффективными стоками горячих частиц. На этом режиме велика роль вторичной электронной эмиссии, то есть уменьшения температуры электрона при его столкновении с диэлектрической стенкой, что приводит к насыщению температуры электронов. При этом частота столкновений электронов со стенками v_{ew} зависит от ширины канала как

$$v_{ew} = \alpha \frac{\Gamma_e}{n_e h}, \quad (5)$$

где Γ_e – электронный поток на стенку; h – ширина разрядной камеры.

В статье [18] представлены результаты зондовых измерений в разрядной камере двигателя NASA-173Mv1 при работе на ксеноне и криптоне. Установлено, что протяженность зоны ускорения при работе на криптоне больше, а максимальная температура электронов в ней выше (разница от 2,6 до 7,1 мм и от ~15 до ~35 эВ при напряжении разряда 500 и 600 В соответственно). При обоих значениях напряжения расход рабочего тела был постоянным и составлял 7,8 мг/с в случае криптона и 10,0 мг/с в случае ксенона. Начало и конец зоны ускорения автор определяет как точки, в которых потенциал плазмы составляет 90% и 10% от максимального значения соответственно. При этом, из-за большей подвижности атомов криптона по сравнению с атомами ксенона, значительная часть атомов ионизируется не в зоне ионизации, а «ниже по течению» в зоне ускорения, что снижает эффективность ускорения ионов и приводит к увеличению энергетических потерь. Вероятно, этим же объясняется более высокая температура электронов – в среднем они реже теряют энергию, сталкиваясь с нейтральными атомами.

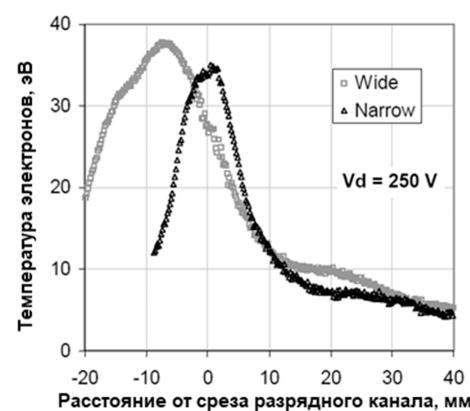


Рис. 4. Распределение температуры электронов по оси СПД для «широкой» и «узкой» конфигурации РК

Однако в публикации [20] представлены результаты похожих зондовых измерений для двигателя АТОН, и зафиксированная для случая работы на криптоне температура электронов была ниже на ~ 3 эВ, чем для ксенона. Напряжение разряда и расход рабочего тела в обоих случаях были одинаковыми и составляли 300 В и 2 мг/с соответственно.

Для оценки результатов существенно, что в работе [18] расход ксенона и криптона подбирался из условия постоянства тока разряда, а в [20] он был одинаковым, что означает два различных подхода к заданию режима СПД и проведению испытаний. Таким образом, в [18] удельный расход составлял 0,09 мг/с/см² в случае ксенона и 0,06 мг/с/см² в случае криптона, а в [20] удельный расход обоих газов был одинаковым и составлял 0,11 мг/с/см². С учетом результатов [15, 16], где при одинаковых расходах температура электронов при работе на криптоне была ниже, можно заключить, что ее повышение, скорее всего, вызвано уменьшением удельного расхода и не является специфическим для работы двигателя на криптоне эффектом.

Интересная закономерность представлена в публикациях [18, 21]: при работе на криптоне с повышением напряжения разряда зона ускорения ионов сдвигается в сторону среза разрядной камеры, в то время как при работе на ксеноне наблюдается обратный эффект (сдвиг в сторону анода). Положение зоны ускорения определяет начало зоны эрозии и влияет на угол расходности плазменной струи, истекающей из двигателя.

Из результатов, представленных в [7, 14], видно, что существует обратная зависимость между углом расходности струи СПД, работающего на криптоне, и расходом рабочего тела. Объясняется это тем, что при изменении расхода РТ изменяется также положение зоны ионизации и ускорения и вклад давления электронов в формирование фокусирующего ионный поток распределения электрического поля.

В работе [22] разряд в СПД изучался с помощью метода лазерной индуцированной флюoresценции [23], и также было обнаружено значительное перекрытие зон ионизации и ускорения, в результате чего не все ионы ускоряются полным электрическим потенциалом, о чем уже говорилось выше. Это может объяснить невысокую степень использования приложенного разрядного напряжения на ускорение ионов.

Как следует из приведенных результатов, остается целый ряд вопросов, требующих дальнейших исследований. Это подтверждает сложность процессов в СПД, отмечавшуюся, например, в работе [32], и целесообразность продолжения исследований по отмеченным ранее направлениям.

