

МРНТИ 29.27.39; 29.27.51; 89.25.25

<https://doi.org/10.26577/RCPH20259216>

Ж.Б. Игибаев\* , М.К. Досбалаев 

Казахский национальный университет им. аль-Фараби, Алматы, Казахстан  
Научно-исследовательский институт экспериментальной и теоретической физики,  
\*e-mail: [jigizhan09@gmail.com](mailto:jigizhan09@gmail.com)

## Исследование процесса горения поджигающего искрового разряда импульсного плазменного двигателя

В этом исследовании были проведены некоторые эксперименты в целях оптимизации процесса поджига и его влияния на формирование и развитие основного плазменного потока. Искра поджига возникает при соприкосновении графитового стержня с заземленным электродом. С другой стороны, графитовый электрод используется в качестве топлива в импульсном плазменном двигателе. Динамика формирования импульсного разряда зафиксирована с использованием высокоскоростной камеры CMOS Phantom VEO710S, что позволило зарегистрировать ключевые стадии возникновения и ускорения плазмы. Параллельно был получен эмиссионный спектр разряда с помощью линейного спектрометра Optosky, что позволило провести качественный анализ состава образующейся плазмы и определить основные ионовоздействующие компоненты, ответственные за создание тяги. Также с использованием пояса Роговского было осуществлено измерение изменения силы тока как в искровом, так и в основном разрядах во времени, что позволило получить важную информацию о динамике электрических процессов. На основе полученных экспериментальных данных был выбран оптимальный набор параметров поджига, в том числе геометрия электродов, напряжение пробоя, длительность импульса, позволяющий обеспечить устойчивое формирование плазменного канала и эффективную генерацию тяги.

**Ключевые слова:** импульсный плазменный двигатель, разрядный ток, искровой разряд, эмиссионный спектр плазмы.

Ж.Б. Игибаев\*, М.К. Досбалаев  
Әл-Фараби ат.Қазақ ұлттық университеті, ӘТФЗИ, Алматы қ., Қазақстан  
\*e-mail: [jigizhan09@gmail.com](mailto:jigizhan09@gmail.com)

## Импульстік плазмалық қозғалтқыштың тұтанатын үшқындық разрядының жану процесін зерттеу

Бұл ұсынылған зерттеуде тұтану процесін онтайландыру және оның негізгі плазмалық ағынның қалыптасуы мен дамуына әсерін зерттеу мақсатында бірнеше эксперименттер жүргізілді. Тұтану үшқының графит стерженьнің жерге қосылған электродпен жанасуы кезінде пайда болады. Ал графит электрод импульстік плазмалық қозғалтқышта отын ретінде пайдаланылады. Импульстік разрядтың қалыптасу динамикасы CMOS Phantom VEO710S жоғары жылдамдықты камерасының көмегімен тіркеліп, плазманың пайда болу және үдеу кезеңдерін анықтауға мүмкіндік берді. Разрядтың эмиссиялық спектрі Optosky сзығытқы спектрометрінің көмегімен алынған, бұл плазманың құрамын талдауға және тарту күшінің көзін анықтауға мүмкіндік береді. Сондай-ақ, Роговский катушкасының көмегімен үшқынның да, негізгі разрядтардың да үақыт бойынша ток күшінің өзгеруіне өлшеулер жүргізілді, бұл электрлік процестердің динамикасы туралы маңызды ақпаратты алуға мүмкіндік берді. Алынған эксперименттік деректердің негізінде плазмалық арнаның тұрақты түзілуін және тиімді тартылыс күшін қамтамасыз ететін электрод геометриясы, тесіп өту кернеуі және импульс ұзақтығы сияқты тұтандырудың онтайлы параметрлері таңдалды.

**Түйін сөздер:** импульстік плазмалық қозғалтқыш, разрядтық ток, үшқындық разряд, плазманың эмиссиялық спектрі.

Zh.B.Igibayev\*, M.K.Dosbolayev  
 IETP, Al-Farabi Kazakh National University, Almaty, Kazakhstan  
 \*e-mail: [igizhan09@gmail.com](mailto:igizhan09@gmail.com)

### **Study of the combustion process of the igniting spark discharge of a pulse plasma engine**

In this study, several experiments were conducted to optimize the ignition process and investigate its impact on the formation and development of the primary plasma flow. The ignition spark is generated when the graphite rod comes into contact with the grounded electrode. On the other hand, the graphite electrode is used as fuel in the pulsed plasma thruster (PPT). The dynamics of the pulsed discharge formation were recorded using the CMOS Phantom VEO710S high-speed camera, enabling the identification of key stages in plasma generation and acceleration. The emission spectrum of the discharge was obtained using the Optosky linear spectrometer, allowing for an analysis of the plasma composition and the determination of the thrust source. Changes in the current strength of the spark and main discharges over time were measured using a Rogowski coil. Based on the experimental data obtained, an optimal set of ignition parameters was selected, including electrode geometry, breakdown voltage, and pulse duration, which ensures stable formation of the plasma channel and efficient thrust generation.

