

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ МАГНЕТРОННОГО РАЗРЯДА В КАЧЕСТВЕ ЭМИТТЕРА ЭЛЕКТРОНОВ В КАТОДЕ-КОМПЕНСАТОРЕ ДЛЯ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Подгуйко Н.А.* , Марахтанов М.К., Хохлов Ю.А.

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2-я Бауманская ул., 5, Москва, 105005, Россия

* e-mail: podguyko.nikolay@mail.ru

Статья поступила в редакцию 08.06.2019

Предметом данной статьи является оценка перспектив применения магнетронного разряда в качестве эмиттера электронов для катода-компенсатора электроракетных двигателей. Оценен энергетический аспект применения магнетронного катода-компенсатора для современных стационарных двигателей. Дана теоретическая оценка минимального рабочего напряжения, которое составило 126 В для магнетронного разряда с медным катодом в атмосфере аргона. Проведено экспериментальное исследование влияния давления плазмообразующего газа на величину рабочего напряжения магнетронного разряда для нескольких вариантов комбинации материал катода – рабочий газ. Минимальное напряжение разряда 160...170 В было получено при работе на смеси аргона с воздухом и использовании алюминиевого катода.

Ключевые слова: магнетронный разряд, катод-компенсатор, электроракетный двигатель, напряжение магнетронного разряда, полый катод.

Введение

Электроракетные двигатели (ЭРД) используются на космических аппаратах (КА) различного назначения для ориентации и стабилизации положения и коррекции орбиты КА. В последнее время они также выполняют задачу довыведения КА с геопереходной орбиты (ГПО) на геостационарную орбиту (ГСО), что позволяет увеличить полезную нагрузку КА [1, 2]. Основными типами применяемых ЭРД являются: электротермические двигатели, стационарные плазменные двигатели (СПД), электростатические ионные двигатели (ЭИД) и абляционные импульсные двигатели. Благодаря наилучшим эксплуатационным характеристикам, таким как удельный импульс, КПД и ресурс, наиболее часто используют стационарные плазменные двигатели и электростатические ионные двигатели [1].

Для работы двигателей типа СПД и ЭИД необходим катод-компенсатор. С его помощью производится нейтрализация электрического заряда ускоренного ионного потока [3]. Применяются два типа катодов-компенсаторов: полый катод с эмиссионной вставкой из гексаборида лантана и полый металлопористый катод на основе вольф-

рамовой губки, пропитанной алюминатом бария-кальция [4]. Рабочим газом для этих катодов как и для СПД и ЭИД, является газ ксенон. Преимущество рассмотренных катодов — высокие плотности электронного тока (рис. 1,а, где J_e — плотность эмиссионного тока; T — температура эмиттера) и относительно низкие затраты мощности (порядка 20 Вт/А). Недостаток обоих катодов — низкая стойкость к химически активным веществам (рис. 1,б) [5].

Одним из основных направлений развития рассматриваемых ЭРД является увеличение их ресурса [6]. Это позволит продлить срок активного существования спутников и использовать ЭРД в качестве маршевых двигателей. Так как рабочий газ ЭРД ксенон отличается дороговизной и относительно сложной системой хранения и подачи, параллельно идет поиск альтернативных рабочих веществ [7]. Перспективным рабочим веществом для СПД считается йод [8—10]. Его применение позволит упростить систему подачи, к тому же стоимость йода в десятки раз ниже стоимости ксенона. Также рассматривается возможность работы СПД на низких околоземных орбитах на заборном воздухе, что исключит зависимость срока

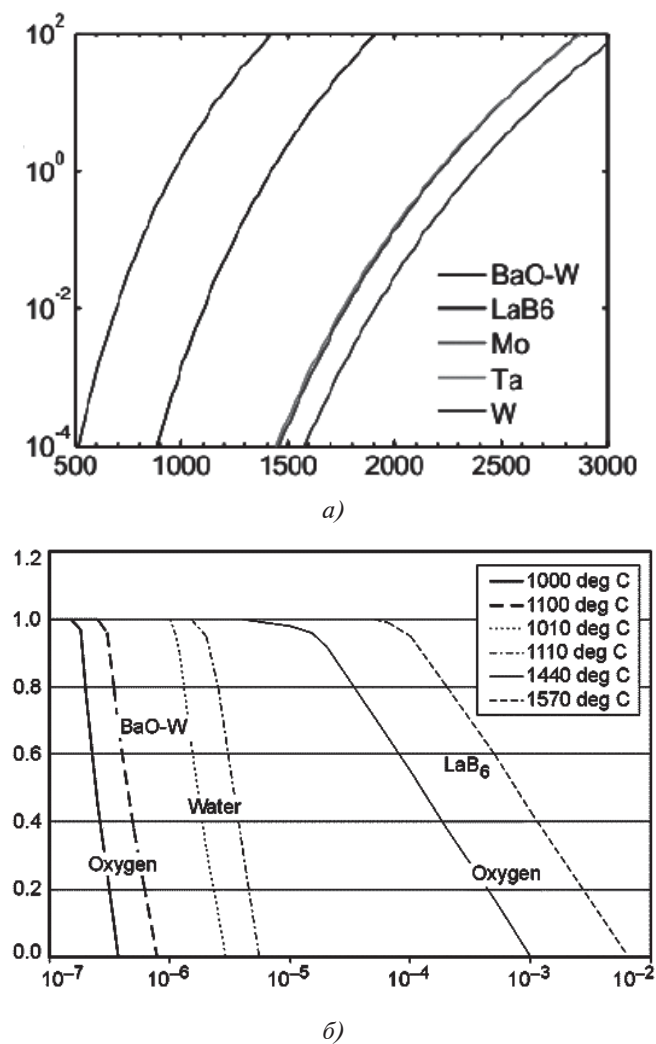


Рис. 1. Эмиссионная способность различных материалов эмиттеров (а); доля возможного тока термоэлектронной эмиссии в зависимости от парциального давления кислорода и воды (б)

активного существования КА от запаса ксенона на борту [11, 12].