3. Процесс эрозии элементов двигателя

Известно, что скорость эрозии стенок керамической разрядной камеры при работе на криптоне выше, чем при использовании ксенона, в двигателях классической конструктивной схемы, не оптимизированных специально для использования криптона с учетом особенностей рабочего процесса, протекающего в этом случае [24, 25]. Когда эрозия стенок разрядной камеры становится значительной, начинается унос материала полюсов магнитной системы потоком ионов, что в дальнейшем может привести к ухудшению выходных параметров двигателя. Именно продолжительность работы двигателя до начала уноса материала магнитных полюсов принято использовать для оценки ресурса двигателя. При этом некоторые модели СПД могут эффективно функционировать длительное время и после начала эрозии элементов магнитной системы, хотя зачастую их выходные параметры ухудшаются. Высокая скорость эрозии сокращает время жизни двигателя и, как следствие, всего аппарата.

Ухудшение выходных характеристик СПД наблюдается и до начала уноса материала элементов магнитной системы — на этапе эрозии стенок РК. В двигателях, в которых исходный профиль РК представляет собой простой цилиндр, это объясняется уменьшением коэффициента переработки атомов рабочего тела в ионы. В статье [26] обосновывается следующий механизм этого процесса: при изначальном профиле камеры атомы, налетающие на ее стенки, имеют равную вероятность отразиться от них по направлению к аноду, получив вторую возможность ионизоваться, и в сторону среза камеры, с тем чтобы покинуть ее в виде нейтрального атома. По мере того как профиль «раскрывается» в сторону среза, вероятность того, что атом отразится в эту сторону, увеличивается. Значительный вклад в ухудшение характеристик вносит также увеличение площади поперечного сечения разрядной камеры по мере прогресса эрозии: уменьшается плотность расхода рабочего тела в зоне ионизации и ускорения, и, как следствие, смещается вниз (к аноду) ее нижняя граница и увеличивается ее протяженность [27].

Для уменьшения эрозии элементов двигателя стараются создать такое магнитное поле, чтобы магнитная линза и зона ускорения были вынесены из разрядного канала [28–32]. Также применяют магнитное экранирование, обеспечивающее практически полное отсутствие эрозии и «бесконечный» ресурс двигателя [28–31]. Магнитным экранированием называется формирование такой топологии магнитного поля в разрядном канале СПД, чтобы вдоль стенок в зоне эрозии создавался потенциал плазмы, близкий к напряжению разряда. Важную

роль в создании такого пристеночного потенциала играют те магнитные линии, которые находятся глубоко в разрядном канале с наибольшим потенциалом плазмы. Температура электронов в этой области разрядного канала минимальна, что позволяет уменьшить влияние градиента давления электронов и создаваемого им электрического поля на движение ионов. Таким образом, ионы, движущиеся к стенке разрядной камеры с большими энергиями, достаточными для ее повреждения, будут отклонены от нее.

Стоит отметить, что термин «магнитное экранирование» был введен и, в основном, применяется зарубежными специалистами. В работе [32] было показано, что приписываемое этому эффекту увеличение ресурса СПД может иметь следствием полное вынесение ЗУ из РК. Таким образом, двигатели с магнитным экранированием, по существу, являются логичным продолжением развития СПД и принципов организации в них магнитного поля.

4. Тенденции разработок СПД на криптоне

Особенно актуальным в последнее время становится экономический аспект применения криптона, что связано с развитием коммерческой космонавтики. В частности, группировка спутников Starlink успешно использует криптоновые электроракетные двигатели. Использовать криптон предполагается и в рамках реализации отечественного проекта «Сфера» [33]. И в России [34], и за рубежом ведутся работы по созданию СПД в широком диапазоне мощностей – до 1 кВт, подходящих для использования на малых космических аппаратах, в частности формата Cubesat, средней мощности, и до 10 кВт, реализующих оптимальные режимы работы на криптоне, связанные с высоким удельным импульсом тяги.

В публикации [20] представлены результаты испытаний работающего на криптоне и ксеноне (при одинаковом расходе) двигателя типа АТОН, созданного в России еще в 1990-х годах. Особенности двигателей этого типа: разнесенные и электрически не связанные анод и газораспределитель, а также буферная камера, расположенная перед входом в ускорительный канал, способствующая более равномерному распределению рабочего тела. Для расхода криптона 2,3 мг/с в режиме с напряжением разряда 400 В и с током разряда 3,9 А (1560 Вт) был получен КПД 55 % и удельный импульс тяги 2780 с. Угол расходности струи для 95% потока ионов составил 44°, тяга – 62,7 мН.

В публикациях [35–37] приведены результаты испытаний и разработки прототипа СПД класса 500 Вт KLIMT (Krypton Large IMpulse thruster) в IFPiLM в Польше. Геометрия двигателя была

создана на основе геометрии двигателя SPT-100, с применением радиального масштабирования так, что внешний диаметр разрядной камеры KLIMT составил 50 мм. Двигатель создавался специально для работы на криптоне с целью получения высокого удельного импульса тяги при относительно небольшой мощности разряда, что обеспечивало бы возможность его использования на небольших космических аппаратах. Для последней, доработанной версии двигателя параметры режима при наивысшем КПД были следующими: напряжение и ток разряда – 450 В и 1,2 А соответственно, расход криптона – 1,0 мг/с, КПД – 34%, удельный импульс тяги – 2100 с, тяга – 19 мН.