**Keywords:** pulsed plasma thruster, discharge current, spark discharge, plasma emission spectrum.

### **Введение**

Импульсные плазменные двигатели (ИПД) являются перспективными электрореактивными двигателями для использования в космических миссиях [1,2]. Среди основных преимуществ данных двигательных систем можно выделить простоту и легкость конструкции, а также компактность топливной системы, что за счет применения твердых топливных материалов, таких как политетрафторэтилен (ПТФЭ), поликаэталь, графит и другие [2,8,12]. Это, в свою очередь, повышает надежность ИПД. Кроме того, ИПД способен ограничивать малую и прецизионную тягу с заданными интервалами импульсов, что позволяет достичь высокой точности полного импульса [3,10]. Важным преимуществом данной технологии является низкое энергопотребление, что делает ее особенно выгодной для небольших спутников. В самом базовом определении электрическая тяга использует электрическую энергию для придачи энергии топливу. Это может быть сделано путем электрического нагрева топлива, но более эффективным подходом является ионизация топлива, а затем приздание кинетической энергии образующейся плазме [4,18]. Ускорение основной массы плазмы по направлению к выходу из подруливающего устройства может быть предсказано с помощью второго закона Ньютона и силы Лоренца:

$$\frac{d}{dt}(m_{06}v) = \frac{dm_{06}}{dt}v + m_{06}\frac{dv}{dt} = \int_V J \times BdV,$$

где  $v$  - скорость плазмы,  $\frac{dm_{06}}{dt}$  - общий массовый расход при разряде и абляции,  $J$  - плотность тока,  $B$  - магнитное поле. Основная масса плазмы

состоит из ионов углерода, меди отделенных от поверхности электродов двигателя [4].

В современных импульсных плазменных двигателях система поджига включает в себя свечу зажигания, установленную в катодной разрядной камере[9,11]. Свеча активируется с помощью высоковольтной цепи зажигания, которая импульс напряжения инициирует искровой разряд между электродами[6,7]. Этот разряд вызывает плазменную вспышку, запускающую разряд основного конденсатора, который обеспечивает необходимое питание для создания тяги через дугового разряда между катодом и анодом. Эта дуга поддерживается за счет абляции и ионизации твердого топлива до тех пор, пока конденсатор накопителя энергии не будет полностью разряжен. Электромагнитные силы тела, описываемые силой Лоренца и создаваемые разрядным током замыкающего контура, ускоряют плазменный слой со скоростью выхлопа, которая может достигать 50 км/с [4].

Процесс зажигания с использованием свечи зажигания, как инициирование всего разряда, играет важную роль в импульсных плазменных двигателях. Некоторые ранние исследования ИПД измеряли характеристики зажигания [5,6] и исследовали физику с помощью экспериментов [7,8] и численного моделирования [9]. Однако то, как именно свеча зажигания инициирует разряд, все еще находится в стадии рассмотрения. В настоящее время предложены две возможные теории: первая [7,8] заключается в том, что свеча зажигания начинает воспламеняться и обеспечивает начальную плазму для процесса размножения вторичных электронов, когда количество и распределение заряженных частиц (ионов, электронов) соответствуют требованиям

схемы, между электродами образуется плазменный канал, и основной конденсатор начинает разряжаться [16]. Вторая теория предполагает автоэлектронную эмиссию [10]. При наличии сильных электрических полей на поверхности твердого тела (например, электродов) образуется потенциальный барьер, как показано на рис. 1. Если электрическое поле достаточно сильное, а потенциальный барьер достаточно тонкий, электроны будут квантовомеханически туннелировать через барьер и выходить в вакуум (канал разряда). То есть электроны будут испускаться, усиливая электрическое поле, создавая проводящий путь, затем происходит основной разряд [13].

Однако, рассматриваемый процесс поджига отличается от традиционных, что топливо, представленное графитом, одновременно служит поджигающим электродом при приложении напряжения [14]. Когда процесс зажигания происходит с помощью свечи зажигания, твердое топливо

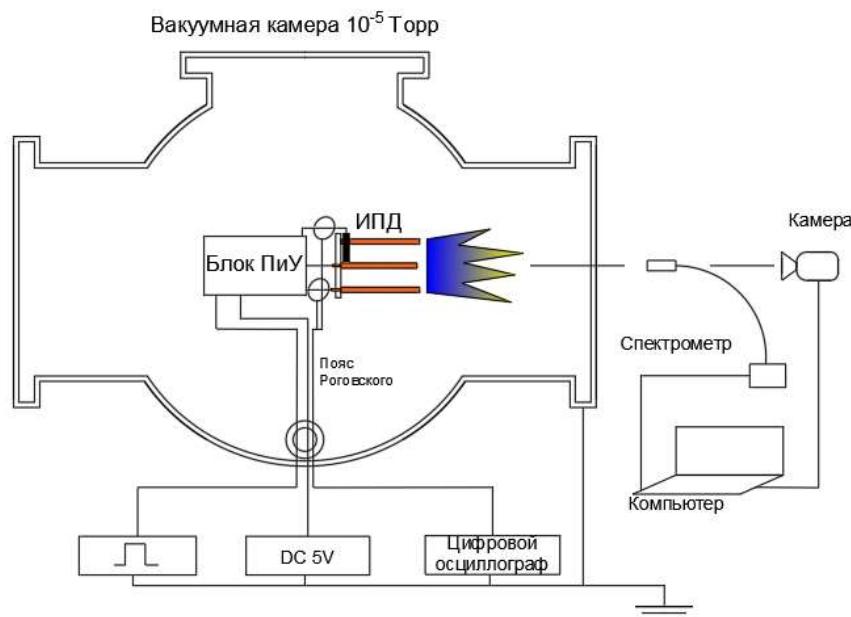
должно быть удалено дугой, то есть процесс подачи топлива происходит во время разряда [15]. Это приводит к позднему абляции. В предлагаемой системе при искровом разряде частицы уже попадают в область горения, затем происходит абляция, что приводит к двукратному процессу подачи топлива. Это упрощает систему поджига и дает преимущества при абляции.

