

Научная статья  
УДК 537.533.2  
DOI: 10.34759/vst-2022-1-109-117

## ИССЛЕДОВАНИЕ ХОЛОДНОГО ПОЛОГО МАГНЕТРОННОГО КАТОДА ДЛЯ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Николай Андреевич Подгуйко<sup>1</sup> ✉, Михаил Константинович Марахтанов<sup>2</sup>,  
Александр Вениаминович Семенкин<sup>3</sup>, Юрий Александрович Хохлов<sup>4</sup>

<sup>1,2,3,4</sup>Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,  
Москва, Россия

<sup>1</sup>podguyko.nikolay@mail.ru ✉

**Аннотация.** Предметом данной статьи является холодный полый магнетронный катод для электроракетного двигателя. Обсуждается возможность использования холодного полого магнетронного катода в качестве катода-компенсатора электроракетного двигателя на альтернативных топливах, таких как йод и воздух. Представлено экспериментальное исследование конструкции холодного полого магнетронного катода для электроракетного двигателя. Были исследованы факторы, влияющие на энергетическую эффективность магнетронного катода: расход рабочего газа, величина магнитного поля в полом катоде, комбинация катодного материала и рабочего газа. Показано, что рабочие характеристики устройства существенно зависят от материала катода и типа рабочего газа. Для демонстрации возможности прикладного использования катода в качестве катода-компенсатора для электроракетных двигателей были получены рабочие характеристики устройства при работе на газах ксеноне и воздухе.

**Ключевые слова:** холодный полый магнетронный катод для электроракетного двигателя, катод-компенсатор электроракетного двигателя, магнетронный разряд, энергетическая эффективность катода электроракетного двигателя, йод как рабочее вещество электроракетного двигателя, воздух как рабочее вещество электроракетного двигателя

**Для цитирования:** Подгуйко Н.А., Марахтанов М.К., Семенкин А.В., Хохлов Ю.А. Исследование холодного полого магнетронного катода для электроракетного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 109-117. DOI: 10.34759/vst-2022-1-109-117

Original article

## STUDYING COLD HOLLOW MAGNETRON CATHODE FOR ELECTRIC THRUSTER

Nikolai A. Podguiko<sup>1</sup> ✉, Mikhail K. Marakhtanov<sup>2</sup>, Aleksandr V. Semenkin<sup>3</sup>, Yurii A. Khokhlov<sup>4</sup>

<sup>1,2,3,4</sup>Bauman Moscow State Technical University (BMSTU), Moscow, Russia

<sup>1</sup>podguyko.nikolay@mail.ru ✉

### Abstract

Electron sources have found their application in many fields of science and technology. In ion-plasma technologies and electro-propulsion engines (EPE), the electron source is applied as a cathode-neutralizer. Besides, it is employed as a plasma contactor that ensures the electric charge discharging from the body of a spacecraft, such as the (International Space Station) ISS.

Most electron sources, being applied, are based on the thermionic emission phenomenon. The disadvantage of such emitters is many factors limiting their resource. The resource of such electron sources decreases even more when the latter are employed in the processes with reactive gases.

However, there are gas-discharging electron sources or plasma cold-cathode electron sources. A glow discharge or a Penning discharge are being most often used in such sources. The effect of a hollow cathode is being used as well. Thus, such an emitter is referred to as a cold hollow cathode (CHC) in many applications. The disadvantage of the CHC based on self-sustained gas discharges is high operating voltages.

The CHC presents interest when working with reactive gases. The studies of alternative working substances for electric thruster (air, iodine) require the design further development of the thrusters including cathodes.

The presented work conducts the studies of the cold hollow magnetron cathode performance (CHMC) for the electric thruster, and performs energy efficiency comparison of various cathode material – working gas combinations.

The following factors affecting the CHMC energy efficiency were studied in the presented work:

1. The working gas flow rate. The article shows that maximum energy efficiency is being achieved by maximum possible flow rate of the working gas.

2. The magnetic field magnitude in the hollow cathode. The study revealed that maximum energy efficiency is achieved at maximum value of the magnetic field.

3. Combination of the cathode material and working gas. The article demonstrates that the CHMC performance characteristics depend significantly on the cathode material and the working gas type. To demonstrate capabilities of the cathode applied consumption as a cathode-neutralizer for the electric thrusters, the unit operating characteristics were obtained while running on gases, such as xenon and air.

Thus, the experiments on the presented design of a hollow magnetron cathode have revealed the fundamental possibility of obtaining an electron current to compensate for the charge of the ion beam of the electric thruster. However, the device efficiency compared with the thermionic cathodes employed now is low. It has been demonstrated experimentally that all the ways, being described, of the energy efficiency increasing are limited by the operating voltage of 300 V. This limitation corresponds to the theoretical models of magnetron discharge.