В Jet Propulsion Laboratory (JPL), США, был разработан двигатель Н10 с мощностью разряда до 10 кВт. Его разработка основывалась на современных представлениях об организации эффективного рабочего процесса, такой как магнитное экранирование. Двигатель может реализовывать высокую плотность мощности (в три раза большую, чем современные двигатели аналогичного типоразмера), для отвода выделяющегося тепла применены новые способы «мультизонного пассивного управления тепловыми потоками», что позволяет избежать перегрева составляющих магнитной системы. Разрядная камера Н10 выполнена из проводящего материала. На криптоне при максимальном КПД 62% в режиме с напряжением разряда 400 В и с током разряда 25 А были получены тяга 430 мН и удельный импульс тяги 2900 с [38].

Работы по созданию СПД на криптоне ведутся и в ОКБ «Факел» в рамках модернизации двигателя СПД-70, относящегося к классу киловаттных двигателей. Одна из задач при отработке новой модели СПД-70М – проверка ее параметров при работе на криптоне. В режиме с напряжением разряда 300 В и с током разряда 3 А получены тяга 38 мН, удельный импульс тяги 1380 с, угол расходности струи 50° для 90%-ного ионного потока [35, 39]. На криптоне при пониженной мощности также был испытан двигатель ОКБ «Факел» СПД-50М [14]. Были проведены испытания двигателя СПД-140Д на криптоне, а в настоящее время ведутся работы по созданию модернизированного двигателя СПД-140М и его отработка на криптоне. По результатам исследовательских испытаний инженерной модели СПД-140М на криптоне получены следующие параметры: КПД – 51%, тяга – 370 мН, удельный импульс тяги – 2470 с. Параметры получены на режиме с током разряда 20 А и напряжением разряда 450 В. Угол расходности струи составил до 35° для 90%-ного потока ионов. Также двигатель типоразмера СПД-140 разработан и испытан в НИИПМЭ МАИ. Была продемонстрирована

стабильная работа на криptonе с мощностью разряда 10 кВт, что более чем в два раза превышает мощность разряда на номинальном для обычного СПД-140 режиме. При этом тяга составила 500 мН, удельный импульс – 2650 с, КПД – 60% на режиме с напряжением разряда 400 В и с током разряда 25 А [40].

Компанией Sital (Италия) был разработан двигатель HT5k 5-киловаттного класса, предназначенный для работы на ксеноне и отработанный на различных режимах с мощностью разряда 2–7 кВт. Магнитная система двигателя состоит из двух основных и двух дополнительных магнитных катушек и позволяет настраивать величину и топологию магнитного поля в широких пределах. В [41] представлены результаты его испытаний при работе на криptonе. Максимальный КПД – 52% – достигнут на режиме при напряжении разряда 600 В и токе разряда 11 А, тяга составила 230 мН, удельный импульс тяги – 3000 с. Угол расходимости струи составил до 42° для 95%-ного потока ионов.

В публикациях [42, 43] представлены результаты испытания 1,5-киловаттного двигателя BHT-1500-C на криptonе компании Busec (США). Это двигатель с центральным катодом, установленным в центре коаксиальной разрядной камеры, а не на ее периферии за срезом, как в общепринятой схеме СПД. При мощности разряда 1,7 кВт был получен КПД 45,7 % при расходе 4,5 мг/с на режиме с напряжением разряда 300 В и током разряда 5,6 А. Тяга составила 86 мН, удельный импульс тяги – 1850 с, угол расходимости, определенный как граница экспоненциальной части графика плотности ионного тока, – до 35°.

В публикации [9] представлены результаты испытаний работы на криptonе СПД низкой мощности, разработанного институтом KAIST (Республика Корея). Параметры вышеперечисленных двигателей сведены в таблицу.

На рис. 5 показана зависимость КПД от мощности разряда вне зависимости от типоразмера двигателя. Штриховой линией обозначена тен-

Характеристики двигателей на криptonе

СПД	Мощность, Вт	КПД, %	Тяга, мН	Удельный импульс тяги, с	Режим, U_p , В / I_p , А
Класс малой мощности					
ST-25	100–250	≤ 38	5–14	1000–1500	200–300 В*
СПД-50М	250	30	13	1000	250 / 1
300-W Class	270	24	12	1200	300 / 0,9
R-200	100–300	20–30	5–14	800–1300	–
ASE	400	28	18	1300	–
ST-40	250–600	≤ 50	15–34	1300–1750	200–400 В*
Класс средней мощности					
KLIMT	540	34	19	2100	450 / 1,2
R-800	450–900	34–45	24–53	1300–1550	–
СПД-70М	900	30	38	1380	300 / 3
KM-55	1375	46	70	1850	–
ASE MAX	1400	31	50	1800	–
ST-100	800–1500	≤ 50	50–107	≤ 1700	250–400 В*
Класс высокой мощности					
АТОН	1560	55	63	2780	400 / 3,9
ВНТ-1500-С	1700	46	86	1850	300 / 5,6
СПД-140Д	4500	49	232	1925	300 / 15
	3000	55	169	1990	375 / 8
HT5k	6600	52	230	3000	600 / 11
СПД-140М	10000	58	415	2810	500 / 20
СПД-140 МАИ	10000	60	500	2650	400 / 25
H10	10000	62	430	2900	400 / 25