Тем не менее, процесс подачи топлива и инициирования поджига требует дальнейшей оптимизации и оптимизации параметров системы питания. Для достижения максимальной эффективности работы двигателя необходимо точно настроить характеристики питания, такие как величина и длительность разряда, а также параметры напряжения и емкости конденсатора. Оптимизация данных параметров позволяет улучшить стабильность и управляемость процессов абляции и зажигания, что, в свою очередь, повышает производительность импульсных плазменных двигателей [17-19].

### Экспериментальная установка

Эксперименты проводились в специализированной вакуумной камере, поддерживающей рабочее давление на уровне  $10^{-5}$  Торр, что соответствует космическому вакууму. Это позволяет более точно воспроизвести условия работы импульсного плазменного двигателя (ИПД). Камера

была оборудована двумя фланцами диаметром 180 мм и одним фланцем диаметром 300 мм, что обеспечивает необходимые условия для проведения экспериментальных исследований. Вся система ИПД, блок питания и управления, а также пояс Роговского была установлена внутри камеры (рис. 1).



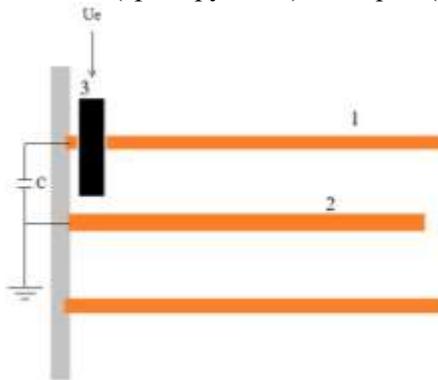
**Рисунок 1 – Схема экспериментальной установки для исследования режимы работы коаксиального ИПД**

В ходе эксперимента оценивалась работоспособность системы в условиях высокого вакуума. Все элементы установки, включая электродную

систему, механическую часть и электронику, а также платформу, на которой был установлен им-

пульсно-плазменный двигатель (ИПД), сохранили свою работоспособность без видимых отклонений.

Основная часть экспериментальной установки представляет собой твердотельный импульсный плазменный двигатель, основанный на трехэлектродной системе. На рис. 2 представлена принципиальная схема ИПД. Основными элементами конструкции являются анод (1), катод (2) и поджигающий (эродируемый) электрод (3).



**Рисунок 2 – Принципиальная схема ИПД**

Катод и анод изготовлены из меди (Cu) и установлены коаксиально относительно друг друга в то время, когда поджигающий электрод по направлению установлен перпендикулярно обоим основным электродам. Расстояние между анодом и катодом составляет 6 мм. Поджигающий электрод из графитового цилиндра выполняет роль как твердого топлива, так и инициатора разряда. Геометрические параметры системы приведены в таблице 1.

**Таблица 1. Параметры прототипа ИПД**

Параметр	Размер
Длина катода	27 мм
Длина анода	29 мм
Диаметр катода	4 мм
Диаметр анода	16 мм
Диаметр поджиг. электрода	4 мм

Механизм инициирования разряда и ускорения плазмы между катодом и анодом можно изложить следующим образом: для запуска основного разряда (плазменной перемычки) необходимо сначала создать проводящий канал между катодом и анодом. Этот канал образуется в результате ионизации газа под воздействием первичных частиц, которые генерируются в искровом разряде, который возникает при прямом контакте поджигающего электрода с катодом, что приводит к электрической эрозии [20]. Искровой разряд

начинается с момента контакта этих элементов, поскольку на поджигающий электрод подается небольшой положительный потенциал (около 50 В) относительно катода.

Процесс поджига осуществляется с использованием линейного электромагнитного привода, который последовательно осуществляет механическое движение сердечника, прикрепленного к поджигающему электроду. При приложении напряжения 5 В от управляющего блока сердечник подводит электрод к контакту с катодом, что вызывает короткое замыкание и инициирует искровой разряд. Этот разряд становится стартовым импульсом для основного плазменного разряда между катодом и анодом, который обеспечивает работу двигателя.

После этого конденсаторы батареи разряжаются через созданный проводящий канал, и вся накопленная энергия переходит в газовый разряд. Это приводит к возникновению плазменной перемычки со значительным собственным магнитным полем. В результате на плазму начинает действовать сила Ампера, вызывающая ускорение плазменного потока в сторону выхода двигателя. Это ускорение создает тягу, при этом плазменная струя имеет направленную скорость [5].

## Результаты и обсуждение

### Разрядный ток

Импульсный разрядный ток был зарегистрирован с использованием пояса Роговского. Пояс Роговского представляет собой замкнутый соленоид, характеризующийся параметрами: число витков  $N = 500$ , индуктивное сопротивление катушки  $R_L = 1,6$  Ом, индуктивность катушки  $L = 2,06$  мГн, добротность  $Q=2,28$ . Один из образцов осциллограммы разрядного тока ИПД представлен на рисунке 3.

Осциллограмма разрядного тока представляет собой затухающую кривую, характерную для импульсных плазменных ускорителей. Анализ осциллограммы позволяет определить время существования плазменной перемычки между электродами, которая составляет примерно 10 мкс. В аналогичных работах со схожими параметрами время существования плазмы и значения тока примерно одинаковы [4,21,22,24]. В эксперименте было зарегистрировано максимальное значение разрядного тока  $I_p = 5$  кА, при напряжении  $U_p = 1,4$  кВ.

