

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ЗАЖИГАНИЯ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО РАЗРЯДА В ГАЗОРАЗРЯДНОЙ КАМЕРЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИ ОТКРЫТОЙ КОНФИГУРАЦИИ

А.И. Шумейко

shumeiko@bmstu.ru

В.Д. Телех

telekh@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

До настоящего времени в основе исследований процессов зажигания разряда в безэлектродных плазменных ускорителях было изучение их однонаправленных конфигураций. Однако многонаправленные безэлектродные плазменные ускорители отличаются от однонаправленных тем, что имеют несколько отверстий во внутреннюю полость газоразрядной камеры и разное направление магнитного поля внутри них, что может влиять на движение электронов при воздействии электрических и магнитных полей во время зажигания разряда. Экспериментально исследован переходный процесс (зажигание разряда) и определены параметры устойчивого зажигания разряда в симметричной газоразрядной камере, открытой с двух концов во внешнее пространство, варьированием напряженностью азимутального электрического и индукцией осевого магнитного полей и расходом разреженного газа. Показано, что в многонаправленных волновых плазменных ускорителях происходит снижение пороговых (поджигных) напряженностей электрического поля при увеличении индукции внешнего статического магнитного поля, в отличие от однонаправленных высокочастотных индукционных плазменных ускорителей с внешним магнитным полем

Ключевые слова

Плазменный ускоритель,
газовый пробой, высокочастотный разряд, магнитное поле

Поступила 20.02.2024

Принята 08.10.2025

© Автор(ы), 2025

*Работа выполнена при поддержке Минобрнауки России
в рамках государственного задания (№ FSN-2024-0011)*

Введение. Одно из применений плазменных установок — плазменные ускорители, создающие силы движения для космических аппаратов (КА). Существуют различные типы плазменных ускорителей: дуговые [1, 2],

лазерные [3–5], холловские [6, 7], ионные [8–10], электростатические [11], абляционные импульсные [12], безэлектродные [13–16], магнитоплазменные [17–19] и термоядерные [20–23]. Большинство плазменных ускорителей создают движущие силы только в одном направлении. Тем не менее для современных космических миссий необходимо создание движущих сил в нескольких направлениях [24]. Возможность создания многонаправленных плазменных потоков должна быть реализована с использованием одного устройства, что является критичным для КА малого форм-фактора, которые в настоящее время получили широкое распространение [25]. Одним из типов плазменных ускорителей, на базе которых возможна реализация многонаправленности векторов тяги с помощью одного устройства без наличия физических и технических препятствий, является безэлектродный плазменный ускоритель. В частности, на базе безэлектродного плазменного ускорителя возможна реализация многонаправленных волновых плазменных ускорителей (МВПУ). Например, предложены безэлектродные плазменные ускорители со множеством магнитных сопел: дву- [26–29] и шести-направленные [30], безэлектродные с кольцевой газоразрядной камерой [31, 32] и устройства, на базе которых возможна реализация магнитной векторизации тяги [33, 34]. Магнитная тяга основана на высокочастотном индукционном разряде во внешнем магнитном поле с газоразрядной камерой специальной конфигурации, открытой с двух концов во внешнее пространство, и системой электромагнитов, в которых возможна смена направления электрического тока, что позволяет управлять конфигурацией магнитного поля в зоне разряда [28]. Такая камера и магнитная система позволяют управлять направлением истечения газоплазменного потока.

Исследование процессов зажигания разряда в МВПУ, в частности, процессов, связанных с выходом этих устройств на рабочий режим, представляет большой интерес, так как эти исследования ускорят процесс разработки ускорителей, необходимых для КА малого форм-фактора [24].

Процесс поджига разряда в традиционных электростатических плазменных ускорителях (например, холловские ионные ускорители) сопровождается некоторыми трудностями. Например, тлеющий разряд, присущий холловским ускорителям, может быть инициирован в узком диапазоне режимов (определяемом массовым расходом и разностью потенциалов по каналу). Этот узкий диапазон обусловлен областью стабильности тлеющего разряда. Поджиг разряда в ионных ускорителях может быть инициирован несколькими способами — увеличением массового расхода и мощности на короткое время или притяжением электронов извне во внутреннюю полость газоразрядной камеры. В последнем случае к сеткам прикладывается

положительный потенциал, который действует на притягивание электронов, генерируемых катодом-нейтрализатором, в газоразрядную камеру, а после пробоя сетки должны изменить потенциал для вытягивания ионов из газоразрядной камеры. Однако наиболее важной проблемой при запуске традиционных электростатических плазменных ускорителей является необходимость тратить время на запуск (нагрев) эмиттеров электронов. Время нагрева может ограничить возможности использования традиционных ускорителей для решения некоторых космических задач, включая наблюдение за окружающими космическими объектами и защиту КА от окружающих опасностей. Кроме того, катоды-нейтрализаторы можно включать только ограниченное число раз, что очень важно для динамических космических миссий, требующих частого маневрирования. Если первая проблема нагрева может быть решена за счет использования безэлектродных катодов-нейтрализаторов, то вторая проблема остается нерешенной.

В безэлектродных плазменных ускорителях разряды инициируются переменными электрическими полями. Безэлектродная конфигурация и переменные поля устраняют проблемы запуска ускорителя, критичные для динамических космических миссий, которые связаны с узким диапазоном режимов запуска для стабильной работы, изменением потенциала сетки и нагревом катода-нейтрализатора. Однако запуск безэлектродных плазменных ускорителей имеет особенности.

Существует несколько исследований в области ВЧ-пробоя в газах низкого давления в диапазоне частот 1...100 МГц [35–42]. Для ВЧ-источников плазмы емкостного типа (ВЧЕ) с плоскопараллельными электродами ВЧ-пробой теоретически исследован в [35]. Показано, что однонаправленные безэлектродные плазменные ускорители ВЧЕ-типа обладают амбивалентностью режимов (несколько значений пробойной напряженности электрического поля соответствуют одним и тем же параметрам системы). ВЧ-пробой в ВЧЕ-источниках с добавлением постоянных электрических полей исследован в [36]. Согласно [36], амбивалентность режимов снимается с помощью совместного применения ВЧ и постоянного электрических полей.