Переход на такие топлива, как йод и воздух, сопряжен с необходимостью доработки существующих электродвигательных установок (ЭРДУ). Это связано с химической активностью этих веществ. Наиболее уязвимым узлом ЭРДУ к химически активным веществам является катод-компенсатор. Решением данной проблемы может стать разработка нового катода-компенсатора, устойчивого к химически активным средам. Одним из направлений создания компенсаторов с повышенной химической стойкостью может быть переход от термоэмиссионных катодов с рабочей температурой более 1000 °С к «холодным» полым катодам на основе самостоятельных газовых разрядов. Например, в электронно-лучевых пушках используют эмиттеры электронов с полым катодом

на основе тлеющего разряда или разряда Пеннинга [14].

В данной работе представлен анализ возможности создания катода-компенсатора, устойчивого к химически активным средам, на базе магнетронного разряда. Выбор в пользу именно магнетронного разряда сделан потому, что по сравнению с другими типами самостоятельных разрядов он имеет наименьшие напряжения горения и наибольшие плотности токов. Главным ограничением области применения таких катодов-компенсаторов является высокая энергетическая цена создаваемых электронов. Поэтому для решения вопроса о целесообразности применения таких катодов-компенсаторов заряда ионного пучка СПД важно провести оценку и выбрать пути снижения энергетических затрат на создание электронов в самостоятельном магнетронном разряде.

Рабочие напряжения используемых СПД, например СПД-100 (ОКБ «Факел»), лежат в диапазоне 300–350 В. Но следует отметить, что последние российские и зарубежные разработки направлены на увеличение разрядного напряжения двигателей. Это повышает экономичность (высокие удельные импульсы) и КПД. Существуют лабораторные и летные модели СПД с рабочими напряжениями 500–1000 В [15, 16]. Характеристики наиболее перспективных моделей приведены в таблице.

КПД большинства современных СПД лежит в диапазоне 45–60 %, а КПД некоторых лабораторных моделей перспективных мощных (до 100 кВт) СПД приближается к 70% [17].

КПД двигателя

$$\eta = \frac{P_F}{P_0}, \quad (1)$$

где P_F – мощность тяги; P_0 – подводимая к СПД электрическая мощность.

Упрощенно можно записать, что $P_0 = I_d U_d$, где I_d – разрядный ток двигателя; U_d – разрядное напряжение. Для токовой и зарядовой компенсации [3] электронный ток катода-компенсатора должен быть равен разрядному току СПД. Для магнетронного катода-компенсатора можно считать, что вытягиваемый электронный ток равен разрядному [18], а затрачиваемая мощность $P_k = I_{dk} U_{dk}$, где I_{dk} – разрядный ток магнетронного катода; U_{dk} – разрядное напряжение магнетронного катода. Тогда снижение КПД из-за использования магнетронного катода-компенсатора можно записать в виде

Характеристики высоковольтных СПД

ЭРД	Плас-120		PPS-5000
Мощность, Вт	3800	6000	До 6500
Ток разряда, А	12,6	7,2	4...20
Напряжение разряда, В	300	855	300...1000
Тяга, мН	226	216	335 (6 кВт/300 В)
Удельный импульс тяги, с	1877	2990	3240(6,5 кВт/1 кВ)
КПД, %	61	52	58 (5 кВ/650 В)

$$\Delta\eta = \frac{P_F}{P_0 + P_k} - \frac{P_F}{P_0} \tag{2}$$

Учитывая равенство разрядных токов двигателя и магнетронного катода-компенсатора и обозначив отношение разрядных напряжений

$$k = \frac{U_{dk}}{U_d}, \text{ получим}$$

$$\Delta\eta = -\eta \frac{k}{1+k} \tag{3}$$

На рис. 2 с помощью формулы (3) построены несколько кривых, соответствующих потерям КПД в зависимости от разрядного напряжения магнетронного катода-компенсатора при различных рабочих напряжениях двигателя.

Как показано на рисунке при типичном напряжении горения магнетронного разряда в катоде 300В потери КПД ЭРДУ составят 27% для ра-

бочего напряжения двигателя 300В, 21% — для 500В и 15% — для 800В. Понятно, что чем ниже рабочее напряжение магнетронного разряда и выше напряжение двигателя, тем меньше потери КПД при использовании нового катода.

Наибольшие рабочие напряжения перспективных двухрежимных СПД составляют 500—800 В. Если с целью повышения ресурса и стойкости катода-компенсатора к химически активным рабочим веществам можно пожертвовать 10% КПД двигательной установки, то рабочее напряжение магнетронного катода-компенсатора необходимо снизить до 120—180 В.

Теоретическая часть

Выполним оценку минимально возможного напряжения горения разряда магнетрона. Для этого рассмотрим упрощенную модель магнетронного разряда, в которой будем считать, что магнитное и электрическое поле постоянны в про-

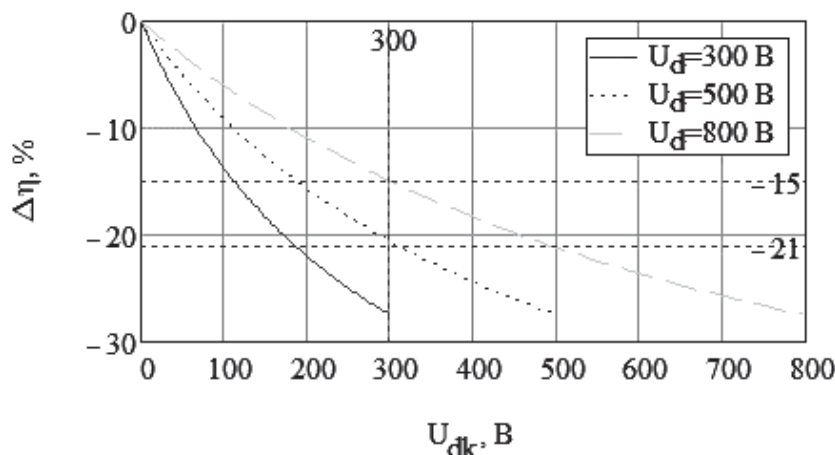


Рис. 2. Кривые потерь КПД при использовании магнетронного катода-компенсатора от разрядного напряжения катода при различных рабочих напряжениях двигателя: U_d – рабочее напряжение двигателя; U_{dk} – рабочее напряжение магнетронного катода

странстве и во времени и перпендикулярны друг другу.