* В источнике указано только напряжение разряда

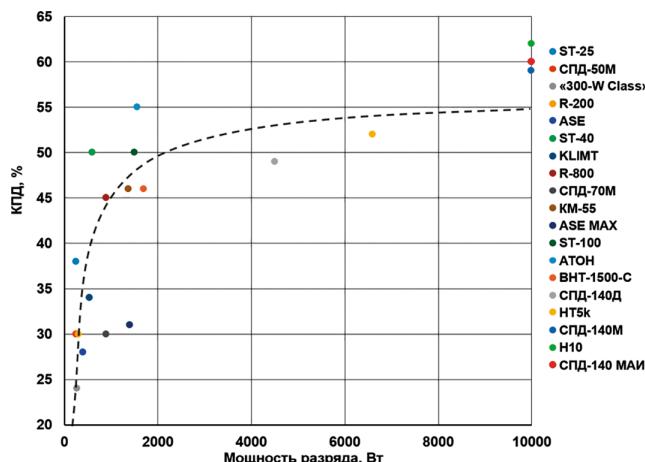


Рис. 5. Зависимость КПД СПД от мощности разряда

денция роста КПД с увеличением мощности, при этом пороговым значением, по-видимому, является мощность разряда 2 кВт, после которой дальнейшее увеличение мощности разряда не приводит к значительному росту КПД. В то же время, очевидно, существуют данные о реализации высоких (50% и выше) значений КПД при мощностях разряда до 2 кВт.

Выводы

Анализ результатов проведенных исследований функционирования СПД и разработок двигателей позволяет сделать вывод, что причина снижения эффективности работы СПД на криптоне заключается в том, что из-за меньшей атомной массы и пониженных ионизационных характеристик длина свободного пробега атомов криптона больше в СПД, изначально создававшихся для работы на ксеноне. Это увеличение длины свободного пробега приводит к ухудшению процесса ионизации вследствие снижения вероятности ионизации атомов криптона электронами, движущимися в разряде СПД в скрещенных электрическом и магнитном полях. Повышение плотности рабочего тела в зоне ионизации, обычно достигаемое увеличением расхода, а также увеличение энергии электронов путем повышения напряжения разряда компенсирует увеличение длины свободного пробега в СПД. Таким образом, КПД двигателя будет более высоким на режимах с повышенной мощностью, что и наблюдается при испытаниях различных двигателей в разных режимах работы на криптоне.

Выполненные исследования и разработки подтверждают возможность и целесообразность разработки конкурентоспособных СПД на криптоне.

Список источников

1. Lindner M. Insights into the global xenon market // Workshop on Xenon Detector $0\nu\beta\beta$ Searches: Steps Towards the Kilotonne Scale (25-27 October 2023; California, USA).
2. Рожкова Е.А. Сравнение по технико-экономическим характеристикам два топлива для космических аппаратов ксенон и криптон // Современные технологии: проблемы и перспективы: сборник статей Всероссийской научно-практической конференции для аспирантов, студентов и молодых ученых (15–18 апреля 2024; Севастополь). Севастополь: Изд-во СевГУ, 2024. С. 99-104. EDN JXOMZU
3. Giannetti V., Andreussi T., Leporini A., et al. Electric propulsion system trade-off analysis based on alternative propellant selection // Space Propulsion Conference (02-06 May 2016; Rome, Italy). SP2016_3125194
4. Лазуренко А.В. Моделирование процессов ионизации и ускорения рабочего тела в стационарном плазменном двигателе (СПД) с учетом 3-х мерных эффектов: Дисс. ... канд. техн. наук. М., 2002. 115 с.
5. Митрофанова О.А. Влияние величины и топологии магнитного поля на интегральные характеристики стационарных плазменных двигателей: Дисс. ... канд. техн. наук. М., 2015. 147 с.
6. Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А. Холловские и ионные двигатели для космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2008. 280 с.
7. Ning Z.X., Xia G.J., Zhu X.M., et al. Исследование характеристик фокусировки ионного потока в двигателе Холла на криптоне // Физика плазмы. 2019. Т. 45. № 6. С. 498-512. DOI: 10.1134/S0367292119060088
8. Linnell J.A. An evaluation of krypton propellant in Hall thrusters. Ph.D. Thesis. University of Michigan; 2007.
9. Kim Y., Lee D., Doh G., et al. Performance comparison of xenon and krypton discharges in a 300 W-class Hall thruster // 37th International Electric Propulsion Conference (19–23 June 2022; Boston and Cambridge, USA). IEPC-2022-336.
10. Саевец П.А., Румянцев А.В. Разработка двигателя малой мощности для работы на криптоне // Вестник БФУ. 2016. № 3. С. 80-87.
11. Ким В.П., Меркульев Д.В., Смирнов П.Г. и др. Влияние расхода криптона через ускорительный канал стационарного плазменного двигателя Морозова на его тяговую эффективность // Письма в журнал технической физики. 2017. Т. 43. № 23. С. 24-30. DOI: 10.21883/PJTF.2017.23.45272.16758
12. Ким В.П., Захарченко В.С., Меркульев Д.В. и др. О влиянии расхода ксенона и криптона через ускорительный канал на тяговую эффективность стационарных плазменных двигателей Морозова // Физика плазмы. 2019. Т. 45. № 1. С. 14-24. DOI: 10.1134/s0367292119010086
13. Смирнов Б.М. Введение в физику плазмы. М.: Наука, 1975. 176 с.
14. Kim V., Popov G., Kozlov V., et al. Investigation of SPT performance and Particularities of its operation with Kr and