Зажигание разряда в однонаправленных высокочастотных индукционных (ВЧИ) плазменных ускорителях активно исследуют теоретически и экспериментальными методами. Экспериментально в [37] исследован ВЧ-пробой в ВЧИ плазменных ускорителях, теоретически в [38, 39] исследовано зажигание разряда в высокочастотном индукционном ускорителе с приложенным внешним статическим осевым магнитным полем и получено выражение для пробойного напряжения:

$$\frac{V_{E,B}}{d} = \frac{B_k^k p \sqrt{1 + C_k (B/p)^2}}{\left[(\ln A_k) / \Gamma_k + \ln \left(p d \sqrt{1 + C_k (B/p)^2} \right) \right]^k},$$

где $V_{E,B}$ — пороговое напряжение электрического поля; d — диаметр газоразрядной камеры; A_k , B_k , C_k — коэффициенты; k — эмпирически определен как 1 для молекулярных газов и 2 для атомарных; $\Gamma_k = \ln(1 + 1/\gamma)$; B — индукция приложенного внешнего магнитного поля; p — давление внутри газоразрядной камеры.

Теоретическое уравнение, приведенное в [38, 39], показывает, что при увеличении статического магнитного поля происходит возрастание необходимого электрического поля для осуществления газового пробоя. Установлено в [40], что существуют условия (внешнее магнитное поле и давление внутри газоразрядной камеры), при которых инициирование разряда невозможно. В то же время в [41] определено, что приложение статического магнитного поля к высокочастотному индукционному плазменному ускорителю снижает порог напряженности электрического поля для зажигания разряда. Существующий парадокс касается однонаправленных безэлектродных плазменных ускорителей. Многонаправленные безэлектродные плазменные ускорители отличаются от однонаправленных тем, что имеют несколько отверстий во внутреннюю полость газоразрядной камеры и разное направление магнитного поля внутри них, что может влиять на движение электронов при воздействии электрических и магнитных полей во время зажигания разряда. В связи с этим теория и результаты, полученные для однонаправленных безэлектродных плазменных ускорителей, к ним могут быть неприменимы.

Материалы и методы решения задач, принятые допущения. Схема экспериментальной установки для исследования процессов зажигания разряда приведена рис. 1.

Двунаправленный волновой плазменный ускоритель с размерами всех систем $2U$ состоит из цилиндрической газоразрядной камеры из сапфира. Вокруг газоразрядной камеры расположены магнитная система и индуктор. Концы камеры открыты во внешнее пространство, на них расположены диафрагмы. Длина газоразрядной камеры плазменного ускорителя 190 мм, внешний диаметр 20 мм, внутренний — 16 мм. Диаметры диафрагм изменяли в диапазоне значений 3...10 мм для регулирования давления в газоразрядной камере. Особенность магнитной системы — возможность регулирования направления магнитного поля, она позволяет управлять направлением потока плазмы, выходящего из источника. Ускоряющие электромагниты

на каждом конце газоразрядной камеры состоят из двух независимых частей. Эта особенность позволяет профилировать магнитное поле на выходе из ускорителя. Плазменный ускоритель имеет два газовода (CH1, CH2), каждый из которых расположен ближе к открытым во внешнее пространство концам газоразрядной камеры. Рабочее тело подается в газоразрядную камеру через газовод, расположенный ближе к той стороне газоразрядной камеры, с которой требуется создать поток плазмы. При отсутствии секционирующей втулки во внутренней полости по центру газоразрядной камеры соотношение между расходом нейтрального разреженного газа составляет 90 % через требуемое сопло и 10 % через сопло, не участвующее в работе.

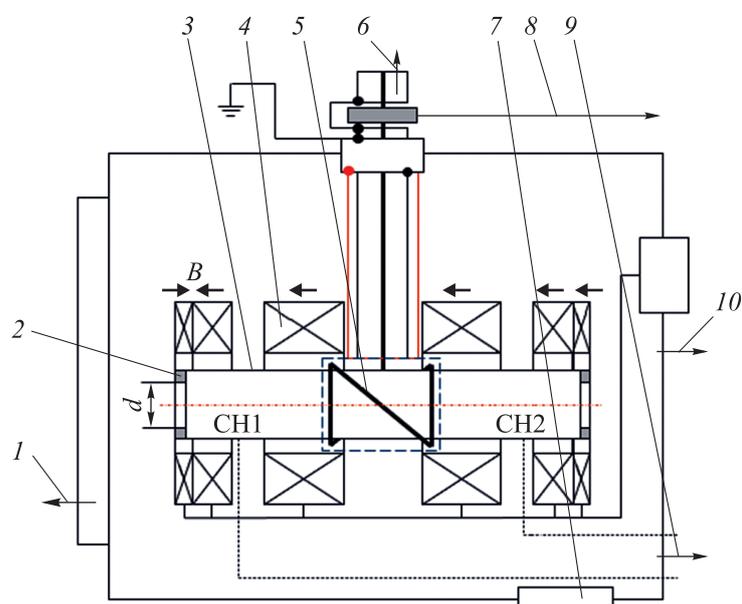


Рис. 1. Схема экспериментальной установки для исследования процессов зажигания разряда:

- 1 — соединение с откачной станцией; 2 — диафрагма; 3 — газоразрядная камера;
- 4 — магнитная система; 5 — полувитковая геликонная антенна; 6 — соединение с ВЧ-генератором;
- 7 — окно; 8 — соединение с системой хранения и подачи рабочего тела; 9 — соединение с осциллографом; 10 — соединение с системой питания магнитной системы

Открытая конфигурация газоразрядной камеры позволяет генерировать плазменные потоки с двух сторон. Такая схема векторизации тяги имеет преимущества перед другими схемами, например, схемой с магнитной векторизацией тяги или с подвесом ускорителя, имея увеличенные углы регулирования направлениями вектора тяги и возможность создания векторов тяги в шести направлениях.

В качестве рабочего тела в экспериментах использован криптон, поскольку ускоритель предполагается установить для проведения летных испытаний на борту малого КА. Объем и масса ускорителя для установки на таком аппарате ограничены, поэтому необходим выбор рабочего тела, которое не требуется термостабилизировать (как ксенон) и которое имеет относительно высокую плотность хранения и относительно низкий потенциал ионизации. Расход рабочего тела варьируется в диапазоне значений 20...200 см³/мин. Подача рабочего тела в газоразрядную камеру плазменного ускорителя осуществляется через газоввод СН1. Динамическое давление в вакуумной камере варьируется в пределах 20...190 мПа в заданном диапазоне расхода рабочего тела.