На рис. 3 упрощенно показан дрейф электронов и процесс образования ионов в магнетронном разряде. Величина λ_i соответствует средней длине свободного пробега электронов поперек магнитного поля между ионизационными столкновениями, $e\Delta U_i$ – затратам энергии электрона на ионизацию атома плазмообразующего газа, где ΔU_i – падение напряжения на длине λ_i .

Исходя из этого условия, можно оценить минимальное напряжение разряда магнетрона и минимальную величину магнитного потока над поверхностью мишени магнетрона, необходимые для существования самостоятельного магнетронного разряда.

Для оценки будем считать, что при каждом столкновении (как неупругом, так и упругом) электрона с атомом плазмообразующего газа он перемещается на расстояние от катода, равное высоте циклоиды h_c , при движении по которой

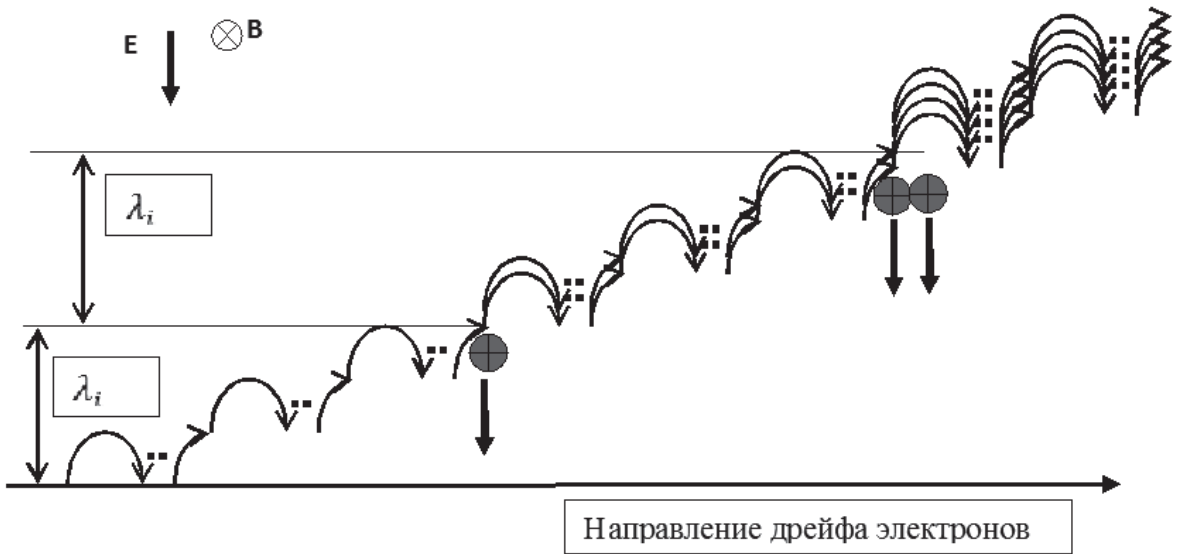


Рис. 3. Дрейф электронов и процесс образования ионов в магнетронном разряде

Количество ионов, образующихся в процессе прохождения электрона вторичной эмиссии от катода до анода магнетронного разряда, можно записать как сумму геометрической прогрессии:

$$N_i = 1 + 2 + 4 + \dots + 2^{n-1}, \quad (4)$$

где n – количество членов прогрессии, равное количеству ионизационных столкновений электрона вторичной эмиссии, в процессе движения от катода к аноду.

Для поддержания самостоятельного магнетронного разряда необходимо, чтобы выполнялось условие

$$\gamma N_i \geq 1, \quad (5)$$

где γ – коэффициент вторичной электрон-ионной эмиссии материала катода магнетрона при взаимодействии с ионами плазмообразующего газа.

максимальная энергия электрона равна энергии ионизации атома W_i . То есть энергия электрона

$$E_e = \frac{m_e v_{\max}^2}{2} = W_i,$$

а при движении электрона по циклоиде $v_{\max} = 2v_d$. Тогда:

$$h_c = 2R_c = 2 \frac{v_d}{\omega_c} = 2 \sqrt{\frac{W_i}{2m_e eB}}, \quad (6)$$

где R_c – циклотронный радиус; v_d – дрейфовая скорость электрона; ω_c – циклотронная частота; m_e – масса электрона; e – заряд электрона; B – величина магнитного поля.

Средняя длина свободного пробега электронов поперек магнитного поля между ионизационными столкновениями $\lambda_i = \frac{v_{\Sigma}}{v_i} h_c$, а протяженность зоны разряда

$$L = n \frac{v_{\Sigma}}{v_i} h_c, \quad (7)$$

где $\frac{v_{\Sigma}}{v_i}$ — отношение суммарной частоты упругих

и неупругих столкновений к средней частоте ионизирующих столкновений электронов с атомами,

$$\frac{v_{\Sigma}}{v_i} = 6 \text{ для Ar.}$$

Из этого выражения можно получить формулу для оценки минимальной величины магнитного потока над поверхностью мишени магнетрона:

$$LB \geq n \frac{v_{\Sigma}}{v_i} 2 \sqrt{\frac{W_i}{2m_e}} \frac{m_e}{e}. \quad (8)$$

Аналогично можно записать выражение для минимального напряжения разряда магнетрона:

$$V_d = n \frac{v_n}{v_i} \varphi_i, \quad (9)$$

где $\frac{v_n}{v_i}$ — отношение частот неупругих взаимодей-

ствий к ионизационным.

Получим нижний предел по напряжению в рамках данной модели для магнетронного разряда с медной мишенью в среде аргона. Воспользуемся эмпирической формулой для расчета коэффициента вторичной ион-электронной эмиссии [19]:

$$\gamma = 0,016(\varphi_i - 2A), \quad (10)$$

где φ_i — потенциал ионизации газа; A — работа выхода электрона из материала катода.

Тогда $\gamma = 0,11$ ($\varphi_i(\text{Ar}) = 15,7$ эВ, $A(\text{Cu}) = 4,36$ эВ). Из соотношения (5), округляя в большую сторону, $N_i = 10$, а из (4) $n = 4$. В итоге, при-

нимая $\frac{v_n}{v_i} = 2$, получим $V_d = 126$ В.