- Kr/Xe mixtures // 27th International Electric Propulsion Conference (15-19 October 2001; Pasadena, CA). IEPC-01-065.
15. *Kim V., Grdlichko D., Kozlov V.*, et al. Local Plasma Parameter Measurements by Nearwall Probes Inside the SPT Accelerating Channel Under Thruster Operation With Kr // 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion (07-10 July 2002; Indianapolis, IN, USA). DOI: 10.2514/6.2002-4108
16. *Архипов А.С., Ким В.П., Сидоренко Е.К.* Стационарные плазменные двигатели Морозова. М.: Изд-во МАИ, 2012. 291с.
17. *Жасан В.С., Ким В.П., Меркуьев Д.В.* и др. Исследование интегральных характеристик и характеристик струи СПД малой мощности при работе на ксеноне, криптоне и их смесях // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2016. № 2. С. 66–79.
18. *Raitsev Y., Staack D., Keidar M.*, et al. Electron-wall interaction in Hall thrusters // Physics of Plasmas. 2005. Vol. 12. No. 5: 057104. DOI: 10.1063/1.1891747
19. *Linnell J.A., Gallimore A.D.* Internal plasma structure measurements of a Hall thruster using xenon and krypton propellant // 29th International Electric Propulsion Conference (31 October – 4 November 2005; Princeton University). IEPC-2005-024.
20. *Bugrova A.I., Morozov A.I., Lipatov A.S.*, et al. Integral and spectral characteristics of ATON stationary plasma thruster operating on krypton and xenon // 28th International Electric Propulsion Conference (17-21 March 2003; Toulouse, France).
21. *Su L.L., Marks T.A., Jorns B.A.* Investigation into the efficiency gap between krypton and xenon operation on a magnetically shielded Hall thruster // 37th International Electric Propulsion Conference (19-23 June 2022; Boston and Cambridge, USA). IEPC-2022-366.
22. *Hargus W.A., Azarnia G.M., Nakles M.R.* Kr II laser-induced fluorescence for measuring plasma acceleration // Review of Scientific Instruments. 2012. Vol. 83. No. 10:103111. DOI: 10.1063/1.4754889
23. *Hargus Jr W.A., Cappelli M.A.* Laser-induced fluorescence measurements of velocity within a Hall discharge // Applied Physics B. 2001. Vol. 72. No. 8, pp. 961-969. DOI: 10.1007/s003400100589
24. *Andreussi T., Giannetti V., Leporini A.*, et al. Temporal evolution of the performance and channel erosion of a 5kW-class Hall effect thruster operating with alternative propellants // 5th Space Propulsion Conference (2–6 May 2016; Rome, Italy). SP2016_3125164.
25. *Nakles M.R., Hargus W.A., Delgado J.J.*, et al. A 205 Hour Krypton Propellant Life Test of the SPT-100 Operating at 2 kW // 33rd International Electric Propulsion Conference (06–10 October 2013; Washington, DC, USA). IEPC-2013-347.
26. *Шагайда А.А., Горшков О.А., Томилин Д.А.* Влияние эрозии стенок разрядного канала на эффективность работы стационарного плазменного двигателя // Журнал технической физики. 2012. Т. 82. № 8. С. 42-49.
27. *Ким В.П., Гнездор Р.Ю., Ермошкин Ю.М.* и др. Влияние состояния поверхности и геометрии выходных участков стенок разрядной камеры на характеристики стационарного плазменного двигателя Морозова при его длительной работе // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2018. № 3. С. 18-30. DOI: 10.7868/S0207352818030046
28. *Hofer R., Kamhawi H., Peterson P.*, et al. Development and qualification of a 12-kw hall thruster for deep-space missions // 73rd International Astronautical Congress (IAC; 18–22 September 2022; Paris, France). IAC-22-C4-5-15.
29. *De Grys K., Mathers A., Welander B.*, et al. Demonstration of 10,400 hours of operation on 4.5 kw qualification model hall thruster // 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (25-28 July 2010; Nashville, TN). DOI: 10.2514/6.2010-6698
30. *Hofer R.R., Goebel D.M., Mikellides I.G.*, et al. Magnetic shielding of a laboratory Hall thruster. II. Experiments // Journal of Applied Physics. 2014. Vol. 115. No. 4: 043304-043304-13. DOI: 10.1063/1.4862314
31. *Mikellides I.G., Katz I., Hofer R.R.*, et al. Magnetic shielding of a laboratory Hall thruster. I. Theory and validation // Journal of Applied Physics. 2014. Vol. 115. No. 4: 043303-043303-20. DOI: 10.1063/1.4862313
32. *Ким В.П., Семенкин А.В., Шилов Е.А.* Физические положения и основные результаты исследований, определяющие развитие двигателей с замкнутым дрейфом электронов // Физика плазмы. 2024. Т. 50. № 9. С. 1008-1061.
33. *Гнездор Р.Ю., Пятых И.Н., Каплин М.А.* и др. Разработка и исследование характеристик инженерной модели двигателя СПД-70М, работающего на ксеноне и криптоне // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 106-115. DOI: 10.34759/vst-2023-2-106-115. EDN PUGTWL.
34. *Ловцов А.С.* Основные направления развития электроракетных двигательных установок. Опыт разработок ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» // Доклад на видеоконференции «Электроракетные двигатели и их использование на автоматических космических аппаратах», НТС Госкорпорации «Роскосмос» - 2024.
35. *Kurzyna J., Szelecka A., Daniłko D.*, et al. Testing KLIMT prototypes at IPPLM and ESA Propulsion Laboratories // Space Propulsion (02-06 May 2016; Rome, Italy).
36. *Kurzyna J., Jakubczak M., Szelecka A.*, et al. Preliminary Tests of HIKHET Laboratory Model at IFPiLM // 36th International Electric Propulsion Conference (15-20 September 2019; Vienna, Austria). EPC-2019-591.
37. *Jakubczak M., Riazantsev A., Jardin A.*, et al. Experimental optimization of small krypton hall thruster for operation at high voltage // 37th International Electric Propulsion Conference (19-23 June 2022; Boston and Cambridge, USA). IEPC-2022-360.