Для записи пороговых (пробойных) значений тока в антенне, сначала в газоввод СН1 газоразрядной камеры подается рабочее тело. Затем устанавливается и с малым шагом (1 Вт) увеличивается уровень мощности ВЧ-генератора. В момент зажигания разряда (происходит изменение активного сопротивления нагрузки внутри антенны) увеличение мощности прекращается, записанные показания монитора тока сохраняются.

Полученные данные по пороговым значениям тока используют для определения пороговых значений напряженности электрического поля для зажигания разряда. Переменный ток, подаваемый на антенну в соответствии с законом Ампера, создает переменное осевое магнитное поле $B_z = \mu_0(N/l)I_{RF0} \sin(\omega t)$, где N — эквивалентное число витков антенны; l — длина индуктора; I_{RF0} — амплитуда тока; ω — частота тока; t — время.

Согласно закону Фарадея и уравнениям Максвелла, осевое магнитное поле внутри газоразрядной камеры B_z индуцирует вихревое электрическое поле $E_\omega = (r\omega/2)B_{z0} \cos(\omega t)$, где r — расстояние от оси газоразрядной камеры до внутренней поверхности антенны; B_{z0} — амплитуда индукции наведенного индуктором магнитного поля.

Амплитуда вихревого электрического поля E_ω является пороговым значением напряженности электрического поля для зажигания разряда.

Результаты. Диаграмма режимов зажигания разряда (режимов запуска) плазменного ускорителя в координатах пороговой напряженности E электрического поля для зажигания разряда магнитного поля $B(I)$ в токовых единицах и расхода m рабочего тела приведена на рис. 2. Указание тока, протекающего в электромагнитах магнитной системы ускорителя, в качестве одного из параметров, которые определяют режим зажигания разряда, имеет прикладной характер. Диаграмма зажигания газового разряда в ускорителе использована во время проведения других

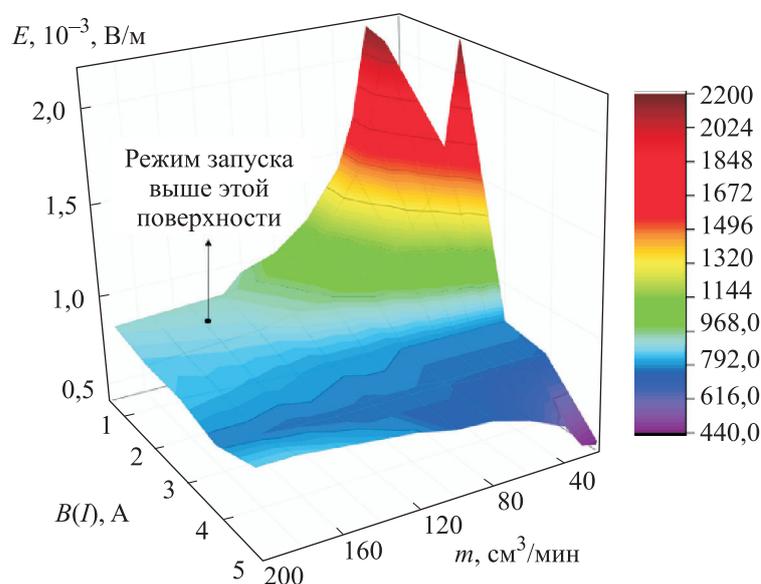


Рис. 2. Диаграмма режимов зажигания разряда двунаправленного волнового плазменного ускорителя в координатах E , $B(I)$ и m для $d = 10$ мм

испытаний. Режимы запуска находятся выше поверхности пороговых значений напряженности электрического поля.

Для рассматриваемых параметров $E = 440 \dots 2200$ В/м. Минимальная напряженность электрического поля для осуществления газового пробоя достигается при внутреннем диаметре диафрагмы $d = 10$ мм, расходе рабочего тела $20 \text{ см}^3/\text{мин}$ и индукции магнитного поля 225 Гс (соответствует силе тока в электромагнитах 5 А) во внутреннем объеме газоразрядной камеры, в зоне расположения индуктора.

Существует тенденция (см. рис. 2) к уменьшению напряженности электрического поля пробоя при увеличении индукции магнитного поля для указанного расхода рабочего тела (соответствующего определенным параметрам давления в газоразрядной камере). Например, применяя внешнее продольное магнитное поле, пороговое электрическое поле может быть уменьшено до 5 раз (см. рис. 2). С одной стороны, такая зависимость может быть объяснена тем, что магнитное поле вызывает циклотронное движение электронов и приводит к удлинению траекторий электронов во время электронных колебаний, вызванных азимутальным высокочастотным электрическим полем. Это удлинение позволяет электронам получать больше энергии за половину периода колебаний. Поскольку энергия электронов, достаточная для пробоя газа, в основном связана с электрон-электронными столкновениями в случае ВЧ электрического поля, допол-

нительный выигрыш энергии электронов за половину периода колебаний является благоприятным и уменьшает пороговое электрическое поле в случае высокочастотного пробоя в осевом магнитном поле. С другой стороны, магнитное поле вызывает поперечный и продольный дрейфы электронов.

Минимальное давление, при котором происходит пробой, смещается к более низким значениям по мере увеличения магнитного поля. Поскольку при токе 0,5 А электрическое поле пробоя не зависит от магнитного поля и согласуется с результатами других экспериментов [37], его можно рассматривать как пороговое поле ВЧ-пробоя для случая безмагнитного поля. В то время как добавление внешнего магнитного поля позволяет уменьшить электрическое поле пробоя максимум в 5 раз для рассматриваемых параметров.

Обсуждение полученных результатов. В соответствии с теорией для однонаправленных безэлектродных плазменных ускорителей [38, 39] минимальное давление, при котором происходит зажигание разряда в ВЧИ-источнике плазмы с внешним статическим магнитным полем, возрастает с ростом индукции внешнего статического магнитного поля:

$$p_{\min} = \frac{\sqrt{e^{2k}\Gamma_k^2 - Cd^2B_k^2A_k^2}}{A_k d},$$

где C — коэффициент, зависящий от типа рабочего тела.

Однако полученные экспериментальные результаты для открытой с двух концов во внешнее пространство конфигурации показывают противоположную тенденцию: минимальное давление, при котором происходит зажигание разряда, снижается с ростом индукции внешнего статического магнитного поля.