To reduce the operating voltage threshold, the authors are planning the electrode system modification, such as, extra ionization stages application with non-self-maintained discharges.

**Keywords:** cold hollow magnetron cathode for electric thruster, electric thruster cathode-neutralizer, magnetron discharge, cathode-neutralizer energy efficiency, iodine as electric thruster working substance, air as electric thruster working substance

**For citation:** Podguiko N.A., Marakhtanov M.K., Semenkin A.V., Khokhlov Yu.A. Studying cold hollow magnetron cathode for electric thruster. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 109-117. DOI: 10.34759/vst-2022-1-109-117

## Введение

В современной космонавтике все чаще используются электроракетные двигатели (ЭРД), так как они обладают наилучшими эксплуатационными характеристиками [1]. Существует тенденция перехода к полностью электрическим спутникам, то есть когда все системы спутника работают на электроэнергии, в том числе двигатели [2, 3]. Наиболее часто используют ионные и стационарные плазменные двигатели (СПД). Одним из самых ответственных узлов обоих двигателей является катод-компенсатор [4–6].

Катод-компенсатор используется для компенсации объемного заряда ионного потока ЭРД и плазменных ускорителей. Также он может быть применен для выравнивания потенциалов корпуса космического аппарата (КА) и окружающей среды, как плазменный контактор [7, 8].

Исследования альтернативных рабочих веществ ЭРД позволят расширить область применения последних, а также снизить эксплуатационные затраты, связанные с их работой. Например, ведутся исследования йода как рабочего вещества для ЭРД [9–12]. Его преимуществом перед применяемым в сегодняшних ЭРД ксеноном являются относительно низкая стоимость и высокий объем добычи. На фоне возрастающего количества запусков спутников, оснащенных ЭРД, объем добычи рабочего вещества становится критически важным фактором. Например, спутники системы «Starlink» коммерческой компании «SpaceX» уже сейчас используют криптон в качестве рабочего вещества, так как предполагается запустить до нескольких десятков тысяч спутников [13]. Криптон относится к благородным газам, как и ксенон, но его добыча выше, а стоимость ниже.

Другим альтернативным рабочим веществом ЭРД является воздух [14–16]. Такие исследования актуальны для низкоорбитальных КА на бортом воздухе. Технология позволит не держать запас ксенона на борту, что увеличит массу полезной нагрузки КА и срок его активного существования на орбите.

Недостатком обоих альтернатив является химическая активность йода и воздуха. Особенно чувствителен к химически активным веществам главный узел ЭРД – катод-компенсатор. Исследования альтернативных рабочих веществ ЭРД (воздух, йод) требуют доработки конструкции двигателей, в том числе катодов, с целью повышения их устойчивости к этим веществам.

Применяемые сейчас катоды-компенсаторы ЭРД используют механизм термоэмиссии для получения электронов. В их конструкцию входят термоэмиссионные вставки из материалов с низкой работой выхода электрона, таких как гексборид лантана, оксид бария [17]. Такие эмиттеры имеют ряд недостатков, непосредственно влияющих на их эмиссионную способность и ресурс. Например, высокие рабочие температуры накальных элементов, химически сложные вещества, меняющие свои свойства из-за потери легирующих элементов и взаимодействия с быстрыми ионами [4]. В присутствии химически активных газов такие катоды быстро теряют свою эмиссионную способность [18, 19].

В качестве альтернативы можно рассматривать источники электронов на базе самостоятельных газовых разрядов с холодным катодом. Эмиттером в этих источниках выступает плазма тлеющего разряда или разряда Пеннинга [20]. Для увеличения плотности плазмы применяют эффект полого катода. Поэтому во многих применениях такой эмиттер называют холодным полым катодом (ХПК). Недостатком ХПК на основе самостоятельных газовых разрядов являются высокие рабочие напряжения и, соответственно, низкая энергетическая эффективность. При работе с химически активными газами ХПК представляют интерес, так как отсутствие накальных элементов делает их работу устойчивой даже в агрессивной среде.

Данная статья посвящена разработке и исследованию катода-компенсатора для ЭРД на базе магнетронного разряда в полой катоде. Проведены исследования рабочих характеристик холодного полого магнетронного катода (ХПМК) для ЭРД и выполнено сравнение энергетической эффективности с учетом затрат на извлечение электронного пучка на различных комбинациях материал катода – рабочий газ.

## Оборудование и эксперимент

Исследования проводили на экспериментальной вакуумной установке, описанной в работе [21]. Была исследована конструкция ХПМК (рис. 1), в состав которой входят: водоохлаждаемый полый катод 1, анод 2 с выходным отверстием для вытяжки электронов, изолятор 3, магнитная система 4 на постоянных магнитах 5. Величину индукции магнитного поля регулировали изменением количества магнитов.