По формуле (8) рассчитаем минимальный магнитный поток над мишенью, необходимый для существования разряда:

$$LB \geq 4 \cdot 6 \cdot 2 \sqrt{\frac{15,7 \cdot 1,6 \cdot 10^{-19}}{2 \cdot 9,1 \cdot 10^{-31}}} \frac{9,1 \cdot 10^{-31}}{1,6 \cdot 10^{-19}} = \\ = 3,2 \cdot 10^{-4} \text{ Тл} \cdot \text{м}.$$

Используя формулы (4), (5) и (9), можно получить зависимость напряжения горения магнетронного разряда от коэффициента вторичной ион-электронной эмиссии (ВИЭЭ) γ . На рис. 4 представлен график данной зависимости, полученной численным методом. Параметр n в уравнении (4) полагается целой величиной исходя из физического смысла.

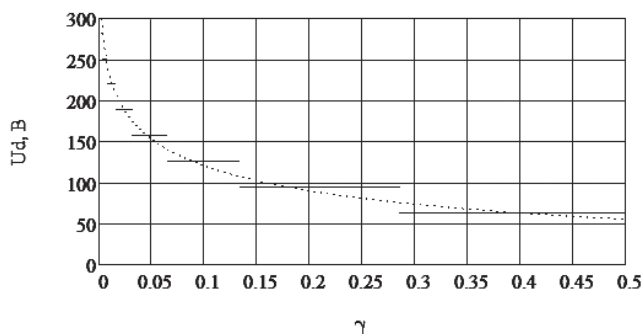


Рис. 4. Зависимость напряжения горения магнетронного разряда U от коэффициента вторичной ион-электронной эмиссии γ : сплошные линии — минимальное разрядное напряжение по упрощенной модели; пунктирная линия — линия тренда

Приведенная модель не учитывает влияние давления плазмообразующего газа на параметры разряда.

В [20] обсуждается влияние эффекта «обратного захвата» электронов катодом в магнетронном разряде на эффективное значение коэффициента γ и величину разрядного напряжения. Представленные в этой работе результаты показывают, что при более высоком давлении вероятность повторного захвата электронов уменьшается, поскольку испускаемые электроны имеют более высокую вероятность взаимодействия с газом разряда, что приводит к потере энергии. Следовательно, испускаемые электроны не могут вернуться к катоду. Таким образом, чем выше давление, тем выше эффективный коэффициент ВИЭЭ и ниже напряжение горения.

Влияние магнитного поля на напряжение разряда известно из практики использования этого разряда в системах магнетронного распыления. По мере распыления катода и углубления зоны эрозии напряжение разряда падает, что объясняется локальным увеличением значения магнитной индукции и как следствие — более эффективной ионизации рабочего газа.

Экспериментальная часть

Исследование магнетронного разряда проводилось на экспериментальной установке, созданной на базе вакуумного поста «Булат-6». В состав установки входят: роторно-пластинчатый насос ВМ-18Г, высоковакуумный паромасляный насос НД-250, вакуумметр ВИТ-3 с ионизационным преобразователем ПМИ-2, вакуумный датчик термосопротивления АРGX-М, магнетрон на постоянных магнитах с охлаждаемыми катодом и анодом (рис. 5,а), сменные катоды-мишени диаметром 61 мм: сплошная мишень из меди (рис. 5,б) и медная изложница с напаянным оловом (рис. 5,в), источник питания мощностью до 2 кВт, система напуска газа СНА-2, термopара, датчик расхода воды, автоматическая система сбора экспериментальных данных.

Были поставлены следующие цели проведения экспериментов: определение зависимости напряжения горения разряда от давле-

ния плазмообразующего газа, комбинации материал катода – рабочий газ, расстояния катод-анод.

Эксперименты проводили при постоянном токе разряда магнетронной распылительной системы (МРС), равном 1 и 0,5 А. Давление плазмообразующего газа изменяли в пределах 0,13–133 Па. Были проведены несколько серий экспериментов с различными расстояниями катод-анод. При этом минимально возможное расстояние равнялось 14 мм, максимальное – 61 мм. Были проведены эксперименты для четырех комбинаций материал катода – рабочий газ: медь – аргон; олово – аргон; олово – смесь аргона с воздухом; алюминий – смесь аргона с воздухом. На рис. 6 представлены фотографии МРС в экспериментах.

В результате обработки экспериментальных данных были получены графические зависимости напряжения горения разряда от давления в камере при токе 1 и 0,5 А и расстоянии катод-анод 24 мм для медной мишени в среде аргона (рис. 7).

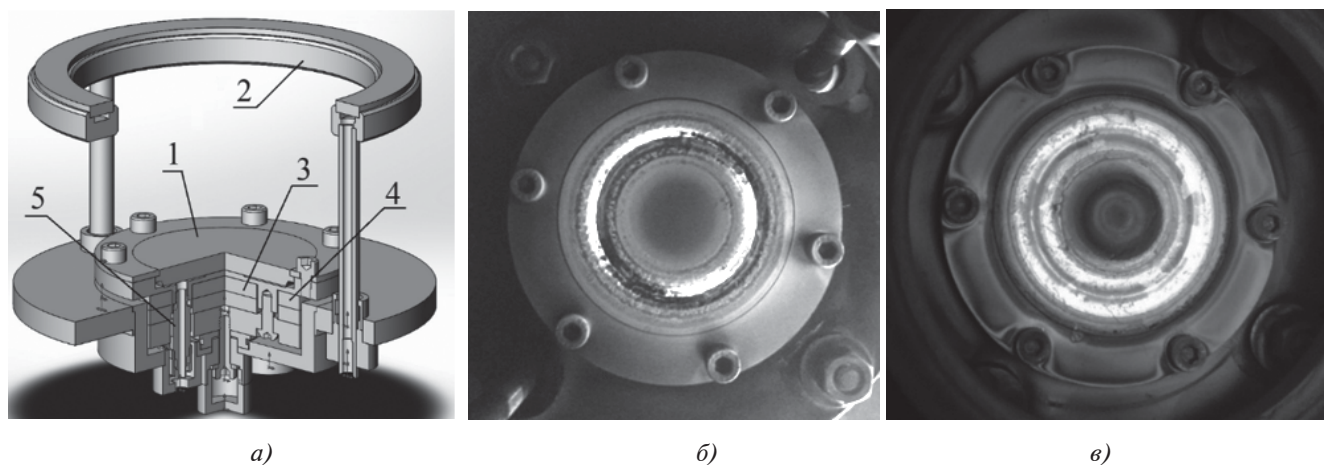


Рис. 5. Экспериментальный магнетрон: а – 3D-модель магнетрона; б – сплошная мишень из меди; в – медная изложница с напаянным оловом