В однонаправленных безэлектродных плазменных ускорителях с внешним статическим магнитным полем наблюдается тенденция возрастания E при увеличении $B(I)$ для заданного расхода рабочего тела. Однако в многонаправленных безэлектродных плазменных ускорителях пороговая напряженность электрического поля уменьшается при увеличении $B(I)$ для заданного расхода рабочего тела. Такая зависимость может быть объяснена теоретически с учетом уравнения баланса электронов [36], дополненного коэффициентом b , учитывающим влияние магнитного поля на колебания электронов вслед за изменением напряженности наведенного вихревого электрического поля:

$$0 = v_i n_e + D_{TB} \left(\frac{1}{B} \right) \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial n_e}{\partial r} \right) + D_{LB} \left(\frac{1}{B^2} \right) \frac{\partial^2 n_e}{\partial z^2} - b \left(\frac{1}{B} \right) \frac{eE \cos(\omega t)}{m_e v_{en}} \frac{\partial n_e}{\partial \varphi},$$

где ν_i — частота ионизационных столкновений; n_e — концентрация электронов; D_{TB} , D_{LB} — коэффициенты диффузии электронов поперек и вдоль магнитных силовых линий; z — осевая координата; φ — азимутальная координата; m_e — масса электрона; ν_{en} — частота соударений электрон-нейтрал; e — заряд электрон.

Коэффициент D_{TB} при $\omega_{ce}^2 / \nu_{en}^2 \gg 1$ определяется как $D_{TB} = kT_e \nu_{en} / (m_e \omega_{ce})$. Поэтому при $B \rightarrow \infty$ и $\omega_{ce} \rightarrow \infty$ второй член в правой части уравнения стремится к нулю, что приводит к уменьшению потерь электронов в радиальном направлении и к уменьшению пороговой напряженности электрического поля, необходимой для зажигания разряда.

Если внешнее статическое осевое магнитное поле не приложено к источнику, то коэффициент диффузии электронов вдоль оси ускорителя зависит только от тепловой скорости и длины свободного пробега электронов. При наличии внешнего статического осевого магнитного поля, когда электроны замагничены, т. е. $\omega_{ce}^2 / \nu_{en}^2 \gg 1$, коэффициент диффузии электронов вдоль оси ускорителя обратно пропорционален квадрату индукции внешнего статического осевого магнитного поля $D_{LB} \sim 1/B^2$. Поэтому при $B \rightarrow \infty$ коэффициент диффузии электронов вдоль оси ускорителя $D_{LB} \rightarrow 0$. Это приводит к тому, что третий член в правой части уравнения стремится к нулю, снижая потери электронов в осевом направлении и тем самым пороговую напряженность электрического поля, необходимую для зажигания разряда. Тем не менее при $B \rightarrow \infty$ и $p \rightarrow 0$ пороговая напряженность электрического поля для зажигания газового разряда при прохождении минимума увеличивается и $E \rightarrow \infty$. Исходя из изложенного, введение коэффициента $b(1/B)$ в уравнение необходимо для объяснения увеличения напряженности после прохода его минимума при возрастании индукции внешнего статического осевого магнитного поля и уменьшении давления внутри газоразрядной камеры.

Различие одно- и двунаправленных плазменных ускорителей с позиции зажигания разряда в ВЧИ-источнике плазмы с внешним статическим магнитным полем может быть объяснено следующим образом. Диффузия электронов в радиальном направлении ограничена, при этом осевая диффузия имеет место при таком значении индукции внешнего магнитного поля. Электроны, покидающие газоразрядную камеру в однонаправленном плазменном ускорителе, не имеют возможности вновь попасть в камеру и могут рассматриваться как потери. В свою очередь электроны, покидающие камеру в двунаправленном плазменном ускорителе, могут вновь попасть в камеру с противоположной стороны газоразрядной камеры откры-

того типа. Это возможно, так как в эксперименте созданы соответствующие условия. Так при проведении эксперимента давление окружающей плазменный ускоритель среды составляет около 10^{-4} Па. Этому давлению соответствует длина свободного пробега электрона примерно 200 м. Тогда можно сделать вывод, что электроны могут преодолеть без соударения расстояние, во много раз превышающее длину газоразрядной камеры. Электроны замагничены по всей длине газоразрядной камеры в ее внутренней полости и частично во внешнем пространстве (рис. 3).

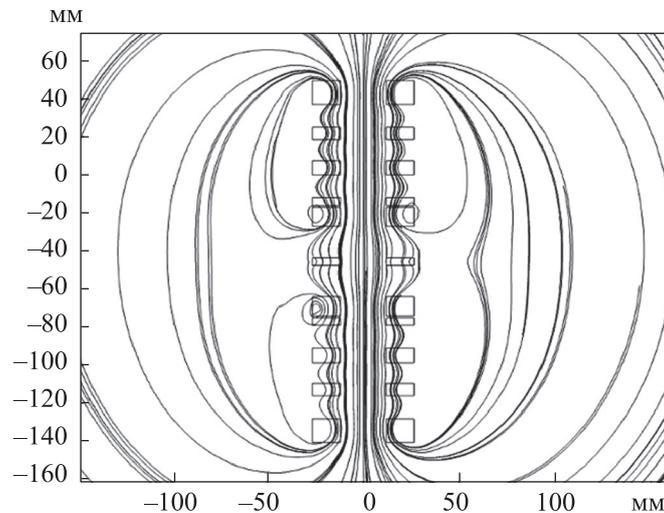


Рис. 3. Магнитные силовые линии по длине газоразрядной камеры при силе тока 5 А в электромагнитах

Предположение о возможности возврата электронов, вылетевших из газоразрядной камеры ВЧИ-источника плазмы с внешним осевым магнитным полем, в момент, когда разряд еще не зажегся, подтверждено экспериментальным путем: в одном из экспериментов в двунаправленном волновом плазменном ускорителе один из концов газоразрядной камеры закрывался. Такая конфигурация предотвращала возможность попадания электронов, находящихся в окружающем ускоритель пространстве, во внутреннюю полость газоразрядной камеры. В результате снижения пороговой напряженности электрического поля для осуществления газового пробоя при увеличении индукции магнитного поля не наблюдалось. Получаемые тренды зависимости пробойной напряженности электрического поля от индукции внешнего осевого магнитного поля были схожи с теми, которые установлены в [40]. Такое явление наблюдалось вследствие того, что с ростом индукции магнитного поля увеличивались потери

электронов в осевом направлении, т. е. электроны активнее покидали газоразрядную камеру. У газоразрядной камеры один из концов был закрыт, поэтому вылетевшие электроны не могли вернуться во внутреннюю полость газоразрядной камеры, что приводило к возрастанию требуемой пороговой напряженности электрического поля для осуществления газового пробоя. Кроме того, тенденция снижения пороговой напряженности электрического поля для зажигания разряда при увеличении индукции внешнего магнитного поля наблюдалась при работе ускорителя и на других инертных газах — аргоне и ксеноне.