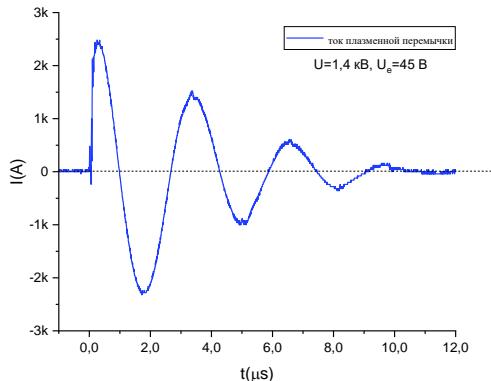


Рисунок 3 – Осциллографмма разрядного тока

#### Спектральный анализ состава плазмы

Для получения эмиссионного спектра плазмы использован компактный волоконно-оптический спектрометр Optosky ATP2000, характеризующийся низким уровнем шума и высокой производительностью. Один из примеров спектроскопического анализа твердотельного импульсного плазменного двигателя, представлен на рисунке 4. Спектр включает линии атомов СІ с длинами волн 426,9, 588,95 и 656,87 нм, СІІ с длинами волн 486,26, 678,72, 723,64 нм, а также линии атомов и молекулы остаточного воздуха и меди. Появление этих линий объясняется эрозией графитового и медных электродов при возникновении искрового разряда и взаимодействии с высокоэнергетической плазмой. Это также указывает на присутствие в плазменном потоке ионов углерода, образующихся в результате эрозии графитового электрода [8,23-26].

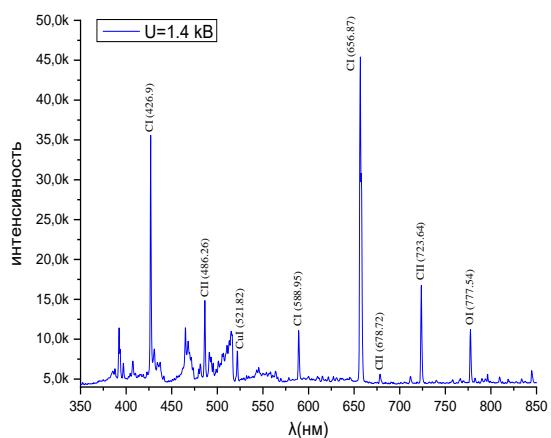


Рисунок 4 – Эмиссионный спектр плазмы в ИПД.

#### Высокоскоростная съемка динамики образования плазмы

Высокоскоростная съемка данного процесса с использованием камеры CMOS Phantom VEO710S, настроенной на разрешение  $64 \times 64$  пикселей и экспозицию в 1,7 мкс, позволяет получить серию мгновенных кадров, фиксирующих этапы формирования плазменной перемычки и ее дальнейшее ускорение [27]. На изображениях (рис.5) видно последовательное развитие разряда: сначала происходит искровой поджиг (б), затем появляется первая плазменная перемычка (в), после чего формируется основной плазменный поток (г,д,е,ж), а за ним фиксируются продолжение искрового разряда (з,и,к). Эти явления указывают на сложность взаимодействий в процессе разряда и могут быть включены в дальнейший анализ в следующих экспериментах.

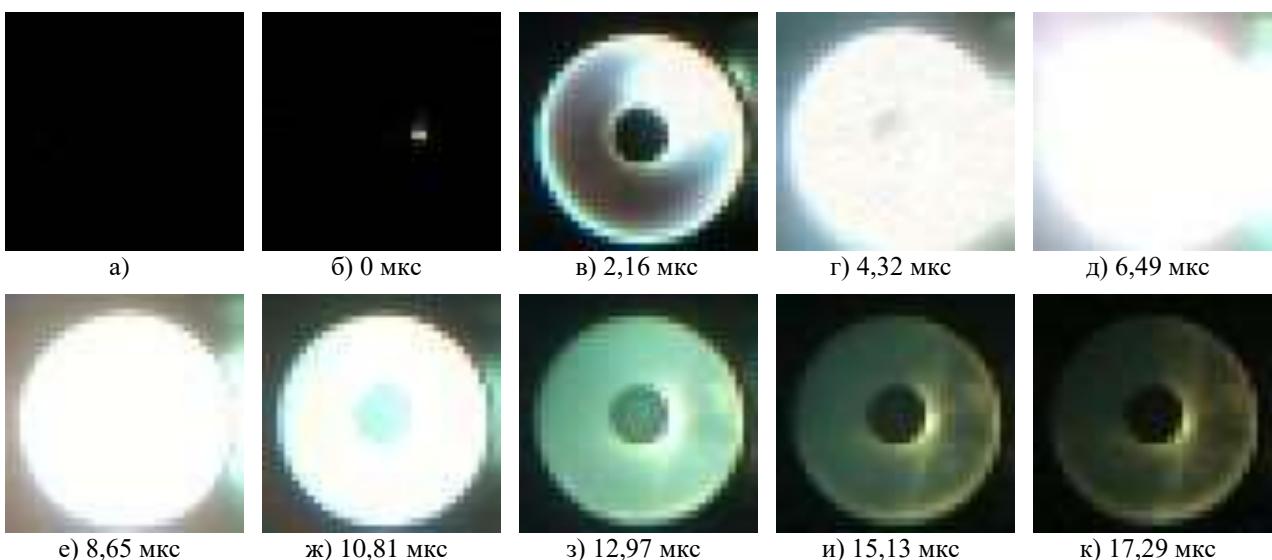


Рисунок 5 – Развитие и динамика импульсного разряда в межэлектродном пространстве. (диаметр внешнего электрода – 16мм, диаметр внутреннего электрода – 4мм).