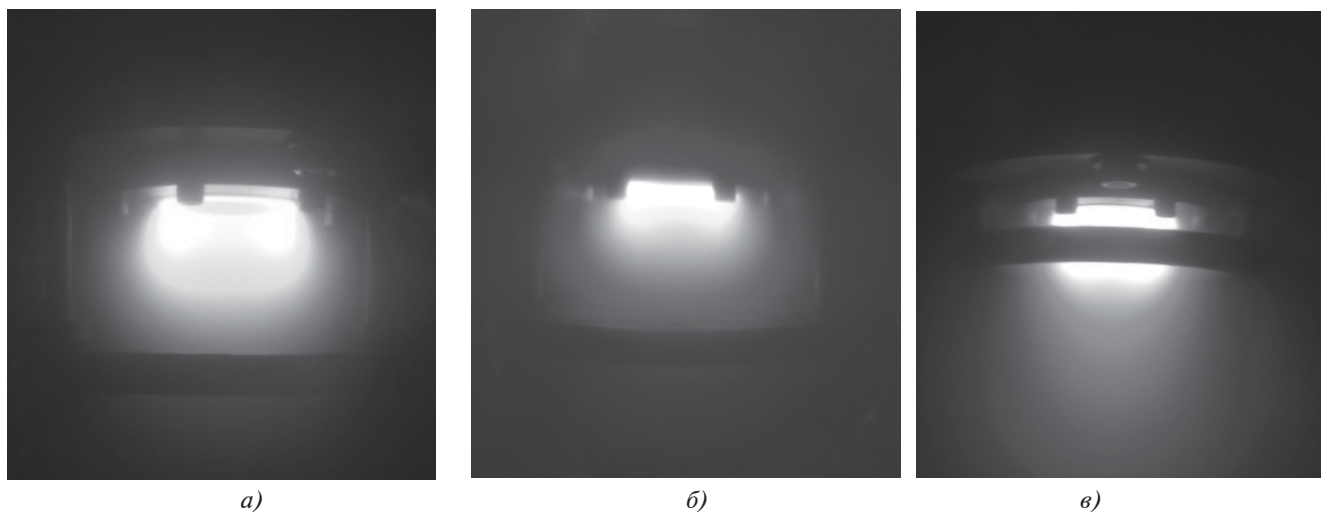


Рис. 6. Фотография разрядов МРС в эксперименте: а – материал катода – медь, рабочий газ – аргон; б – материал катода – олово, рабочий газ – аргон; в – материал катода – олово, рабочий газ – смесь аргона с воздухом

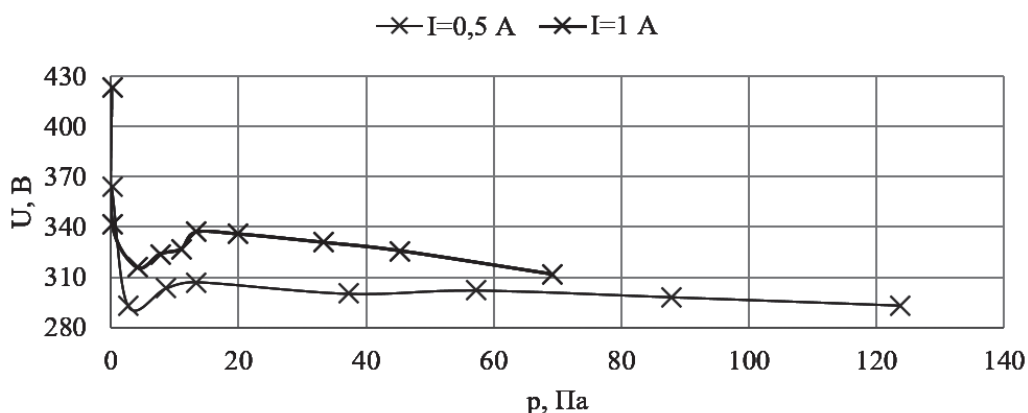


Рис. 7. Зависимости напряжения горения магнетронного разряда от давления в камере при токе 0,5 и 1 А

Как видно из рисунка, напряжение разряда составляет 320—345 В при 1 А разрядного тока и 285—305 В при токе 0,5 А.

Обработка результатов экспериментов с оловянной и алюминиевой мишенями заключалась в нахождении минимального разрядного напряжения, соответствующего некоторому значению суммарного давления смеси аргона и воздуха. На рис. 8 приведен пример зависимости разрядного напряжения от суммарного давления смеси аргона с воздухом для магнетронного разряда с оловянной мишенью. Начальное давление аргона — 4 Па (далее не изменялось). Суммарное давление смеси изменяли путем изменения расхода воздуха. Расстояние катод-анод — 61 мм.

Далее были получены зависимости значений напряжения от начального давления аргона и соответствующих давлений смеси. На рис. 9 представлены зависимости напряжения горения разряда от давления для четырех комбинаций материал катода — рабочий газ при токе разряда 0,5 А. Точки на кривой «Олово-аргон» соответствуют начальным значениям давления аргона, точки «Олово-аргон-воздух» — давлениям смеси аргона с воздухом.

Из графиков на рис. 7—9 следует, что в диапазоне рабочих давлений 4—7 Па существует локальный минимум напряжения горения разряда. При дальнейшем увеличении давления плазмообразующего газа напряжение растет, а затем снова убывает.