Заключение. Экспериментально показано, что в МВПУ происходит снижение пороговых (поджигных) напряженностей электрического поля при увеличении индукции внешнего статического магнитного поля, в отличие от однонаправленных высокочастотных индукционных плазменных ускорителей с внешним магнитным полем. Предложено теоретическое описание наблюдаемым зависимостям. Предположено, что покинувшие внутреннюю полость газоразрядной камеры открытого типа электроны возвращаются в нее с другого конца. Для верификации этого предположения показано, что электроны замагничены вдоль всей длины газоразрядной камеры как во внутренней полости, так и с внешней стороны. Проведена оценка длины свободного пробега электрона, которая превысила в 40 раз размеры объекта исследования, что позволяет положительно оценить выдвинутое предположение. Это предположение подтверждено экспериментально при закрытии одного из концов газоразрядной камеры, что увеличило пороговые напряженности электрического поля для зажигания разряда при возрастании индукции магнитного поля. Это связано с невозможностью покинувших ускоритель электронов попасть обратно во внутреннюю полость газоразрядной камеры. Тенденция снижения пороговой напряженности электрического поля для зажигания разряда при увеличении индукции внешнего магнитного поля наблюдалась при работе ускорителя не только на криптоне, но и на других инертных газах (аргоне, ксеноне). Генерируемые извне электроны способствуют снижению пороговой напряженности электрического поля для зажигания газового разряда в МВПУ, что позволяет использовать активные источники электронов в многонаправленных безэлектродных плазменных ускорителях в момент запуска ускорителя.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Takahashi T., Kiyoshi K. Low power arcjet thruster using LaB₆ hollow cathode. *Acta Astronaut.*, 2023, vol. 206, pp. 89–99.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.02.015>
- [2] Romei F., Grubišić A.N. Validation of an additively manufactured resistojet through experimental and computational analysis. *Acta Astronaut.*, 2020, vol. 167, pp. 14–22.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.10.046>
- [3] Duplay E., Bao Z.F., Rosero S.R., et al. Design of a rapid transit to Mars mission using laser-thermal propulsion. *Acta Astronaut.*, 2022, vol. 192, pp. 143–156.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.11.032>
- [4] Phipps C., Birkan M., Bohn W., et al. Laser-ablation propulsion. *J. Propul. Power*, 2010, vol. 26, no. 4, pp. 609–637. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.43733>
- [5] Shumeiko A.I. Nature-inspired concepts for high-power electric propulsion systems. *Fusion Sci. Technol.*, 2023. DOI: <https://doi.org/10.1080/15361055.2023.2227504>
- [6] Morozov A.I., Savelyev V.V. Fundamentals of stationary plasma thruster theory. In: Kadomtsev B.B., Shafranov V.D. (eds). *Reviews of Plasma Physics*, vol. 21. Boston, MA, Springer, 2020, pp. 203–391. DOI: https://doi.org/10.1007/978-1-4615-4309-1_2
- [7] Keidar M., Boyd I., Beilis I. Modeling of a high-power thruster with anode layer. *Phys. Plasmas*, 2004, vol. 11, iss. 4, pp. 1715–1722.
DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1668642>
- [8] Killinger R., Kukies R., Surauer M., et al. ARTEMIS orbit raising inflight experience with ion propulsion. *Acta Astronaut.*, 2003, vol. 53, iss. 4-10, pp. 607–621.
DOI: [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(03\)80022-X](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(03)80022-X)
- [9] Kural A., Levegue N., Welch C., et al. Design of an ion thruster movable grid thrust vectoring system. *Acta Astronaut.*, 2004, vol. 55, iss. 3-9, pp. 421–432.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2004.05.037>
- [10] Yang Zh., Guo H., Bai J., et al. Experimental study of a neutralizer-free gridded ion thruster using radio-frequency self-bias effect. *Plasma Sci. Technol.*, 2023, vol. 25, no. 4, art. 045506. DOI: <https://doi.org/10.1088/2058-6272/aca13f>
- [11] Krejci D., Reissner A. Large number system integration aspects: on orbit data and lessons learnt from launching 144 FEEP propulsion systems. *J. Electr. Propuls.*, 2022, vol. 1, no. 1, art. 30. DOI: <https://doi.org/10.1007/s44205-022-00020-z>
- [12] Huang T., Wu Z., Sun G., et al. Study and modeling of propellant ablation in coaxial ablative pulsed plasma thrusters. *Acta Astronaut.*, 2020, vol. 173, pp. 69–75.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.04.010>
- [13] Manente M., Trezzolani F., Magarotto M., et al. REGULUS: a propulsion platform to boost small satellite missions. *Acta Astronaut.*, 2019, vol. 157, pp. 241–249.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.12.022>

