

Є. В. Спирін, канд. техн. наук В. М. Надтока

ЕЛЕКТРИЧНІ РЕАКТИВНІ ДВИГУНИ НА МЕТАЛЕВІЙ ПЛАЗМІ

Наведено огляд сучасних досліджень, присвячених проблемі створення електричних реактивних двигунів на металевій плазмі. Електричні реактивні двигуни вже довгий час привертають увагу спеціалістів, які працюють у галузі створення космічної техніки. Одним із видів електричних ракетних двигунів є двигуни, у яких використовується потік металевої плазми. Ракетний двигун на металевій плазмі (Vacuum Arc Thruster, VAT) – це новий клас електричних рушійних установок, у яких метал переводиться в плазмовий стан за допомогою електричного розряду, і прискорений потік металевої плазми створює реактивну тягу. Для роботи двигуна на металевій плазмі не потрібні газове або рідке паливо, нейтралізатори, нагрівачі, високовольтна електроніка, сильні електричні або магнітні поля. У двигунах на металевій плазмі для створення потоку плазми використовують метал, тому їхня конструкція дуже компактна. Оскільки матеріал катода перебуває у твердій фазі, то не може бути втрат палива внаслідок витоків. Не потрібно використовувати гази, тому такі двигуни не загрожують космічному апарату можливим вибухом резервуара, що перебуває під тиском. Крім того, немає клапанів і датчиків витрат (компонентів, які підвищують складність і вартість системи). Метою цієї роботи є аналіз рівня розроблення вакуумно-дугових реактивних двигунів на металевій плазмі на основі узагальнення та систематизації публікацій. Особливу увагу приділено аналізу робіт, у яких розглянуто двигуни на металевій плазмі з рівнем тяги порядку міліньютонів. На основі аналізу зроблено висновки про актуальність розроблення вакуумно-дугових реактивних двигунів. У березні 2024 р. в США відбувся успішний запуск супутника, у якому було встановлено вакуумно-дуговий реактивний двигун Xantus X4 розроблення Alameda Applied Sciences Co. і Benchmark Space Systems. На цей час провідні фірми космічної галузі продовжують удосконалювати технологію ракетних двигунів на металевій плазмі з наголосом на надійність, збільшення тяги та ресурсу роботи. Статтю призначено для фахівців у галузі ракетного двигунобудування.

Ключові слова: електричний реактивний двигун, вакуумний дуговий розряд, металева плазма.

The article provides an overview of modern research on the problem of creating electric jet engines based on metal plasma. Electric jet engines have long attracted the attention of specialists working in the field of creating space technology. One type of electric rocket engines is electric engines that use a metal plasma flow. A metal plasma rocket engine (Vacuum Arc Thruster, VAT) is a new class of electric propulsion systems in which metal converted into a plasma state using an electric discharge and an accelerated metal plasma flow creates jet thrust. A metal plasma engine does not require gas or liquid fuel, neutralizers, heaters, high-voltage electronics, or strong electric or magnetic fields to operate. Metal plasma engines use metal to create a plasma flow, so their design is very compact. Since the cathode material is in the solid phase, there can be no fuel loss due to leakage. No gases are required, so such engines do not threaten the spacecraft with a possible explosion of the pressurized container. In addition, there are no valves and flow sensors (components that increase the complexity and cost of the system). The purpose of this work is to analyze the level of development of vacuum-arc jet engines on metal plasma based on the generalization and systematization of publications. Particular attention paid to the analysis of works that consider metal plasma engines with a thrust level of the order of millinewtons. Based on the analysis, conclusions regarding the relevance of the development of vacuum-arc jet engines. In March 2024, a satellite successfully launched in the USA, in which the Xantus X4 vacuum-arc jet engine developed by Alameda Applied Sciences Co. and Benchmark Space Systems was installed. Currently, leading companies in the space industry continue to improve the technology of metal plasma rocket engines with an emphasis on reliability, increased thrust and service life. The article intended for specialists in the field of rocket engine engineering.

Keywords: electric thruster, vacuumarc discharge, metal plasma.

Вступ

Електричними двигунами називають двигуни, у яких для розгону робочого тіла використовується електрична енергія. На цей час розроблено ряд електричних рушійних

установок, що використовують різні фізичні процеси для створення реактивної тяги [1–3]. Електричні рушійні установки мають дуже високі питомі імпульси, що досягають тисяч секунд, і тягу від мікроньютонів до декількох ньютонів [4].

Одним із видів електричних ракетних двигунів є реактивні електричні двигуни, у яких використовується потік металеві плазми [5, 6]. Ракетний двигун на металевій плазмі (Vacuum Arc Thruster, VAT) – це новий клас електричних рушійних установок, у яких метал переводиться в плазмовий стан за допомогою електричного розряду, і прискорений потік металеві плазми створює реактивну тягу. Для роботи двигуна на металевій плазмі не потрібні газове або рідке паливо, нейтралізатори, нагрівачі, високовольтна електроніка, сильні електричні або магнітні поля.

У двигунах на металевій плазмі для створення потоку плазми використовують метал, тому їхня конструкція дуже компактна. Оскільки матеріал катода перебуває у твердій фазі, то не може бути втрат палива внаслідок витіку. Не потрібно використовувати гази, і такі двигуни не загрожують космічному апарату можливим вибухом резервуара, що перебуває під тиском. Крім того, немає клапанів і датчиків витрати (компонентів, які підвищують складність і вартість системи).