### Осциллограмма тока и напряжения искрового разряда

Для исследования процессов короткого замыкания графитового поджигающего электрода модель ИПД был упрощен. Упрощенный стенд представляет собой двухэлектродную систему. Для получения искрового разряда между поджигающим электродом и катодом установлен конденсатор с определенной емкостью. Для получения осциллограмму тока использовался пояс Роговского. Одновременно был измерен ток и напряжение разряда поджига.

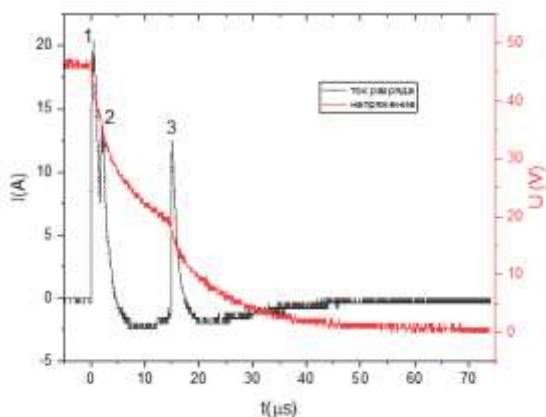


Рисунок 6 – Временная зависимость напряжения и тока в цепи поджига.

Во время прямого контакта электродов системы поджига наблюдается резкое увеличение импульса тока короткого замыкания с пиковым значением 20 А, и длительностью около 5 мкс. В данном случае этот импульс считается полезным, так как он является инициатором появления и поддержания основной плазменной перемычки, обеспечивая затравочными зарядами и топливом (атомы и молекулы углерода).

Также на рисунке 6 можно заметить обратное течение тока ( $> 5$  мкс) и появление более позднего положительного импульса тока ( $> 15$  мкс). Однако данное поведение тока системы поджига не влияет на работу двигателя, то есть не поддерживает горение основной плазменной перемычки, поскольку время жизни плазменной перемычки не превышает 10 мкс. Кроме того, происходит излишний расход топлива. Из этого следует, что необходимо оптимизировать горение разряда поджига и согласовать его с длительностью горения плазменной перемычки между электродами, которое составляет не более 10 мкс. Для определения оптимального значения емкости конденсатора и напряжения были проведены серия экспериментов. Ниже показаны примеры полученных осциллограмм тока и напряжения при различных емкостях и напряжениях питающего конденсатора (рис.7).

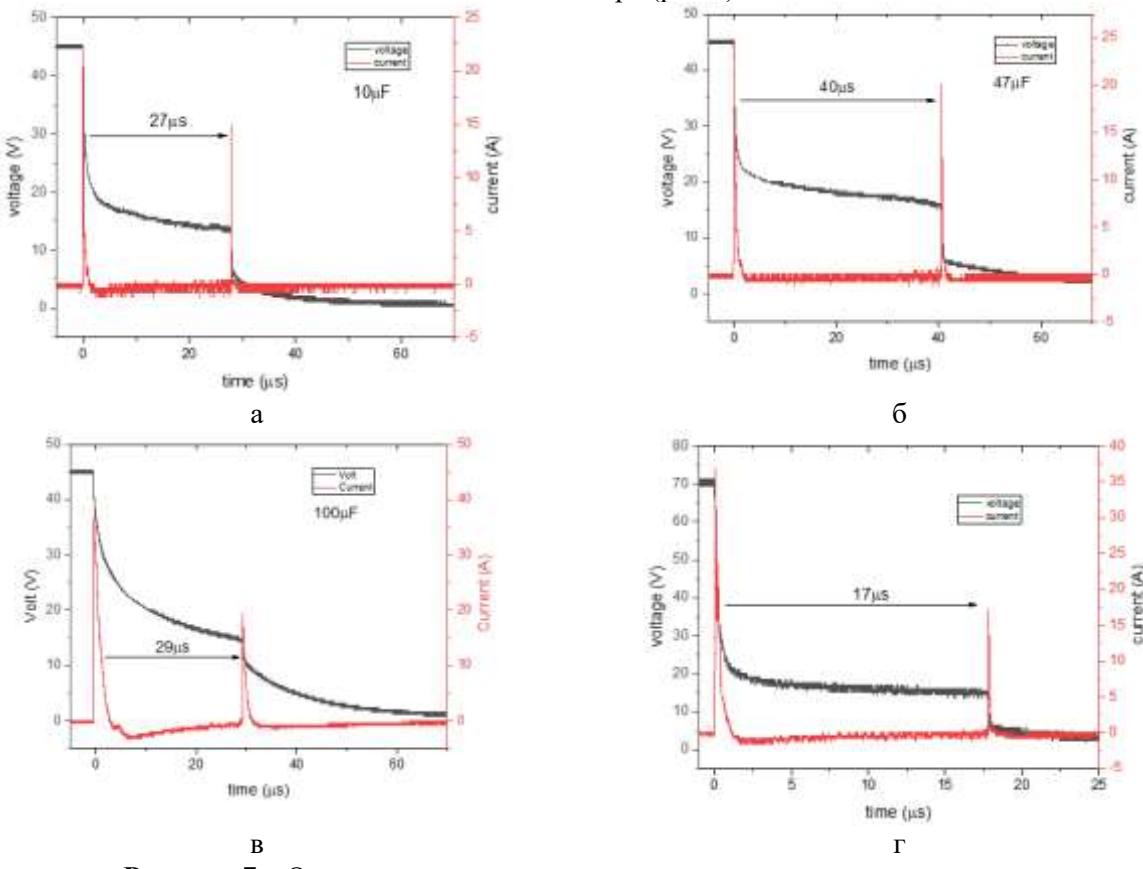


Рисунок 7 – Осциллограммы тока и напряжения при различных емкостях питающего конденсатора.