- [14] Takahashi K. Thirty percent conversion efficiency from radiofrequency power to thrust energy in a magnetic nozzle plasma thruster. *Sci. Rep.*, 2022, vol. 12, no. 1, art. 18618. DOI: <https://doi.org/10.1038/s41598-022-22789-7>
- [15] Shinohara S. High-density helicon plasma science. *Series in Plasma Science and Technology*. Singapore, Springer, 2022. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-981-19-2900-7>
- [16] Twarog D., Ryzhkov S.V. Induction of a strong paramagnetic field inside partially ionized and weakly magnetized plasma by the $E \times B$ drift. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Natural Sciences*, 2018, no. 5 (80), pp. 45–53. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/1812-3368-2018-5-45-53>
- [17] Федотова К.В., Ягодников Д.А. Расчетное исследование предельных характеристик электризации стенки при обтекании низкотемпературной плазмой. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2023, № 1 (106), с. 145–160. DOI: <https://dx.doi.org/10.18698/1812-3368-2023-1-145-160>
- [18] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V., Varaksin A.Yu. Computational and experimental modeling in magnetoplasma aerodynamics and high-speed gas and plasma flows (a review). *Aerospace*, 2023, vol. 10, iss. 8, art. 662. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace10080662>
- [19] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Numerical simulation of pulsed jets of a high-current pulsed surface discharge. *Comput. Therm. Sci.*, 2021, vol. 13, iss. 2, pp. 45–56. DOI: <https://doi.org/10.1615/ComputThermalScien.2020034742>
- [20] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Numerical simulation of the interaction of a magneto-inertial fusion target with plasma and laser drivers. *High Temp.*, 2022, vol. 60 (suppl. 1), pp. S7–S15. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0018151X21040143>
- [21] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V., Varaksin A.Yu. The adaptive composite block-structured grid calculation of the gas-dynamic characteristics of an aircraft moving in a gas environment. *Mathematics*, 2022, vol. 10, iss. 12, art. 2130. DOI: <https://doi.org/10.3390/math10122130>
- [22] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Calculation of plasma dynamic parameters of the magneto-inertial fusion target with combined exposure. *Phys. Plasmas*, 2019, vol. 26, iss. 9, art. 092704. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.5109830>
- [23] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. The qualitative and quantitative study of radiation sources with a model configuration of the electrode system. *Symmetry*, 2021, vol. 13, iss. 6, art. 927. DOI: <https://doi.org/10.3390/sym13060927>
- [24] Shumeiko A.I., Telekh V.D., Mayorova V.I. Development of a novel wave plasma propulsion module with six-directional thrust vectoring capability. *Acta Astronaut.*, 2022, vol. 191, pp. 431–437. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.11.028>
- [25] Lev D., Myers M., Lemmer K., et al. The technological and commercial expansion of electric propulsion. *Acta Astronaut.*, 2019, vol. 159, pp. 213–227. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.03.058>

- [26] Shumeiko A.I., Telekh V.D., Mayorova V.I. Development of a six-directional plasma propulsion module for small satellites. *Proc. 71st IAC*, 2020, vol. 2020.
- [27] Shumeiko A.I., Jarrar F.S., Swei S.S. Development of novel electrodeless plasma thruster with multiple thrust vectoring capability. *Proc. 72nd IAC*, 2021, vol. C4, paper 64834.
- [28] Shumeiko A.I., Telekh, V.D. Direct thrust measurements of 2U-sized bi-directional wave plasma thruster. *AIP Adv.*, 2023, vol. 13, iss. 8, art. 170019.
DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0160582>
- [29] Shumeiko A.I., Jarrar F.S., Swei S.S. Advanced wave plasma thruster with multiple thrust vectoring capability. *Proc. AIAA SCITECH Forum*, 2022.
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2022-2190>
- [30] Shumeiko A.I., Telekh V.D., Ryzhkov S.V. Probe diagnostics and optical emission spectroscopy of wave plasma source exhaust. *Symmetry*, 2022, vol. 14, iss. 10, art. 1983.
DOI: <https://doi.org/10.3390/sym14101983>
- [31] Shumeiko A.I., Telekh V.D., Ryzhkov S.V. Starting modes of bi-directional plasma thruster utilizing krypton. *Symmetry*, 2023, vol. 15, no. 9, art. 1705.
DOI: <https://doi.org/10.3390/sym15091705>
- [32] Shumeiko A.I., Swei S.S. Electrodeless plasma thruster concepts for high-power propulsion systems. *Proc. 73rd IAC*, 2022, vol. C4.
- [33] Shumeiko A.I., Telekh V.D. Helicon engine in outboard air as a successful solution for maintaining small space vehicle in orbits up to 200 km. *AIP Conf. Proc.*, 2019, vol. 2171, no. 1, art. 170019. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.5133330>
- [34] Shumeiko A.I., Telekh V.D. Probe diagnostics of the plasma plume created by a magnetic nozzle of an inductively coupled plasma source. *J. Phys. Conf. S.*, 2019, vol. 1393, no. 1, art. 012027. DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1393/1/012027>
- [35] Kihara T. The mathematical theory of electrical discharges in gases. *Rev. Mod. Phys.*, 1952, vol. 24, iss. 1, art. 45. DOI: <https://doi.org/10.1103/RevModPhys.24.45>
- [36] Lisovsky V.A., Yegorenkov V.D. Low-pressure gas breakdown in combined fields. *J. Phys. D Appl. Phys.*, 1994, vol. 27, no. 11, art. 2340.
DOI: <https://doi.org/10.1088/0022-3727/27/11/014>
- [37] Smith H.B., Charles C., Boswell R.W. Breakdown behavior in radio-frequency argon discharges. *Phys. Plasmas*, 2003, vol. 10, iss. 3, pp. 875–881.
DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1531615>
- [38] Radmilović-Radjenović M., Radjenović B. The effect of magnetic field on the electrical breakdown characteristics. *J. Phys. D Appl. Phys.*, 2006, vol. 39, no. 14, art. 3002.
DOI: <https://doi.org/10.1088/0022-3727/39/14/019>
- [39] Radmilovic-Radjenovic M., Radjnovic B. The influence of the magnetic field on the electrical breakdown phenomena. *Plasma Sci. Technol.*, 2007, vol. 9, no. 1, art. 45.
DOI: <https://doi.org/10.1088/1009-0630/9/1/10>

[40] Wiebold M., Ren H., Denning C.M., et al. Low-pressure helicon-plasma discharge initiation via magnetic field ramping. *IEEE Trans. Plasma Sci.*, 2009, vol. 37, iss. 11, pp. 2110–2115. DOI: <https://doi.org/10.1109/TPS.2009.2031645>

[41] Kumar S., Chandra A., John P.I., et al. Study of rf breakdown characteristics in the presence of parallel electric and magnetic fields. *J. Phys. D Appl. Phys.*, 1971, vol. 4, no. 7, art. 959. DOI: <https://doi.org/10.1088/0022-3727/4/7/411>

[42] Smolyakov A.I., Godyak V., Tyshetskiy Y. Effect of the electron thermal motion on the ponderomotive force in inductive plasma. *Phys. Plasmas*, 2001, vol. 8, iss. 9, pp. 3857–3860. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1386941>