38. Simmonds J.B., Hofer R.R., Firdosy S., et al. Thermal Management and Krypton Performance of the H10 High Power Density Hall Thruster // 38th International Electric Propulsion Conference (23–28 June 2022; Toulouse, France). IEPC-2024-257.
39. Абраменков Г.В., Вертачов Н.М., Дронов П.А. и др. Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов – опыт лётного применения и новые разработки // Космическая техника и технологии. 2023. № 4(43). С. 36–55. EDN CCTTMW.
40. Grdlichko D.P., Zakharchenko V.S., Kim V.P., et al. Investigation of the possibility to develop an efficient stationary plasma thruster operating with krypton // 2nd IAA/AAS Conference on Space Flight Mechanics and Space Structures and Materials, SciTech Forum (25–27 June 2019; Moscow). p. 857–870. EDN DJMJCP
41. Ducci C., Andreussi T., Arkhipov A., et al. Investigation of a 5 kW class Hall-effect thruster operating with different xenon–krypton mixtures // 34th International Electric Propulsion Conference (04–10 July 2015; Kobe, Japan). IEPC-2015-126.
42. Szabo J., Tedrake R., Kolencik G., et al. Measurements of a krypton fed 1.5 kW Hall effect thruster with a centrally located cathode // 35th International Electric Propulsion Conference (08–12 October 2017; Atlanta, Georgia). IEPC-2017-26.
43. Морозов А.И., Меликов И.В. О подобии процессов в плазменных ускорителях с замкнутым дрейфом электронов (УЗДП) при наличии ионизации // Журнал технической физики. 1974. Т. 44. С. 544–549.