В экспериментах с оловянной и алюминиевой мишенями зависимость напряжения горения разряда от давления имеет такую же форму, как в случае с медной. Однако напряжение в каждой точке кривой имеет меньшее значение (рис. 9). Это связано с меньшим значением работы выхода электрона для олова в сравнении с медью. Наименьшее значение работы выхода среди испытанных материалов имеет алюминий. При подаче определенного расхода воздуха в камеру напряжение горения разряда снижается еще больше (рис. 9). При каждом значении парциального давления аргона существует определенное парциальное давление воздуха, при котором напряжение минимально. Это явление можно объяснить образованием на поверхности оловянной мишени пленок оксида и нитрида олова, которые имеют еще более низкую работу выхода электрона. Но чрезмерный избыток воздуха снова увеличивает на-

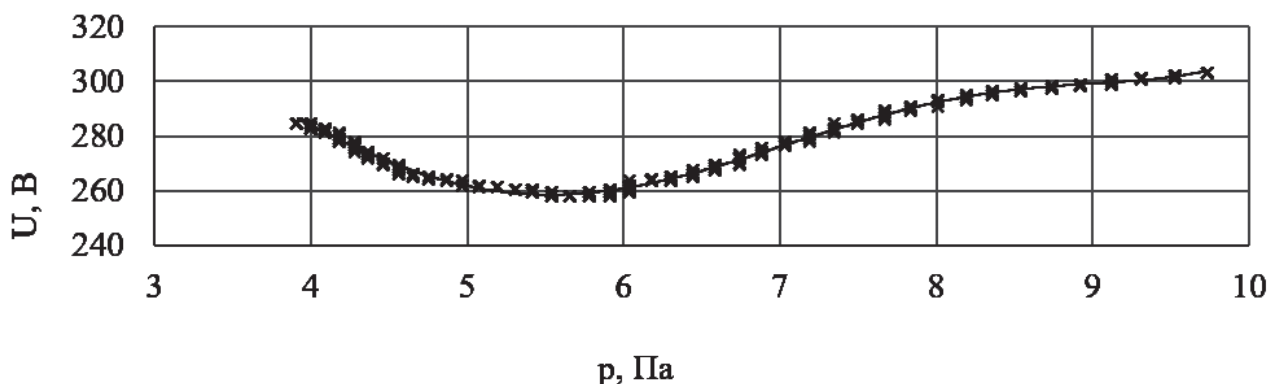


Рис. 8. Пример зависимости разрядного напряжения от суммарного давления смеси аргона с воздухом для магнетронного разряда с оловянной мишенью

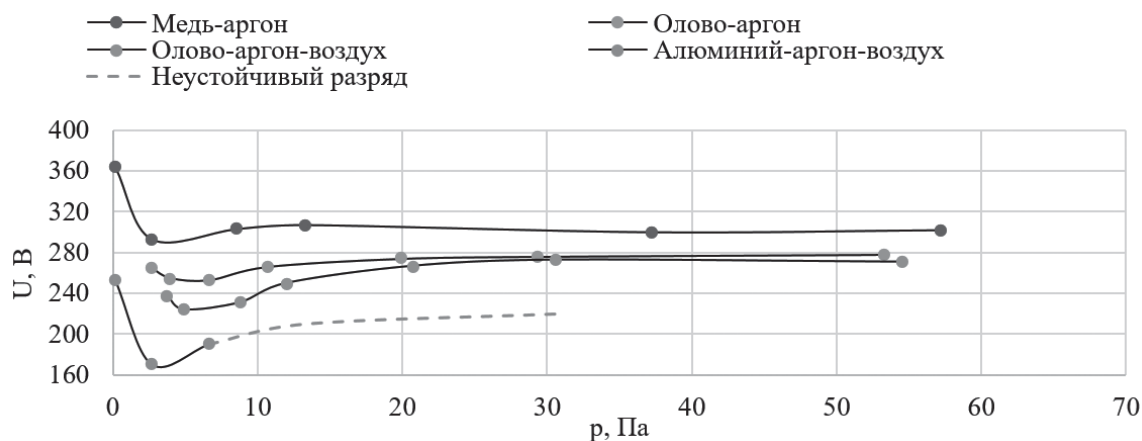


Рис. 9. Зависимости разрядного напряжения от давления аргона и смеси аргона с воздухом (для кривой «Олово-аргон-воздух») для магнетронных разрядов с медной и оловянной мишенями

пряжение горения. Это связано с тем, что количество ионов азота и кислорода, бомбардирующих мишень, становится сравнимым с количеством ионов аргона, а потенциал ионизации атомов азота и кислорода ниже. Несмотря на более низкую работу выхода пленок нитрида и оксида олова такие ионы выбивают меньшее количество электронов (коэффициент вторичной эмиссии ниже), которых теперь не хватает для поддержания прежнего уровня напряжения.

В экспериментах с положением катод-анод установлено, что расстояние от поверхности катода до верхней поверхности анода влияет на напряжение горения разряда во всем диапазоне рабочих давлений (рис. 10). Существует оптимальное расстояние катод-анод, при котором напряжение горения минимально. Для данной конструкции магнетрона это расстояние 20–25 мм. Напряжение горения разряда при этом на медной мишени равно 299 В, на оловянной мишени с чистым аргоном – 253 В, со смесью с оптимальным количеством воздуха – 224 В.

Выводы

Развитие стационарных плазменных двигателей в области применения новых рабочих веществ требует решения проблемы чувствительности катодных узлов к химически активным веществам. Предлагается использовать магнетронный разряд в качестве источника электронов катодного узла. Обзор современных стационарных плазменных двигателей показал, что при условии обеспечения работы магнетронного разряда в катодном узле на напряжениях 120–180 В снижение КПД двигательной установки составит не более 10%.

Упрощенная математическая модель магнетронного разряда дает минимальный порог по напряжению в 126 В для пары медь-аргон. Такая оценка укладывается в необходимый для практического применения диапазон напряжений. Теоретические и практические исследования показали, что на напряжение разряда можно воздействовать несколькими параметрами: давлением плазмообразующего газа, комбинацией материал катода – рабочий газ, индукцией магнитного поля.