Шумейко Андрей Иванович — аспирант кафедры «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Телех Виктор Дмитриевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Шумейко А.И., Телех В.Д. Исследование процессов зажигания высокочастотного разряда в газоразрядной камере газодинамически открытой конфигурации. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2025, № 6 (123), с. 101–119. EDN: ZATSMF

**IGNITION PROCESS INVESTIGATION OF HIGH-FREQUENCY
DISCHARGE IN GAS DISCHARGE CHAMBER
OF GAS-DYNAMICALLY OPEN CONFIGURATION**

A.I. Shumeiko

shumeiko@bmstu.ru

V.D. Telekh

telekh@bmstu.ru

BMSTU, Moscow, Russian Federation

Abstract

Until now, studies of discharge ignition processes in electrodeless plasma accelerators have been based on the study of their unidirectional configurations. At the same time, multidirectional wave plasma accelerators differ significantly from unidirectional ones in that they have several holes in the inner cavity of the gas discharge chamber and a different direction of the magnetic field inside them, which can affect the paths of elec-

Keywords

Plasma accelerator, gas discharge breakdown, RF plasmas, magnetic field

trons when exposed to electric and magnetic fields during discharge ignition. Therefore, both the theory and the results obtained for unidirectional electrodeless plasma sources may not be applicable. In this article, the transient process (discharge ignition) is experimentally investigated and the parameters of stable discharge ignition in a symmetrical gas discharge chamber open from two ends to the outer space are determined by varying the intensity of the azimuthal electric and magnitude of the axial magnetic fields and the flow rate of the rarefied gas. Experimentally determined parameters of discharge ignition in a bidirectional wave plasma accelerator are theoretically substantiated using the diffusion theory and the theory of the pondermotive effects of the motion of charged particles in electric and magnetic fields

Received 20.02.2024

Accepted 08.10.2025

© Author(s), 2025

The work was carried out with the support of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation within the framework of the State Assignment (no. FSN-2024-0011)

REFERENCES

- [1] Takahashi T., Kiyoshi K. Low power arcjet thruster using LaB₆ hollow cathode. *Acta Astronaut.*, 2023, vol. 206, pp. 89–99.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.02.015>
- [2] Romei F., Grubišić A.N. Validation of an additively manufactured resistojet through experimental and computational analysis. *Acta Astronaut.*, 2020, vol. 167, pp. 14–22.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.10.046>
- [3] Duplay E., Bao Z.F., Rosero S.R., et al. Design of a rapid transit to Mars mission using laser-thermal propulsion. *Acta Astronaut.*, 2022, vol. 192, pp. 143–156.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.11.032>
- [4] Phipps C., Birkan M., Bohn W., et al. Laser-ablation propulsion. *J. Propul. Power*, 2010, vol. 26, no. 4, pp. 609–637. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.43733>
- [5] Shumeiko A.I. Nature-inspired concepts for high-power electric propulsion systems. *Fusion Sci. Technol.*, 2023. DOI: <https://doi.org/10.1080/15361055.2023.2227504>
- [6] Morozov A.I., Savelyev V.V. Fundamentals of stationary plasma thruster theory. In: Kadomtsev B.B., Shafranov V.D. (eds). *Reviews of Plasma Physics*, vol. 21. Boston, MA, Springer, 2020, pp. 203–391. DOI: https://doi.org/10.1007/978-1-4615-4309-1_2
- [7] Keidar M., Boyd I., Beilis I. Modeling of a high-power thruster with anode layer. *Phys. Plasmas*, 2004, vol. 11, iss. 4, pp. 1715–1722.
DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1668642>

- [8] Killinger R., Kukies R., Surauer M., et al. ARTEMIS orbit raising inflight experience with ion propulsion. *Acta Astronaut.*, 2003, vol. 53, iss. 4-10, pp. 607–621.
DOI: [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(03\)80022-X](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(03)80022-X)
- [9] Kural A., Levegue N., Welch C., et al. Design of an ion thruster movable grid thrust vectoring system. *Acta Astronaut.*, 2004, vol. 55, iss. 3-9, pp. 421–432.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2004.05.037>
- [10] Yang Zh., Guo H., Bai J., et al. Experimental study of a neutralizer-free gridded ion thruster using radio-frequency self-bias effect. *Plasma Sci. Technol.*, 2023, vol. 25, no. 4, art. 045506. DOI: <https://doi.org/10.1088/2058-6272/aca13f>
- [11] Krejci D., Reissner A. Large number system integration aspects: on orbit data and lessons learnt from launching 144 FEEP propulsion systems. *J. Electr. Propuls.*, 2022, vol. 1, no. 1, art. 30. DOI: <https://doi.org/10.1007/s44205-022-00020-z>
- [12] Huang T., Wu Z., Sun G., et al. Study and modeling of propellant ablation in coaxial ablative pulsed plasma thrusters. *Acta Astronaut.*, 2020, vol. 173, pp. 69–75.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.04.010>
- [13] Manente M., Trezzolani F., Magarotto M., et al. REGULUS: a propulsion platform to boost small satellite missions. *Acta Astronaut.*, 2019, vol. 157, pp. 241–249.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.12.022>
- [14] Takahashi K. Thirty percent conversion efficiency from radiofrequency power to thrust energy in a magnetic nozzle plasma thruster. *Sci. Rep.*, 2022, vol. 12, no. 1, art. 18618. DOI: <https://doi.org/10.1038/s41598-022-22789-7>
- [15] Shinohara S. High-density helicon plasma science. *Series in Plasma Science and Technology*. Singapore, Springer, 2022. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-981-19-2900-7>
- [16] Twarog D., Ryzhkov S.V. Induction of a strong paramagnetic field inside partially ionized and weakly magnetized plasma by the $E \times B$ drift. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Natural Sciences*, no. 5 (80), pp. 45–53.
DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/1812-3368-2018-5-45-53>
- [17] Fedotova K.V., Yagodnikov D.A. Computational study of the wall electrization limiting characteristics at the low-temperature plasma flow. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Natural Sciences*, 2023, no. 1 (106), pp. 145–160 (in Russ.). DOI: <https://dx.doi.org/10.18698/1812-3368-2023-1-145-160>
- [18] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V., Varaksin A.Yu. Computational and experimental modeling in magnetoplasma aerodynamics and high-speed gas and plasma flows (a review). *Aerospace*, 2023, vol. 10, iss. 8, art. 662.
DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace10080662>
- [19] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Numerical simulation of pulsed jets of a high-current pulsed surface discharge. *Comput. Therm. Sci.*, 2021, vol. 13, iss. 2, pp. 45–56.
DOI: <https://doi.org/10.1615/ComputThermalScien.2020034742>
- [20] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Numerical simulation of the interaction of a magneto-inertial fusion target with plasma and laser drivers. *High Temp.*, 2022, vol. 60 (suppl. 1), pp. S7–S15. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0018151X21040143>