References

1. Lindner M. Insights into the global xenon market. Workshop on Xenon Detector 0vββ Searches: *Steps Towards the Kilotonne Scale* (October 25–27, 2023; California, USA).
2. Rozhkova EA. Comparison of the technical and economic characteristics of two fuels for spacecraft xenon and krypton. *Materialy Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii dlya aspirantov, studentov i molodykh uchenykh "Sovremennye tekhnologii: problemy i perspektivy"* (April 15–18, 2024; Sevastopol). Sevastopol: SevGU; 2024. p. 99–104. (In Russ.). EDN JXOMZU
3. Giannetti V, Andreussi T, Leporini A, et al. Electric propulsion system trade-off analysis based on alternative propellant selection. *Space Propulsion Conference* (May 02–06, 2016; Rome, Italy). SP2016_3125194
4. Lazurenko AV. *Modeling of the processes of ionization and acceleration of the working fluid in a stationary plasma engine (SPD) taking into account 3-dimensional effects*. PhD thesis. Moscow: MAI; 2002. 115 p. (In Russ.).
5. Mitrofanova OA. *The influence of the magnitude and topology of the magnetic field on the integral characteristics of stationary plasma engines*. PhD thesis. Moscow: MAI; 2015. 147 p. (In Russ.).
6. Gorshkov OA, Muravlev VA, Shagaida AA. *Hall and ion engines for spacecraft*. Moscow: Mashinostroenie; 2008. 280 p. (In Russ.).
7. Ning ZX, Xia GJ, Zhu XM, et al. Investigation of ion flux focusing characteristics in a Hall engine on krypton. *Plasma Physics*. 2019;45(6):498–512. (In Russ.). DOI: 10.1134/S0367292119060088
8. Linnell JA. *An evaluation of krypton propellant in Hall thrusters*. PhD Thesis. University of Michigan; 2007.
9. Kim Y, Lee D, Doh G, et al. Performance comparison of xenon and krypton discharges in a 300 W-class Hall thruster. *37th International Electric Propulsion Conference* (June 19–23, 2022; Boston and Cambridge, USA). IEPC-2022-336.
10. Saevets PA, Rumyantsev AV. Development of a low-power engine for operation on krypton. *Vestnik BFU*. 2016(3):80–87. (In Russ.).
11. Kim VP, Merkuryev DV, Smirnov PG, et al. The effect of krypton flow through the accelerator channel of a stationary Morozov plasma engine on its thrust efficiency. *Pis'ma v zhurnal tehnicheskoi fiziki*. 2017;43(23):24–30. (In Russ.). DOI: 10.21883/PJTF.2017.23.45272.16758
12. Kim VP, Zakharchenko VS, Merkur'ev DV, et al. Influence of xenon and krypton flow rates through the acceleration channel of Morozov's stationary plasma thruster on the thrust efficiency. *Plasma Physics Reports*. 2019;45(1):11–20. (In Russ.). DOI: 10.1134/s0367292119010086
13. Smirnov BM. *Introduction to plasma physics*. Moscow: Nauka; 1975. 176 p. (In Russ.).
14. Kim V, Popov G, Kozlov V, et al. Investigation of SPT performance and Particularities of its operation with Kr and Kr/Xe mixtures. *27th International Electric Propulsion Conference* (October 15–19, 2001; Pasadena, CA). IEPC-01-065.
15. Kim V, Grdlichko D, Kozlov V, et al. Local Plasma Parameter Measurements by Nearwall Probes Inside the SPT Accelerating Channel Under Thruster Operation With Kr. *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion* (July 07–10, 2002; Indianapolis, IN, USA). DOI: 10.2514/6.2002-4108
16. Arkhipov AS, Kim VP, Sidorenko EK. *Stationary plasma engines of Morozov*. Moscow: MAI; 2012. 291 p. (In Russ.).
17. Zhasan VS, Kim VP, Merkuryev DV, et al. Investigation of the integral characteristics and characteristics of a low-power SPD jet when operating on xenon, krypton and their mixtures. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Energetika*. 2016(2):66–79. (In Russ.).
18. Raitses Y, Staack D, Keidar M, et al. Electron-wall interaction in Hall thrusters. *Physics of Plasmas*. 2005;12(5): 057104. DOI: 10.1063/1.1891747
19. Linnell JA, Gallimore AD. Internal plasma structure measurements of a Hall thruster using xenon and krypton propellant. *29th International Electric Propulsion Conference* (October 31 – November 4, 2005; Princeton University). IEPC-2005-024.
20. Bugrova AI, Morozov AI, Lipatov AS, et al. Integral and spectral characteristics of ATON stationary plasma thruster