Основной магнетронный разряд, эмитирующий электроны, создавали с помощью источника

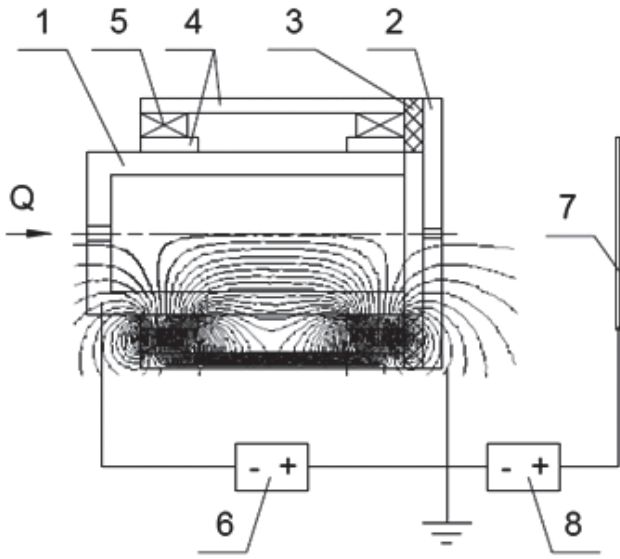


Рис. 1. Схема экспериментального холодного полого магнетронного катода

питания 6 с регулируемым в диапазоне 0...800 В напряжением и током нагрузки до 1,5 А. Для вытяжки электронного пучка был предусмотрен вытяжной электрод 7, на который подавали потенциал 0...120 В от источника питания 8. При этом загорался внешний разряд, который в данной работе по аналогии с разрядом между ионным пучком двигателя и катодом-компенсатором далее будет называться плазменным «мостом».

Были проведены три серии экспериментов на ХПМК. Целью первой серии было выявление зависимости рабочих характеристик, а именно ВАХ устройства и его эмиссионной характеристики, от величины расхода рабочего газа. Вторая серия экспериментов была проведена для определения влияния величины магнитного поля на ВАХ ХПМК; в третьей серии исследовали ВАХ для разных комбинаций материала катода и рабочего газа. Эмиссионной характеристикой (ЭХ) ХПМК в данной работе назвали ВАХ плазменного «моста».

На рис. 2 и 3 приведены полученные в эксперименте ВАХ магнетронного разряда и плазменного «моста» соответственно для ХПМК при разных значениях расхода аргона в диапазоне от 0,09 до 0,4 мг/с. Расчетное магнитное поле на оси катода равнялось 0,09 Тл. Материал катода — медь. Эмиссионное отверстие в аноде 2 мм. Рабочий газ аргон.

Были получены характерные для магнетронного разряда рабочие напряжения, составляющие 330...370 В при токе 1 А. Причем, чем выше расход газа, тем ВАХ более пологая и напряжение горения ниже.

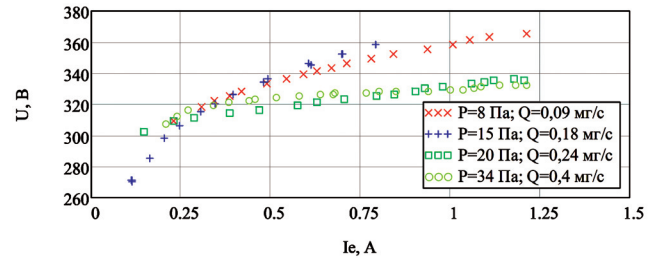


Рис. 2. ВАХ магнетронного разряда при расходах аргона 0,09...0,4 мг/с. На графике указаны расчетные значения давления в полости катода

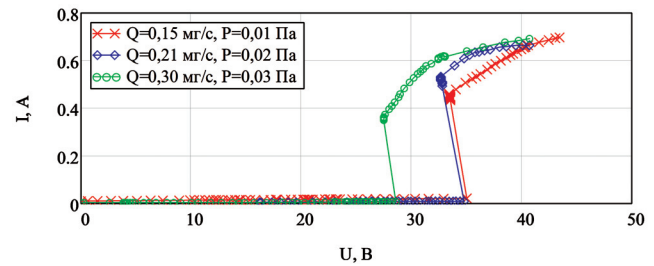


Рис. 3. Эмиссионная характеристика катода при расходах аргона 0,15...0,30 мг/с. На графике указаны соответствующие давления в вакуумной камере

Зажигание плазменного моста происходило при напряжениях вытяжного электрода 30...35 В (рис. 3). При этом более низкое напряжение зажигания соответствовало большему расходу аргона. Насыщение эмиссионного тока электронов наступало при напряжениях 35...40 В. Величина эмиссионного тока насыщения с точностью до погрешности измерения равнялась току разряда в полости. На рис. 3 насыщение электронного тока соответствует линейным участкам кривых, так как повышение вытягивающего напряжения выше напряжения насыщения приводило к пропорциональному росту тока разряда при дальнейшем росте электронного тока.