- [21] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V., Varaksin A.Yu. The adaptive composite block-structured grid calculation of the gas-dynamic characteristics of an aircraft moving in a gas environment. *Mathematics*, 2022, vol. 10, iss. 12, art. 2130.
DOI: <https://doi.org/10.3390/math10122130>
- [22] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Calculation of plasma dynamic parameters of the magneto-inertial fusion target with combined exposure. *Phys. Plasmas*, 2019, vol. 26, iss. 9, art. 092704. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.5109830>
- [23] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. The qualitative and quantitative study of radiation sources with a model configuration of the electrode system. *Symmetry*, 2021, vol. 13, iss. 6, art. 927. DOI: <https://doi.org/10.3390/sym13060927>
- [24] Shumeiko A.I., Telekh V.D., Mayorova V.I. Development of a novel wave plasma propulsion module with six-directional thrust vectoring capability. *Acta Astronaut.*, 2022, vol. 191, pp. 431–437. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.11.028>
- [25] Lev D., Myers M., Lemmer K., et al. The technological and commercial expansion of electric propulsion. *Acta Astronaut.*, 2019, vol. 159, pp. 213–227.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.03.058>
- [26] Shumeiko A.I., Telekh V.D., Mayorova V.I. Development of a six-directional plasma propulsion module for small satellites. *Proc. 71st IAC*, 2020, vol. 2020.
- [27] Shumeiko A.I., Jarrar F.S., Swei S.S. Development of novel electrodeless plasma thruster with multiple thrust vectoring capability. *Proc. 72nd IAC*, 2021, vol. C4, paper 64834.
- [28] Shumeiko A.I., Telekh V.D. Direct thrust measurements of 2U-sized bi-directional wave plasma thruster. *AIP Adv.*, 2023, vol. 13, iss. 8, art. 170019.
DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0160582>
- [29] Shumeiko A.I., Jarrar F.S., Swei S.S. Advanced wave plasma thruster with multiple thrust vectoring capability. *Proc. AIAA SCITECH Forum*, 2022.
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2022-2190>
- [30] Shumeiko A.I., Telekh V.D., Ryzhkov S.V. Probe diagnostics and optical emission spectroscopy of wave plasma source exhaust. *Symmetry*, 2022, vol. 14, iss. 10, art. 1983.
DOI: <https://doi.org/10.3390/sym14101983>
- [31] Shumeiko A.I., Telekh V.D., Ryzhkov S.V. Starting modes of bi-directional plasma thruster utilizing krypton. *Symmetry*, 2023, vol. 15, no. 9, art. 1705.
DOI: <https://doi.org/10.3390/sym15091705>
- [32] Shumeiko A.I., Swei S.S. Electrodeless plasma thruster concepts for high-power propulsion systems. *Proc. 73rd IAC*, 2022, vol. C4.
- [33] Shumeiko A.I., Telekh V.D. Helicon engine in outboard air as a successful solution for maintaining small space vehicle in orbits up to 200 km. *AIP Conf. Proc.*, 2019, vol. 2171, no. 1, art. 170019. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.5133330>
- [34] Shumeiko A.I., Telekh V.D. Probe diagnostics of the plasma plume created by a magnetic nozzle of an inductively coupled plasma source. *J. Phys. Conf. S.*, 2019, vol. 1393, no. 1, art. 012027. DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1393/1/012027>

- [35] Kihara T. The mathematical theory of electrical discharges in gases. *Rev. Mod. Phys.*, 1952, vol. 24, iss. 1, art. 45. DOI: <https://doi.org/10.1103/RevModPhys.24.45>
- [36] Lisovsky V.A., Yegorenkov V.D. Low-pressure gas breakdown in combined fields. *J. Phys. D Appl. Phys.*, 1994, vol. 27, no. 11, art. 2340. DOI: <https://doi.org/10.1088/0022-3727/27/11/014>
- [37] Smith H.B., Charles C., Boswell R.W. Breakdown behavior in radio-frequency argon discharges. *Phys. Plasmas*, 2003, vol. 10, iss. 3, pp. 875–881. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1531615>
- [38] Radmilović-Radjenić M., Radjenović B. The effect of magnetic field on the electrical breakdown characteristics. *J. Phys. D Appl. Phys.*, 2006, vol. 39, no. 14, art. 3002. DOI: <https://doi.org/10.1088/0022-3727/39/14/019>
- [39] Radmilovic-Radjenovic M., Radjnovic B. The influence of the magnetic field on the electrical breakdown phenomena. *Plasma Sci. Technol.*, 2007, vol. 9, no. 1, art. 45. DOI: <https://doi.org/10.1088/1009-0630/9/1/10>
- [40] Wiebold M., Ren H., Denning C.M., et al. Low-pressure helicon-plasma discharge initiation via magnetic field ramping. *IEEE Trans. Plasma Sci.*, 2009, vol. 37, iss. 11, pp. 2110–2115. DOI: <https://doi.org/10.1109/TPS.2009.2031645>
- [41] Kumar S., Chandra A., John P.I., et al. Study of rf breakdown characteristics in the presence of parallel electric and magnetic fields. *J. Phys. D Appl. Phys.*, 1971, vol. 4, no. 7, art. 959. DOI: <https://doi.org/10.1088/0022-3727/4/7/411>
- [42] Smolyakov A.I., Godyak V., Tyshetskiy Y. Effect of the electron thermal motion on the ponderomotive force in inductive plasma. *Phys. Plasmas*, 2001, vol. 8, iss. 9, pp. 3857–3860. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1386941>

Shumeiko A.I. — Post-Graduate Student, Department of Plasma Power Plants, BMSTU (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Telekh V.D. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Plasma Power Plants, BMSTU (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Shumeiko A.I., Telekh V.D. Ignition process investigation of high-frequency discharge in gas discharge chamber of gas-dynamically open configuration. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Natural Sciences*, 2025, no. 6 (123), pp. 101–119 (in Russ.). EDN: ZATSMF