- . operating on krypton and xenon. *28th International Electric Propulsion Conference (March 17-21, 2003; Toulouse, France)*. IEPC-2003-366.
21. Su LL, Marks TA, Jorns BA. Investigation into the efficiency gap between krypton and xenon operation on a magnetically shielded Hall thruster. *37th International Electric Propulsion Conference (June 19-23, 2022; Boston and Cambridge, USA)*. IEPC-2022-366.
22. Hargus WA, Azarnia GM, Nakles MR. Kr II laser-induced fluorescence for measuring plasma acceleration. *Review of Scientific Instruments*. 2012;83(10):103111. DOI: 10.1063/1.4754889
23. Hargus Jr WA, Cappelli MA. Laser-induced fluorescence measurements of velocity within a Hall discharge. *Applied Physics B*. 2001;72(8):961-969. DOI: 10.1007/s003400100589
24. Andreussi T, Giannetti V, Leporini A, et al. Temporal evolution of the performance and channel erosion of a 5kW-class Hall effect thruster operating with alternative propellants. *5th Space Propulsion Conference (May 2-6, 2016; Rome, Italy)*. SP2016_3125164.
25. Nakles MR, Hargus WA, Delgado JJ, et al. A 205 Hour Krypton Propellant Life Test of the SPT-100 Operating at 2 kW. *33rd International Electric Propulsion Conference (October 06-10, 2013; Washington, DC, USA)*. IEPC-2013-347.
26. Shagaida AA, Gorshkov OA, Tomilin DA. The effect of erosion of discharge channel walls on the efficiency of a stationary plasma engine. *Zhurnal tehnicheskoi fiziki*. 2012;82(8):42-49. (In Russ.).
27. Kim VP, Gnizdor RYU, Yermoshkin YuM, et al. Influence of the surface state and geometry of wall output sections in discharge chamber on Morozov stationary plasma thruster characteristics during its long-term operation. *Poverkhnost'. Rentgenovskie, sinkhrotronnye i neitronnye issledovaniya*. 2018(3):18-30. (In Russ.). DOI: 10.7868/S0207352818030046
28. Hofer R, Kamhawi H, Peterson P, et al. Development and qualification of a 12-kw hall thruster for deep-space missions. *73rd International Astronautical Congress (IAC; September 18-22, 2022; Paris, France)*. IAC-22-C4-5-15.
29. De Grys K, Mathers A, Welander B, et al. Demonstration of 10,400 hours of operation on 4.5 kw qualification model hall thruster. *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (July 25-28, 2010; Nashville, TN)*. DOI: 10.2514/6.2010-6698
30. Hofer RR, Goebel DM, Mikellides IG, et al. Magnetic shielding of a laboratory Hall thruster. II. Experiments. *Journal of Applied Physics*. 2014;115(4):043304-043304-13. DOI: 10.1063/1.4862314
31. Mikellides IG, Katz I, Hofer RR, et al. Magnetic shielding of a laboratory Hall thruster. I. Theory and validation. *Journal of Applied Physics*. 2014;115(4):043303-043303-20. DOI: 10.1063/1.4862313
32. Kim VP, Semenkin AV, Shilov EA. Physical Principles and Main Research Results Determining the Development of Thrusters with Closed Electron Drift. *Fizika plazmy*. 2024;50(9):1008-1061. (In Russ.).
33. Gnizdor RY, Pyatlykh IN, Kaplin M, et al. Development and characteristics studying of the xenon and krypton operating SPD-70M thruster engineering model. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(2):106-115. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2023-2-106-115
34. Lovtsov AS. The main directions of development of electric rocket propulsion systems. The development experience of the SSC FSUE Keldysh Center. Report at the videoconference "Elektroraketnye dvigateli i ikh ispol'zovanie na avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatakh", 2024. (In Russ.).
35. Kurzyna J, Szelecka A, Daniłko D, et al. Testing KLIMT prototypes at IPPLM and ESA Propulsion Laboratories. *Space Propulsion (May 02-06, 2016; Rome, Italy)*.
36. Kurzyna J, Jakubczak M, Szelecka A, et al. Preliminary Tests of HIKHET Laboratory Model at IFPiLM. *36th International Electric Propulsion Conference (September 15-20, 2019; Vienna, Austria)*. EPC-2019-591.
37. Jakubczak M, Riazantsev A, Jardin A, et al. Experimental optimization of small krypton hall thruster for operation at high voltage. *37th International Electric Propulsion Conference (June 19-23, 2022; Boston and Cambridge, USA)*. IEPC-2022-360.
38. Simmonds JB, Hofer RR, Firdosy S, et al. Thermal Management and Krypton Performance of the H10 High Power Density Hall Thruster. *38th International Electric Propulsion Conference (June 23-28, 2022; Toulouse, France)*. IEPC-2024-257.
39. Abramov GV, Vertakov NM, Dronov PA, et al. Propulsion units of JSC EDB Fakel for spacecraft – flight experience and new developments. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*. 2023(4):36-55. (In Russ.). EDN CCTTMW.
40. Grdlichko DP, Zakharchenko VS, Kim VP, et al. Investigation of the possibility to develop an efficient stationary plasma thruster operating with krypton. *2nd IAA/AAS Conference on Space Flight Mechanics and Space Structures and Materials, SciTech Forum (June 25-27, 2019; Moscow)*. p. 857-870. EDN DJMJCP
41. Ducci C, Andreussi T, Arkhipov A, et al. Investigation of a 5 kW class Hall-effect thruster operating with different xenon-krypton mixtures. *34th International Electric Propulsion Conference (July 04-10, 2015; Kobe, Japan)*. IEPC-2015-126.
42. Szabo J, Tedrake R, Kolencik G, et al. Measurements of a krypton fed 1.5 kW Hall effect thruster with a centrally located cathode. *35th International Electric Propulsion Conference (October 08-12, 2017; Atlanta, Georgia)*. IEPC-2017-26.
43. Morozov AI, Melikov IV. On the similarity of processes in plasma accelerators with closed electron drift in the presence of ionization. *Zhurnal tehnicheskoi fiziki*. 1974;44:544-549. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 18.03.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 10.09.2025
Принята к публикации / Accepted 15.09.2025