Зависимость ВАХ магнетронного разряда в полости катода от величины магнитного поля представлена на рис. 4. Топология магнитного поля катода изображена на рис. 1. Непосредственно в катодной полости, где горит магнет-

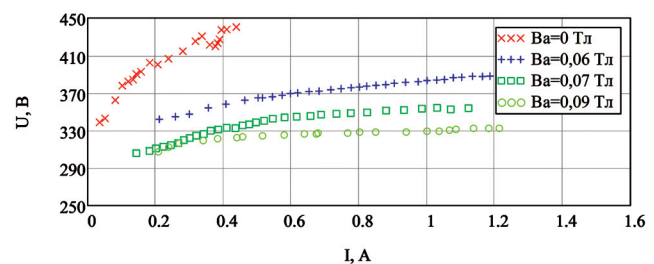


Рис. 4. ВАХ магнетронного разряда при величине индукции магнитного поля на оси 0...0,09 Тл

ронный разряд, осевая составляющая магнитного поля слабо зависит от радиуса. На рис. 4 и 5 указана величина магнитного поля на оси по центру длины катода. Во всех экспериментах расход рабочего газа аргона был равен 0,4 мг/с. Материал катода медь. Эмиссионное отверстие в аноде 2 мм.

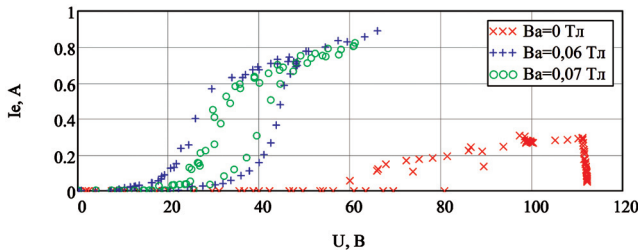


Рис. 5. ВАХ плазменного «моста» в зависимости от индукции магнитного поля ХПМК

Напряжение магнетронного разряда в полости катода составило 330...450 В при токе 0,3...1 А. Как и в случае расхода, чем больше величина магнитного поля на оси катода, тем ВАХ более пологая и напряжение горения ниже. Это согласуется с теорией магнетронного разряда и экспериментальными работами других авторов [14].

На рис. 5 представлены эмиссионные характеристики катода при различных магнитных полях. В отсутствие магнитного поля напряжение зажигания плазменного «моста» возрастает до 110 В, и при снижении напряжения на вытяжном электроде его горение не стабильно. Каждая эмиссионная кривая на рис. 5 состоит из правой и левой ветви. Правые ветви – зажигание моста, левые – гашение. Во всех экспериментах расход рабочего газа аргона был равен 0,4 мг/с. Материал катода медь. Эмиссионное отверстие в аноде 2 мм.

Далее были проведены эксперименты с различными материалами катода на аргоне. Ниже представлены результаты экспериментов ВАХ и ЭХ катода на медном, алюминиевом и титановом катоде.

На рис. 6 представлено сравнение ВАХ магнетронного разряда на различных материалах катода. Во всех экспериментах расход аргона был равен 0,4 мг/с; алюминиевый и медный катоды имели внутренний диаметр 24 мм; титановый, представлявший собой титановую вставку в медном катоде, имел внутренний диаметр 20 мм. На алюминиевом катоде при наличии магнитного поля разряд горел нестабильно в «микродуговом» режиме, из-за наличия оксидного покрытия на катоде. За все время эксперимента его удалить

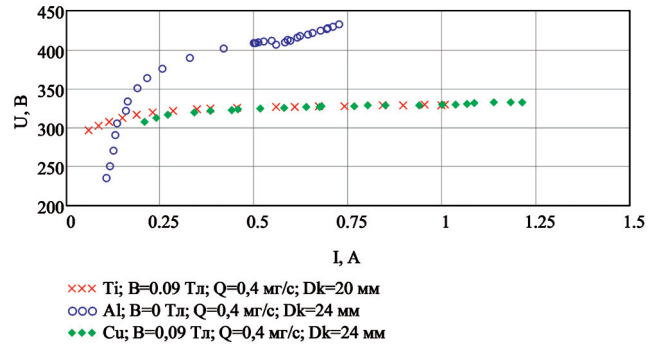


Рис. 6. Сравнение ВАХ магнетронного разряда на различных материалах катода

распылением в разряде так и не удалось. Только в эксперименте без магнитного поля на алюминиевом катоде удалось избавиться от оксидного покрытия и получить стабильное горение магнетронного разряда. На катодах из меди и титана разряд горел в магнитном поле стабильно. Величина магнитного поля была равна 0,09 Тл.