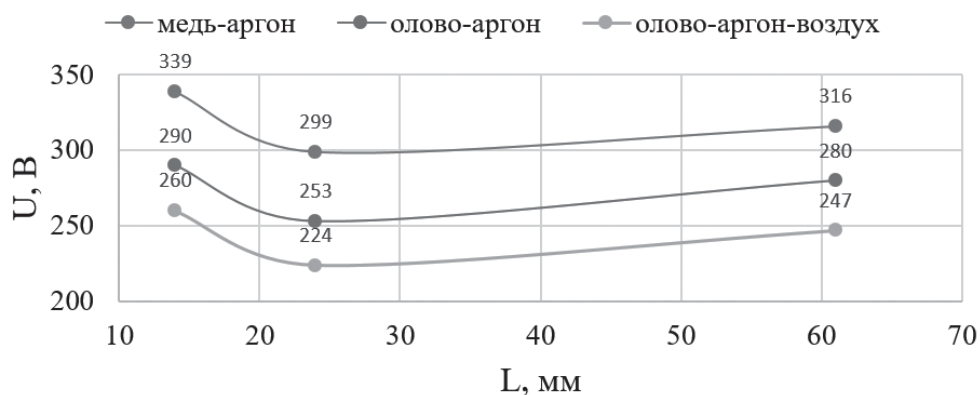


Рис. 10. Зависимости разрядного напряжения от расстояния катод-анод при токе разряда 0,5А и оптимальных значениях рабочего давления для трех комбинаций материал катода – рабочий газ

В результате исследований на комбинации материал катода – алюминий и рабочий газ – смесь аргона с воздухом было получено минимальное напряжение разряда 160–170 В при давлении 2...4 Па и токе разряда 1 А. Проведенное исследование позволило сделать выводы и рекомендации для разработки магнетронного катода-компенсатора:

1. Конструкция катода должна обеспечивать оптимальные значения магнитного потока над поверхностью катода и давления рабочего газа в области разряда для эффективной работы (минимальное напряжение).

2. Необходим поиск оптимальной пары материал катода – рабочий газ для обеспечения минимальной цены электрона.

Библиографический список

1. *Гусев Ю.Г., Пильников А.В.* Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе // Труды МАИ. 2012. № 60. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35385>
2. *Бойкачев В.Н., Гусев Ю.Г., Жасан В.С., Ким В.П., Мартынов М.Б., Мурашко В.М., Нестерин И.М., Пильников А.В., Попов Г.А.* О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10...30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД 140Д // Космическая техника и технология. 2014. № 1(4). С. 48–59.
3. *Гришин С.Д.* Основы теории электрических ракетных двигателей: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1999. — 181 с.
4. *Pedrini D.F., Ducci C.C., Misuri T., Paganucci F., Andrenucci M.* Hollow cathodes development at sitael // Space propulsion 2016, Marriott park hotel, Rome, Italy, 02-06 May 2016.
5. *Goebel D.M., Watkins R.M., Jameson K.K.* LaB6 hollow cathodes for ion and Hall thrusters // Journal of Propulsion and Power. 2007. Vol. 23. No 3, pp. 552–558. URL: 10.2514/1.25475
6. *Ким В.П.* Стационарные плазменные двигатели в России: проблемы и перспективы // Труды МАИ. 2013. № 60. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35374>
7. *Shagayda A.A.* On scaling of Hall effect thrusters // IEEE Transactions on Plasma Science. 2015. Vol. 43. No. 1, pp. 12–28. DOI: 10.1109/TPS.2014.2315851
8. *Szabo J., Robin M., Paintal S., Pote B., Hruby V., Freeman C.* Iodine propellant space propulsion // The 33rd International Electric Propulsion Conference (The George Washington University, USA, 6-10 October 2013). IEPC Paper. 2013. № 311.
9. *Kamhawi H., Benavides H.G., Hickman T., Smith T.* Overview of iodine propellant Hall thruster development activities at NASA glenn research center // 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2016. URL: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2013index/xi1i0x3l.pdf
10. *Островский В.Г., Смоленцев А.А., Шербина П.А.* Йод как альтернативное рабочее тело электроракетных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5-4(47). С. 131–136.
11. *Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Рязанов В.А., Шилов С.О.* О возможности использования холловского двигателя на забортном воздухе для удержания космического аппарата на низкой околоземной орбите // Наука и образование: научное издание МГТУ им. НЭ Баумана. 2016. № 12. С. 57–71. DOI: 10.7463/1216.0852758
12. *Марахтанов М.К., Пильников А.В.* О возможности применения солнечной электрореактивной двигательной установки на низкоорбитальных малых космических аппаратах // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 26–39.
13. *Смирнов П.Е., Хартов С.А., Кашулин А.П.* Экспериментальное исследование работы катода-нейтрализатора с высокочастотным разрядом // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 117–124.
14. *Окс Е.М.* Источники электронов с плазменным катодом: физика, техника, применения. — Томск: Изд-во НТЛ, 2005. — 216 с.
15. *Bernikova M.Yu., Gopanchuk V.V.* Parametric family of the PlaS-type thrusters: development status and future activities // The 35th International Electric Propulsion Conference IEPC-2017 (Georgia Institute of Technology, USA, 08–12 October 2017).
16. *Duchemin O., Rabin J., Balika L., Diome M., Lonchard J.M., Cavelan X., Boniface C., Liénart T.* Development Status of the PPS@5000 Hall Thruster Unit // The 35th International Electric Propulsion Conference IEPC-2017 (Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, 08–12 October 2017).
17. *Hall S.J., Jorns B.A., Gallimore A.D., Kamhawi H., Haag T.W., Mackey J. A., Gilland J.H., Peterson P.Y., Baird M.J.* High-power performance of a 100-kW class nested Hall thruster // The 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017 (Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, 08–12 October 2017), 48 p.
18. *Достанко А.П., Голосов Д.А.* Разрядные и эмиссионные характеристики плазменного источника электронов на основе разряда в скрещенных E x H полях с различным материалом катода // Журнал технической физики. 2009. Т. 79. № 10. С. 53–58.
19. *Райзер Ю.П.* Физика газового разряда. — М.: Наука, 1992. — 536 с.
20. *Depla D., Mahieu S., De Gryse R.* Magnetron sputter deposition: Linking discharge voltage with target properties // Thin Solid Films. 2009. Vol. 517. No. 9, pp. 2825–2839. DOI: 10.1016/j.tsf.2008.11.108

MAGNETRON DISCHARGE APPLICATION PROSPECTS AS AN ELECTRONS EMITTER IN CATHODE-COMPENSATOR FOR ELECTRIC PROPULSION THRUSTERS

Podguiko N.A.* , Marakhtanov M.K., Khokhlov Yu.A.