Эксперимент проводился с конденсаторами емкостью 10, 47 и 100 мкФ. При одинаковых напряжениях 45 В, с малой емкостью в 10 мкФ искра была слабой, а время между импульсами тока варьировалось от 20 до 60 мкс. При ёмкостях 47 мкФ и 100 мкФ искра была более заметной, а время между импульсами тока также значительно варьировалось.

Энергия разряда пропорциональна ёмкости и квадрату напряжения. Это означает, что уменьшение ёмкости и увеличение напряжения позволяют расходовать большую часть энергии в первом импульсе разряда. В экспериментах с конденсатором ёмкостью 10 мкФ при напряжении 70 В было показано (г), что от 0,25 Дж энергии при первом же разряде расходуется 0,23 Дж энергии, это порядка 92%, что указывает на его эффективность.

Для эффективного использования графитового топливо рекомендуется уменьшать ёмкость конденсатора и увеличивать напряжение. Дополнительные эксперименты с более высокими напряжениями и меньшей ёмкостью помогут определить оптимальные условия разряда. Такой подход позволит оптимизировать процесс разряда и повысить эффективность использования графитового электрода в различных приложениях.

## Заключение

В ходе проведённых экспериментов по изучению процессов поджига и подачи топлива в импульсном плазменном двигателе удалось определить оптимальные параметры системы поджига.

Анализ осцилограмм тока разряда основной и поджигающей системы, а также регистрация напряжения на конденсаторах позволило выявить отрицательных моментов, отрицательно сказывающихся на эффективности использования топлива. Спектральный анализ показал наличия частиц подаваемого топлива, что свидетельствует о корректности процесса его подачи и ионизации. С помощью высокоскоростной камеры зарегистрирован динамика образования плазмы. С помощью полученных рисунков было обнаружено наличие неэффективно использованного части топлива.

Важным этапом эксперимента стало упрощение системы для отдельного изучения процесса поджига. Были исследованы конденсаторы трех типов при разных значениях напряжения. На основании полученных данных был выбран тип ёмкости и напряжение для системы поджига. В результате этих исследований был выбран набор параметров для эффективного поджига, что позволит повысить производительность системы. Дальнейшая работа будет направлена на оптимизацию системы поджига и ее интеграцию в рабочие режимы импульсного плазменного двигателя.

## Благодарность

Данное исследование финансируется Комитетом науки Министерства науки и высшего образования Республики Казахстан (грант № АР19576858).

## Литература

- 1 Burton R.L., Turchi P.J. Pulsed plasma thruster // J. Propul. Power. – 1998. – Vol.14(5). – P.716–735.
- 2 Zhang Z., Ling W. Y. L., Tang, H., Cao, J., Liu, X., & Wang, N. A review of the characterization and optimization of ablative pulsed plasma thrusters // Reviews of Modern Plasma Physics. – 2019. – Vol.3(1).
- 3 Cho M.G., & Sung, H.-G. Numerical Modeling of Pulsed Plasma Thruster Performance with Teflon Ablation and Ionization. // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. – 2019.
- 4 Junichiro Aoyagi, Masayuki Mukai, Yukiya Kamishima, Tsubasa Sasaki, Kouhei Shintani, Haruki Takegahara, Takashi Wakazono, Mitsuteru Sugiki, Total impulse improvement of coaxial pulsed plasma thruster for small satellite // Vacuum. – 2008. – Vol.83, Iss. 1. – P 72-76.
- 5 Frisbee R.H. Advanced space propulsion for the 21st century. // J. Propul. Power. – 2003. – Vol.19(6). – P.432–446.
- 6 Dosbolayev M.K., Igibayev Zh.B., Tazhen A.B., Ramazanov T.S. Preliminary Study of the Solid-State Pulsed Plasma Thruster Model with Graphite as a Propellant // Plasma Physics Reports. – 2022. – Vol. 48. No. 3. P. 263-270.
- 7 Tazhen A. B., Rayimkhanov Zh. R., Dosbolayev M. K., Ramazanov T. S. Generation and Diagnostics of Pulse Plasma Flows // Plasma Physics Reports. – 2020, № 4. – P.465-471
- 8 Keidar M, Boyd ID, Beilis II On the model of Teflon ablation in an ablation controlled discharge. // J Phys D. – 2001. – Vol. 34(11). – P.1675–1677.
- 9 Tianyi Hu, Zhiwen Wu, Tiankun Huang, Zhe Zhang, Lutong Yang, Song Zhang, Study on the influence of ignitor position on a coaxial pulsed plasma thruster // Vacuum. – 2023. – Vol.218.
- 10 Takeshi Miyasaka, Kouji Nishigaki, Yoshimasa Matsui, Makoto Asahara, Tomoya Inaba, Riku Ono, Shoki Kumagai, Impulse bit and ablation characteristics of double cylindrical pulsed plasma thruster // Vacuum. – 2021. – Vol.186.
- 11 Hao Fu, Zhiwen Wu, Tiankun Huang, Tianyi Hu, Song Zhang, Influences of initial voltage and electrode size on propellant surface evolution in a coaxial pulsed plasma thruster // Acta Astronautica – 2024. – Vol.222. – P.573-585.