На рис. 7 приведено сравнение ЭХ ХПМК с различными материалами катода. Видно, что материал, как и магнитное поле, сильно влияет на характеристики вытяжки электронного пучка. На титановом катоде с диаметром 20 мм ток на вытяжной электрод был ненулевым даже в отсутствие потенциала на нем.

На алюминиевом катоде с магнитным полем 0,09 Тл были получены следующие данные, представленные на рис. 8. Разряд горел нестабильно в «микродуговом» режиме. Здесь отмечены все точки, полученные в ходе эксперимента. Точки с большим напряжением соответствуют большому времени эксперимента. Таким образом, видно, что катод в разряде очищается от окислов, но очень медленно. Вытяжка электронного тока в таком режиме затруднена, требуется большее напряжение на вытяжном электроде (рис. 9). При этом значительного снижения напряжения разряда в катоде при вытяжке электронного тока,

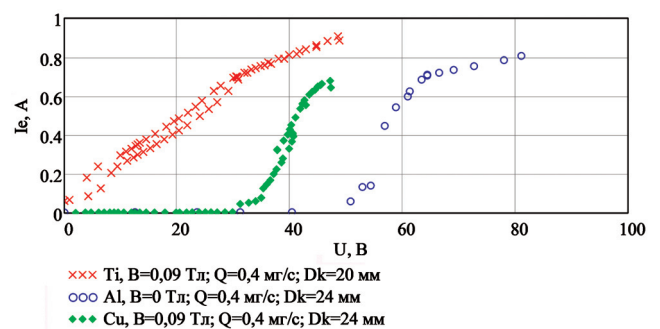


Рис. 7. Сравнение ВАХ плазменного «моста» на различных материалах катода

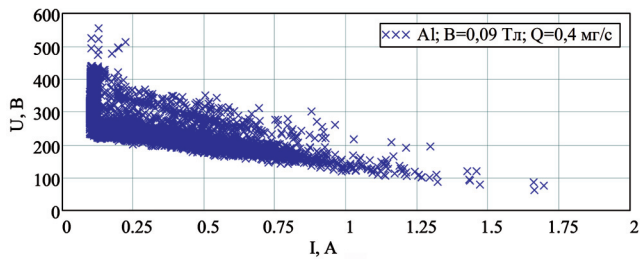


Рис. 8. ВАХ магнетронного разряда на алюминиевом катоде в «микродуговом» режиме

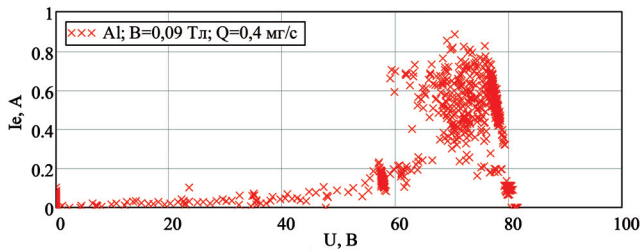


Рис. 9. ВАХ плазменного «моста» на алюминиевом катоде в «микродуговом» режиме

как в экспериментах на меди и титане, не наблюдается.

На заключительном этапе исследований были проведены эксперименты с теми же материалами катода, но с различными газами. Ниже пред-

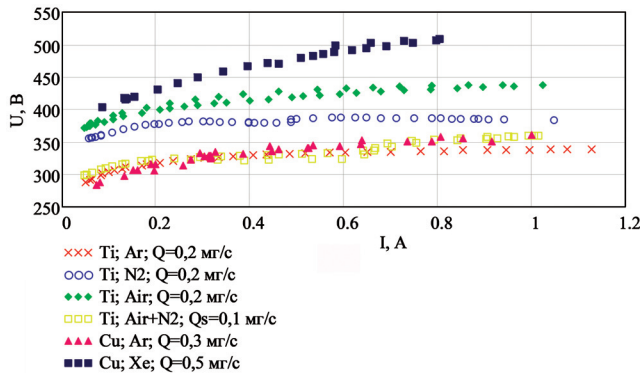


Рис. 10. Сравнение ВАХ магнетронного разряда на различных комбинациях материал катода – рабочий газ