Bauman Moscow State Technical University,
MSTU, 5, 2-nd Baumanskaya str., Moscow, 105005, Russia
* e-mail: podguyko.nikolay@mail.ru

Abstract

The subject of the presented article consists in assessing the prospects of magnetron discharge application as an electrons emitter for electric propulsion thruster cathode-compensator. This theme relevance is associated with the development of new stationary plasma thrusters (SPT) for the spacecraft operating on iodine, as well as low-orbit spacecraft employing outboard air as a working substance.

The paper assesses the energy aspect of magnetron cathode-neutralizer application for modern stationary thrusters. The highest operating voltages of the prospective dual-mode SPTs are 500–800 V. If a ten percent sacrifice of the propulsion system efficiency is possible with the view of increasing the service life and chemical resistance of the cathode-neutralizer, then the operating voltage of the magnetron cathode should be reduced to 120–180 V.

The article proposes a mathematical model of a magnetron discharge, on which basis a theoretical estimation of the magnetron minimum operation voltage and its dependence on the secondary ion-electron emission coefficient is presented. For a magnetron discharge with a copper cathode in the argon atmosphere, the minimum operating voltage equaled to 126 V. Besides, the minimum magnetic flux necessary for the discharge existence was computed.

An experimental study of plasma-forming gas pressure impact on the operating voltage value of the magnetron discharge was conducted for several options of the cathode material–working gas combination. These combinations were copper – argon, stannum – argon, stannum – argon-air mixture and aluminum – argon-air mixture. Minimum discharge voltage of 160–170 V was obtained when operating on an argon-air mixture and employing an aluminum cathode.

The performed studies allowed making the following inferences and recommendations:

1. Cathode design should ensure optimal values of both the magnetic flux above the cathode surface and working gas pressure in the discharge area for the effective operation (minimum voltage).

2. One of the ways to the electron cost in the magnetron cathode is the optimal combination of the cathode material and working gas ensuring minimum discharge voltage.

Keywords: magnetron discharge, cathode-neutralizer, electric propulsion thruster, magnetron discharge voltage, hollow cathode.

References

1. Gusev Yu.G., Pil'nikov A.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 60. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35385>
2. Boikachev V.N., Gusev Yu.G., Zhasan V.S., Kim V.P., Martynov M.B., Murashko V.M., Nesterin I.M., Pil'nikov A.V., Popov G.A. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2014, no. 1(4), pp. 48-59.
3. Grishin S.D. *Osnovy teorii elektricheskikh raketnykh dvigatelei* (Electric propulsion thruster theory fundamentals), Moscow, MGTU im. N. E. Bauman, 1999, 181 p.
4. Pedrini D.F., Ducci C.C., Misuri T., Paganucci F., Andrenucci M. Hollow cathodes development at sitael. *Space propulsion 2016* (Marriott park hotel, Rome, Italy, 02-06 May 2016).
5. Goebel D.M., Watkins R.M., Jameson K.K. LaB6 hollow cathodes for ion and Hall thrusters. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, vol. 23, no. 3, pp. 552-558. URL: 10.2514/1.25475
6. Kim V.P. *Trudy MAI*, 2013, no. 60. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35374>
7. Shagayda A.A. On scaling of Hall effect thrusters. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2015, vol. 43, no. 1, pp. 12-28. DOI: 10.1109/TPS.2014.2315851
8. Szabo J., Robin M., Paintal S., Pote B., Hruby V., Freeman C. Iodine propellant space propulsion. *The 33rd International Electric Propulsion Conference (The George Washington University, USA, 6-10 October 2013)*. IEPC Paper 2013-311.
9. Kamhawi H., Benavides H.G., Hickman T., Smith T. Overview of iodine propellant Hall thruster development activities at NASA glenn research center. *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. Paper 2016-4729.
10. Ostrovskii V.G., Smolentsev A.A., Shcherbina P.A. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo*

- universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta), 2014, no. 5-4(47), pp. 131-136.
11. Dukhopel'nikov D.V., Ivakhnenko S.G., Ryazanov V.A., Shilov S.O. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. NE Baumana*, 2016, no. 12, pp. 57-71. DOI: 10.7463/1216.0852758
 12. Marakhtanov M.K., Pil'nikov A.V. On solar electric propulsion system application possibility for low-orbit small spacecraft. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 26-39.
 13. Smirnov P.E., Khartov S.A., Kashulin A.P. Experimental study of radiofrequency cathode-neutralizer. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 117-124.
 14. Oks E.M. *Istochniki elektronov s plazmennym katodom: fizika, tekhnika, primeneniya* (Sources of electrons with plasma cathode: physics, engineering, applications), Tomsk, NTL, 2005, 216 p.
 15. Bernikova M.Yu., Gopanchuk V.V. Parametric family of the PlaS-type thrusters: development status and future activities. *The 35th International Electric Propulsion Conference IEPK-2017 (Georgia Institute of Technology, USA, 08-12 October 2017)*.
 16. Duchemin O., Rabin J., Balika L., Diome M., Lonchard J.M., Cavelan X., Boniface C., Lénart T. Development Status of the PPS®5000 Hall Thruster Unit. *The 35th International Electric Propulsion Conference IEPC-2017 (Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, 08-12 October 2017)*.
 17. Hall S.J., Jorns B.A., Gallimore A.D., Kamhawi H., Haag T.W., Mackey J. A., Gilland J.H., Peterson P.Y., Baird M.J. High-power performance of a 100-kW class nested Hall thruster. *The 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017 (Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, 08-12 October 2017)*, 48 p. Paper 2017-228.
 18. Dostanko A.P., Golosov D.A. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 2009, vol. 79, no. 10, pp. 53-58.
 19. Raizer Yu.P. *Fizika gazovogo razryada* (Gas discharge physics), Moscow, Nauka, 1992, 536 p.
 20. Depla D., Mahieu S., De Gryse R. Magnetron sputter deposition: Linking discharge voltage with target properties. *Thin Solid Films*, 2009, vol. 517, no. 9, pp. 2825-2839. DOI: 10.1016/j.tsf.2008.11.108