- 
- 12 Song Zhang, Zhiwen Wu, Tiansun Huang, Hao Fu, William Yeong Liang Ling, Study on the ablation of a pulsed plasma thruster with a non-volatile liquid propellant // Vacuum. – 2023. – Vol.216.
- 13 Hui Liu, Xiang Niu, Ming Zeng, Shangsheng Wang, Kai Cui, Daren Yu, Review of micro propulsion technology for space gravitational waves detection // Acta Astronautica. – 2022. – Vol.193. – P.496-510.
- 14 Xuhui Liu, Teng Li, Zhoubo Li, Hongpeng Ma, Shuzhou Fang, Design, fabrication and test of a solid propellant microthruster array by conventional precision machining // Sensors and Actuators A: Physical. – 2015. – Vol.236. – P.214-227.
- 15 Досбалаев М.К., Усенов Е.А. Қатты отынды иондыплазмалы қозғалтқыштың моделі және оның жұмыс істеу принципін зерттеу // Ашық жүйелер әволюциясының проблемалары журналы. – 2020. – №22. – Т. 2. – Б. 45-51.
- 16 Dosbolayev M.K., Tazhen A.B., Ramazanov T.S. Investigation and diagnostics of plasma flows in a pulsed plasma accelerator for experimental modelling of processes in tokamaks // Eurasian Journal of Physics and Functional Materials. – 2021. – Vol. 5(4). –P. 198-210.
- 17 Rui Zhang, Wenxiong Xi, QiangHuang. Influence of Different Energy Supply Methods on Performance of Ablative Pulsed Plasma Thrusters // Front. Energy Res., 31 August 2021Sec. Electrochemical Energy Conversion and Storage. China. –2021. –Vol.9. –10.3389.
- 18 Jianjun W.U., Yu Zhang, YangO.U., Hua Zhang. Experimental investigation on the plasma morphology of ablative pulsed plasma thruster with tongue-shaped and flared electrodes // Plasma Sci. Technol.–2020. –Vol.22 –Art.No 094007.
- 19 AheievaK., ToyodaK., ChoM. Vacuum Arc Thruster Development and Testing for Micro and Nano Satellites // Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan. –2016. –Vol. 14. –P.Pb91-Pb97.
- 20 Huang, T., Wu, Z., Zhu, K. The energy distribution mechanism in an ablative pulsed plamsa thruser// Chin.Space Sci. Tech.–2018. –Vol.38. –P.38–45.
- 21 Yi Liu, Fuchang Lin, Qin Zhang, Heqing Zhong. Design and Construction of a RogowskiCoil for Measuring Wide Pulsed Current //IEEE Sensors Journal. –February 2011. –Vol.11(1). –P.123-130.
- 22 KeidarM., BoydI.D., AntonsenE.L., BurtonR., SpanjersG.G. Optimization issues for a micropulsed plasma thruster // J. Propul. Power. –2006. –Vol. 22(1). –P.48–55.
- 23 Lau, Matthias & Herdrich, Georg. Plasma diagnostic with inductive probes in the discharge channel of a pulsed plasma thruster. 2014. Vacuum. 110. 165-171. 10.1016/j.vacuum.2014.07.023.
- 24 AntropovN.N., BogatyyA.V., DyakonovG.A., LyubinskayaN.V., PopovG.A., SemenikhinS.A., TyutinV.K., KhrustalevM.M., YakovlevV.N. A New Stage in the Development of Ablative Pulsed Plasma Thrusters at the RIAME // Solar System Research. –2012. –Vol.46. –P.531-541.
- 25 Schönherr, Tony & Herdrich, Georg. Propellant Utilization Efficiency in a Pulsed Plasma Thruster. Journal of Propulsion and Power. 2013. 29. 1478-1487. 10.2514/1.B34789.
- 26 Mengcheng Huang, William Yeong Liang Ling, Song Zhang, Xiangyang Liu, Ningfei Wang, Spectroscopic plasma plume study of a non-volatile liquid-fed pulsed plasma thruster // Acta Astronautica. – 2022. – Vol.198. – P.76-86, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.05.026>.
- 27 Arsenii Riazantsev, Maciej Jakubczak, Olgierd Cichorek, Jacek Kurzyna, Side and front fast imaging of solid and liquid fed ablative pulsed plasma thruster's discharge // Acta Astronautica. – 2024. – Vol.225. –P.583-594 <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.09.025>.