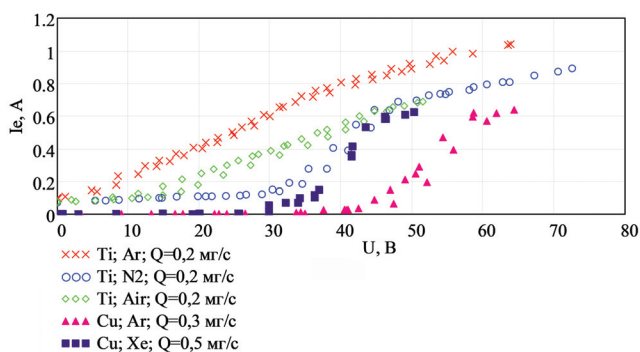


Рис. 11. Сравнение ВАХ плазменного «моста» на различных комбинациях материал катода – рабочий газ

ставлены данные (рис. 10 и 11) по следующим комбинациям материал катода – рабочий газ: медь-аргон, медь-ксенон, титан-аргон, титан-азот, титан-воздух, титан-смесь азота и воздуха.

Наибольшее напряжение горения магнетронного разряда внутри ХПМК было получено на паре медь-ксенон. Далее по убыванию напряжения горения идут титан-воздух и титан-азот. В эксперименте титан-азот была получена характерная для реактивных процессов S-образная ВАХ магнетронного разряда. При этом следует отметить, что смесь воздуха и азоте в пропорции 3:2 дала значительное снижение напряжения по сравнению с работой на чистом азоте и воздухе.

По результатам экспериментов с данной конструкцией катода были получены зависимости энергетической цены электрона от величины вытягиваемого электронного тока (рис. 12). Цена электрона в холодном полом магнетронном катоде составила 310...550 эВ при электронном токе 0,1...1,25 А и на различных комбинациях материал катода – рабочий газ.

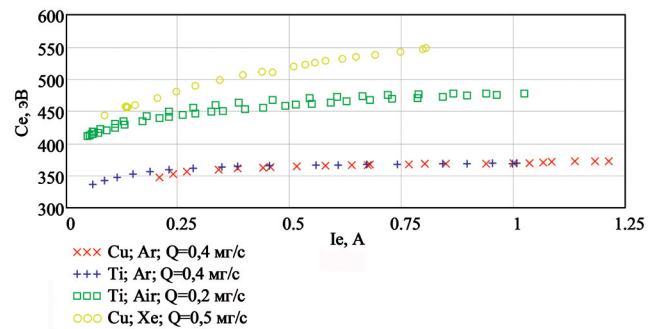


Рис. 12. Зависимость цены электрона в ХПМК от величины вытягиваемого электронного тока на различных комбинациях материал катода – рабочий газ

## Вывод

Одним из важных путей развития ЭРД является применение новых рабочих веществ. Перспективными рабочими веществами для ЭРД считаются йод и воздух. Но в силу их химической активности необходима доработка конструкции ЭРД, особенно катода-компенсатора.

В данной работе был исследован катод-компенсатор для ЭРД на базе магнетронного разряда в полом катоде, а также факторы, влияющие на энергетическую эффективность ХПМК:

1. Расход рабочего газа. Показано, что максимальная энергетическая эффективность достигается максимально возможным расходом рабочего газа. Предел увеличения расхода газа для

представленной конструкции обусловлен срывом разряда в дугу.

2. Величина магнитного поля в полости устройства. В результате исследования лабораторного образца ХПМК, так же как и для расхода рабочего газа было получено, что максимальная энергетическая эффективность достигается при максимальном значении магнитного поля. Максимум магнитного поля обусловлен особенностями конструкции: невозможностью установки большего количества магнитов и магнитным насыщением магнитопроводов.

3. Комбинация материала катода и рабочего газа. Показано, что рабочие характеристики ХПМК существенно зависят от материала катода и рода рабочего газа. В данной работе можно выделить комбинации медь-аргон и титан-аргон как наиболее выгодные с точки зрения энергетической эффективности. Для демонстрации возможности прикладного использования катода в качестве катода-компенсатора для электроракетных двигателей были получены рабочие характеристики устройства при работе на газах ксеноне и воздухе.

Выбор комбинации материал катода – рабочий газ должен быть обусловлен целями использования устройства. Обычно рабочий газ задан. Тогда необходимо экспериментально подобрать оптимальный материал катода. При этом материал катода должен соответствовать следующим критериям: низкая работа выхода электрона, низкий коэффициент распыления и химическая инертность или химическое взаимодействие материала и газа должны приводить к образованию вещества, имеющего низкую работу выхода электрона, низкий коэффициент распыления и достаточную электропроводность.

Таким образом, эксперименты на представленной конструкции полого магнетронного катода показали принципиальную возможность получения электронного тока для компенсации заряда ионного пучка ЭРД. Но эффективность устройства в сравнении с применяемыми сейчас термоэмиссионными катодами низкая. Для термоэмиссионного катода характерны значения энергетической цены электрона порядка 30 эВ при токах 5...20 А. Экспериментально показано, что все описанные пути увеличения энергетической эффективности ограничены значением рабочего напряжения в 300 В. Такое ограничение соответствует теоретическим моделям магнетронного разряда [21] и накопленным экспериментальным данным по этому типу разряда [22].

Для снижения порога рабочего напряжения планируется модификация электродной системы, например использование дополнительных ступеней ионизации с самостоятельными разрядами.

#### Список источников

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. Han M., Wang Y. Engineering Optimization Method of Orbit Transfer Strategy for All-electric Propulsion Satellites // Journal of Physics: Conference Series, 2nd International Conference on Mechatronics Technology and Intelligent Manufacturing — ICMTIM 2021 (13–15 August 2021, Hangzhou, China). Vol. 2029. DOI: 10.1088/1742-6596/2029/1/012011
3. Nishi K., Ozawa S., Matunaga S. Design and Guidance for Robust Orbit Raising Trajectory of All-Electric Propulsion Geostationary Satellites // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan. 2021. Vol. 19. No. 4, pp. 553-561. DOI: 10.2322/tastj.19.553
4. Goebel D.M., Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters. — John Wiley & Sons, 2008. Vol. 1. — 493 p.
5. Turan N., Korkmaz O., Celik M. Investigation of the effect of hollow cathode neutralizer location on hall effect thruster efficiency // 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies – RAST (16-19 June 2015; Istanbul, Turkey), pp. 599-604. DOI: 10.1109/RAST.2015.7208414
6. Каташова М.И., Парахин Г.А., Румянцев А.В. Создание эффективного катода-компенсатора для микроСПД // Вестник Балтийского федерального университета им. И. Канта. Серия: Физико-математические и технические науки. 2014. № 4. С. 29-32.
7. Криволапова О. Ю., Лалетина Е.А., Твердохлебова Е.М. Методика использования бортовой служебной и научной аппаратуры при проведении космического эксперимента “Плазма-МКС” для исследования электрофизических параметров околообъектовой среды МКС // Космическая техника и технологии. 2016. № 1(12). С. 79-89.
8. Ning Z., Liu C., Zhu X.-M., Wang Y., An B., Yu D. Diagnostic and modelling investigation on the ion acceleration and plasma throttling effects in a dual-emitter hollow cathode micro-thruster // Chinese Journal of Aeronautics. 2021. Vol. 34. No. 12, pp. 85-98. DOI: 10.1016/j.cja.2021.02.007
9. Rafalskiy D., Martinez J.M., Habl L. et al. In-orbit demonstration of an iodine electric propulsion system // Nature. 2021. Vol. 599, pp. 411-415. DOI: 10.1038/s41586-021-04015-y

10. Bellomo N., Magarotto M., Manente M. et al. Design and In-orbit Demonstration of REGULUS, an Iodine electric propulsion system // CEAS Space Journal. 2021. DOI: 10.1007/s12567-021-00374-4
11. Островский В.Г., Смоленцев А.А., Щербина П.А. Иод 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.
12. Соколов Б.А., Щербина П.А., Сишко И.Б. и др. Экспериментальные исследования стационарного плазменного двигателя на йоде // Космическая техника и технологии. 2019. № 2(25). С. 81-90. DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2019-2-81-90
13. Schwertheim A., Knoll A. Experimental investigation of a water electrolysis Hall effect thruster // Acta Astronautica. 2021. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.11.002
14. Taploo A., Lin L., Keidar M. Analysis of ionization in air-breathing plasma thruster // Physics of Plasmas. 2021. Vol. 28. No. 9, pp. 093505. DOI: 10.1063/5.0059896
15. 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. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2016. № 12. С. 57-71. DOI: 10.7463/1216.0852758
16. Духопельников Д.В., Рязанов В.А., Шилов С.О. Сравнение характеристик модели двигателя с анодным слоем при работе на ксеноне, аргоне и азоте // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 7(700). С. 69-76. DOI: 10.18698/0536-1044-2018-7-69-76
17. Клименко Г.К., Коновалова А.И., Ляпин А.А. Исследование возможности создания безрасходного катода-компенсатора электроракетного двигателя // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2018. № 2. С. 93-97.
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. Достанко А.П., Голосов Д.А. Нейтрализация ионного пучка торцевого холловского ускорителя плазменным источником электронов на основе разряда в скрещенных E x H полях // Журнал технической физики. 2009. Т. 79. № 10. С. 59-64.
20. Окс Е.М. Источники электронов с плазменным катодом: физика, техника, применения: Монография. — Томск: Изд-во научно-технической литературы, 2005. — 212 с.
21. Подгуйко Н.А., Марахтанов М.К., Хохлов Ю.А. Перспективы применения магнетронного разряда в качестве эмиттера электронов в катоде-компенсаторе для электроракетных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 167-177.
22. 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