## References

- 1 R.L. Burton and P.J. Turchi, J. Propul. Power 14(5), 716–735 (1998).
- 2 Z. Zhang, W.Y.L. Ling, H. Tang, J. Cao, X. Liu and N. Wang, Rev. Mod. Plasma Phys. 3(1) (2019). <https://doi.org/10.1007/s41614-019-0020-6>.
- 3 M.G. Cho and H.-G. Sung, Int. J. Aeronaut. Space Sci. 20(1), 40–49 (2019). <https://doi.org/10.1007/s42405-018-0008-7>.
- 4 J. Aoyagi, M. Mukai, Y. Kamishima, T. Sasaki, K. Shintani, H. Takegahara, T. Wakizono, M. Sugiki and T. Wakizono, Vacuum 83(1), 72–76 (2008).
- 5 R.H. Frisbee, J. Propul. Power 19(6), 432–446 (2003).
- 6 M.K. Dosbolayev, Zh.B. Igibayev, A.B. Tazhen and T.S. Ramazanov, Plasma Phys. Rep. 48(3), 263–270 (2022).
- 7 A.B. Tazhen, Zh.R. Rayimkhanov, M.K. Dosbolayev and T.S. Ramazanov, Plasma Phys. Rep. 46(4), 465–471 (2020).
- 8 M. Keidar, I.D. Boyd and I.I. Beilis, J. Phys. D 34(11), 1675–1677 (2001).
- 9 T. Hu, Z. Wu, T. Huang, Z. Zhang, L. Yang and S. Zhang, Vacuum 218 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.vacuum.2023.111117>.
- 10 T. Miyasaka, K. Nishigaki, Y. Matsui, M. Asahara, T. Inaba, R. Ono and S. Kumagai, Vacuum 186 (2021). <https://doi.org/10.1016/j.vacuum.2021.110005>.
- 11 H. Fu, Z. Wu, T. Huang, T. Hu and S. Zhang, Acta Astronaut. 222, 573–585 (2024). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.103383>.

- 12 S. Zhang, Z. Wu, T. Huang, H. Fu and W.Y.L. Ling, Vacuum 216 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.vacuum.2023.111123>.
- 13 H. Liu, X. Niu, M. Zeng, S. Wang, K. Cui and D. Yu, Acta Astronaut. 193, 496–510 (2022). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.12.012>.
- 14 X. Liu, T. Li, Z. Li, H. Ma and S. Fang, Sens. Actuators A 236, 214–227 (2015). <https://doi.org/10.1016/j.sna.2015.09.006>.
- 15 M.K. Dosbolayev and E.A. Usenov, Probl. Evol. Open Syst. 22(2), 45–51 (2020).
- 16 M.K. Dosbolayev, A.B. Tazhen and T.S. Ramazanov, Eurasian J. Phys. Funct. Mater. 5(4), 198–210 (2021).
- 17 R. Zhang, W. Xi and Q. Huang, Front. Energy Res. 9 (2021). <https://doi.org/10.3389/fenrg.2021.740924>.
- 18 J. Wu, Y. Zhang, Y. Ou and H. Zhang, Plasma Sci. Technol. 22, 094007 (2020). <https://doi.org/10.1088/2058-6272/ab9387>.
- 19 K. Aheieva, K. Toyoda and M. Cho, Trans. JSASS Aerosp. Tech. Japan 14, Pb91–Pb97 (2016).
- 20 T. Huang, Z. Wu and K. Zhu, Chin. Space Sci. Tech. 38, 38–45 (2018).
- 21 Y. Liu, F. Lin, Q. Zhang and H. Zhong, IEEE Sens. J. 11(1), 123–130 (2011). <https://doi.org/10.1109/JSEN.2010.2050197>.
- 22 M. Keidar, I.D. Boyd, E.L. Antonson, R. Burton and G.G. Spanjers, J. Propul. Power 22(1), 48–55 (2006).
- 23 M. Lau and G. Herdrich, Vacuum 110, 165–171 (2014). <https://doi.org/10.1016/j.vacuum.2014.07.023>.
- 24 N.N. Antropov, A.V. Bogatyy, G.A. Dyakonov, N.V. Lyubinskaya, G.A. Popov, S.A. Semenikhin, V.K. Tyutin, M.M. Khrustalev and V.N. Yakovlev, Sol. Syst. Res. 46, 531–541 (2012).
- 25 T. Schönherr and G. Herdrich, J. Propul. Power 29, 1478–1487 (2013). <https://doi.org/10.2514/1.B34789>.
- 26 M. Huang, W.Y.L. Ling, S. Zhang, X. Liu, and N. Wang, Acta Astronautica 198, 76–86 (2022). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.05.026>.
- 27 A. Riazantsev, M. Jakubczak, O. Cichorek, J. Kurzyna, Acta Astronautica 225, 583–594 (2024). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.09.025>.

**История статьи:**

Поступила 30 ноября 2024

Принята 17 февраля 2025

**Article history:**

Received 30 November 2024

Accepted 17 February 2025

**Сведения об авторах:**

1. **Ж.Б. Игibaев** (автор-корреспондент) – магистр, научный сотрудник, НИИЭТФ, Казахский национальный университет им. Аль-Фараби, г.Алматы, Казахстан, email: [igizhan09@gmail.com](mailto:igizhan09@gmail.com)

2. **М.К. Досбалаев** – ассоциированный профессор, НИИЭТФ, Казахский национальный университет им. Аль-Фараби, г.Алматы, Казахстан, email: [merlan@physics.kz](mailto:merlan@physics.kz)

**Information about authors:**

1. **Zh.B. Igibayev** – Master, Research Scientist, Research Institute of Experimental and Theoretical Physics, Al-Farabi Kazakh National University, Almaty, Kazakhstan, email: [igizhan09@gmail.com](mailto:igizhan09@gmail.com)

2. **M.K. Dosbolayev** – Associate Professor, Research Institute of Experimental and Theoretical Physics, Al-Farabi Kazakh National University, Almaty, Kazakhstan, email: [merlan@physics.kz](mailto:merlan@physics.kz)