## References

1. Gusev Yu.G., Pil'nikov A.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 60. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35385>
2. Han M., Wang Y. Engineering Optimization Method of Orbit Transfer Strategy for All-electric Propulsion Satellites. *Journal of Physics: Conference Series, 2nd International Conference on Mechatronics Technology and Intelligent Manufacturing - ICMTIM 2021 (13–15 August 2021, Hangzhou, China)*, vol. 2029. DOI: 10.1088/1742-6596/2029/1/012011
3. Nishi K., Ozawa S., Matunaga S. Design and Guidance for Robust Orbit Raising Trajectory of All-Electric Propulsion Geostationary Satellites. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 2021, vol. 19, no. 4, pp. 553-561. DOI: 10.2322/tastj.19.553
4. Goebel D.M., Katz I. *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*. John Wiley & Sons, 2008, vol. 1, 493 p.
5. Turan N., Korkmaz O., Celik M. Investigation of the effect of hollow cathode neutralizer location on hall effect thruster efficiency. *7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies – RAST (16–19 June 2015; Istanbul, Turkey)*, pp. 599-604. DOI: 10.1109/RAST.2015.7208414
6. Katashova M.I., Parakhin G.A., Rummyantsev A.V. *Vestnik Baltiiskogo federal'nogo universiteta im. I. Kanta. Seriya: Fiziko-matematicheskie i tekhnicheskie nauki*, 2014, no. 4, pp. 29-32.
7. Krivolapova O. Yu., Laletina E.A., Tverdokhlebova E.M. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2016, no. 1(12), pp. 79-89.
8. Ning Z., Liu C., Zhu X.-M., Wang Y., An B., Yu D. Diagnostic and modelling investigation on the ion acceleration and plasma throttling effects in a dual-emitter hollow cathode micro-thruster. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, vol. 34, no. 12, pp. 85-98. DOI: 10.1016/j.cja.2021.02.007
9. Rafalskyi D., Martínez J.M., Habl L. et al. In-orbit demonstration of an iodine electric propulsion system. *Nature*, 2021, vol. 599, pp. 411-415. DOI: 10.1038/s41586-021-04015-y
10. Bellomo N., Magarotto M., Manente M. et al. Design and In-orbit Demonstration of REGULUS, an Iodine electric propulsion system. *CEAS Space Journal*, 2021. DOI: 10.1007/s12567-021-00374-4



11. Ostrovskii V.G., Smolentsev A.A., Shcherbina P.A. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aérokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*, 2014, no. 5-4(47), pp. 131-136.
12. Sokolov B.A., Shcherbina P.A., Sishko I.B. et al. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2019, no. 2(25), pp. 81-90. DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2019-2-81-90
13. Schwertheim A., Knoll A. Experimental investigation of a water electrolysis Hall effect thruster. *Acta Astronautica*, 2021. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.11.002
14. Taploo A., Lin L., Keidar M. Analysis of ionization in air-breathing plasma thruster, *Physics of Plasmas*, 2021, vol. 28, no. 9, pp. 093505. DOI: 10.1063/5.0059896
15. Dukhopel'nikov D.V., Ivakhnenko S.G., Ryazanov V.A., Shilov S.O. *Nauka i obrazovanie. MGTU im. N.E. Baumana*, 2016, no. 12, pp. 57-71. DOI: 10.7463/1216.0852758
16. Dukhopel'nikov D.V., Ryazanov V.A., Shilov S.O. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie*, 2018, no. 7(700), pp. 69-76. DOI: 10.18698/0536-1044-2018-7-69-76
17. Klimenko G.K., Konovalova A.I., Lyapin A.A. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Energetika*, 2018, no. 2, pp. 93-97.
18. Dostanko A.P., Golosov D.A. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 2009, vol. 79, no. 10, pp. 53-58.
19. Dostanko A.P., Golosov D.A. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 2009, vol. 79, no. 10, pp. 59-64.
20. Oks E.M. *Istochniki elektronov s plazmennym katodom: fizika, tekhnika, primeneniya* (Plasma cathode electron sources: Physics, engineering, Applications), Tomsk, Izdatel'stvo nauchno-tekhnicheskoi literatury, 2005, 212 p.
21. Podguiko N.A., Marakhtanov M.K., Khokhlov Y.A. Magnetron discharge application prospects as an electrons emitter in cathode-compensator for electric propulsion thrusters. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no 3, pp. 167-177.
22. 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

Статья поступила в редакцию 07.12.2021; одобрена после рецензирования 13.12.2021; принята к публикации 17.12.2021.

The article was submitted on 07.12.2021; approved after reviewing on 13.12.2021; accepted for publication on 17.12.2021.