Необхідно відзначити, що назви «електродугові ракетні двигуни (ЕДРД)», яка зустрічається в літературі минулих років, і «вакуумно-дугові ракетні двигуни (ВДРД)» відрізняються фізичними процесами, що відбуваються під час передавання енергії робочій речовині. В ЕДРД проводиться нагрівання робочого газу дуговим розрядом, що горить у цьому газі. Це дозволяє збільшити температуру робочого газу, а отже потужність і питомий імпульс ЕДРД. У ВДРД дуговий розряд горить в іонізованих парах металу, потік яких створюється в катодних плямах, що переміщаються поверхнею металу.

1. Вакуумний дуговий розряд

Вакуумна дуга – це розряд, що виникає в парах металу, утворених з матеріалу катода в міжелектродному проміжку у вакуумному середовищі [7]. Вакуумно-дугові розряди детально описані в декількох публікаціях [7–9]. Катодна дугова плазма в довколишній зоні поверхні катода має назву катодно-дугових плям. У зоні розряду густина струму становить від 10^8 до 10^{12} А/м² [7]. Катодні плями мають нестійкий характер за часу їх

існування від наносекунд до мікросекунд. Нові катодні плями зазвичай виникають поряд з ранішими катодними плямами, де умови запалення найбільш сприятливі.

Дуговий розряд викликає ерозію поверхні катода, внаслідок чого утворюються іони, а також дрібні крапельки, що мають назву макрочасток. Іони, що утворюються в області катодних плям, мають виключно високу енергію, і ця енергія не залежить від значення струму розряду. Швидкість іонів також майже не залежить від значення заряду іона для цього металу. Вона буде різною для різних матеріалів катода, швидкість іонів становить близько 10^4 м/с, емітована з катодних плям плазма має дуже високу щільність, що досягає до 10^{26} іонів/м³ поблизу від катодної плями і близько 10^{20} іонів/м³ на відстані в декілька міліметрів від нього [7]. Крім того, іони зазвичай багатозарядні, наприклад, 2^+ і 3^+ . Інтенсивність емісії макрочасток залежить від матеріалу катода, а також від тривалості імпульсу. Матеріали з високою температурою плавлення, як, наприклад, тугоплавкі матеріали, дають дуже мало макрочасток.

Технологію вакуумно-дугових розрядів сьогодні використовують для промислового застосування, наприклад для імплантації іонів у поверхню виробів, осадження тонких плівок для створення твердих покриттів, а також для створення прозорих провідних оксидів.

Менш відомий той факт, що технологію вакуумної дуги також можна використати як засіб забезпечення тяги для невеликих супутників з пристроями, відомими як вакуумні дугові двигуни.

2. Реактивна сила потоків плазми з області катодних плям

У 1929 р. Р. Танберг установив, що вакуумний дуговий розряд створює силу, яка діє на катод, з якого виходить потік металеві плазми. Він зміг визначити приблизну швидкість іонів вакуумної дуги на міді, вимірявши силу, створену викидом плазми з катода [10]. Проведений Р. Танбергом експеримент показав, що дуговий розряд може бути використаний для створення реактивної тяги. Згідно з оцінкою Р. Танберга, швидкість іонів становить приблизно 16 км/с, що дає похибку менше ніж 20 % порівняно зі

значеннями, виміряними в наші дні з використанням точного обладнання [11].

Реактивна сила виникає в результаті розширення плазмового потоку в зоні катода. Цей потік розширюється із надзвуковою швидкістю, що досягається вже на відстані 2–3 радіусів катодної плями. Сила, що генерує катод, пропорційна струму i , отже, може бути виражена через відношення сили до струму. Тяга вакуумно-дугового реактивного двигуна залежить від маси іонів, іонного струму, швидкості плазми і коефіцієнта заряду іонів, тобто величин, що є фундаментальними характеристиками матеріалу катода, а також від струму розряду.

Будь-який провідний матеріал може бути використаний для створення реактивної тяги в ракетному двигуні. Метали добре підходять для цього завдяки своїй високій густині, хорошій електро- й теплопровідності, високим температурам плавлення та кипіння, а також відносно низькій роботі виходу електронів.

У роботі [12] наведено емпіричні значення характеристик вакуумної дуги для різних металевих катодних матеріалів.

Катодними матеріалами, що мають найбільший потенціал для експлуатаційних характеристик вакуумно-дугового двигуна, є магній, хром, ітрій, тантал, вольфрам, для яких ККД, у разі їх використання, лежить у межах від 0,07 до 0,12, а питомий імпульс тяги становить від 860 до 1 600 с. Сила плазмового потоку становить 0,4 мкН/А для мідних і 20 мкН/А для алюмінієвих катодів.

3. Ракетні вакуумно-дугові двигуни

Перші опубліковані дослідження вакуумних дугових двигунів виконали Детлефсен [13] та Гілмор і Локвуд [14]. Вони випробували різноманітні катодні матеріали та стали піонерами у використанні осьового магнітного поля для фокусування викиданого плазмового струменя. Однак проблема забезпечення великих значень струму розряду призвела до того, що подальший розвиток вакуумних дугових рушійних установок призупинився.

Мініатюризація електронних компонентів і широке використання сонячних панелей дозволили вакуумному дуговому двигуну стати більш привабливою формою рушійних установок для малих супутників.

Дослідження вакуумно-дугових двигунів відродилися в період 1998–2005 рр. завдяки співпраці між Корпорацією прикладних наук Alameda (AASC), Лабораторією реактивних двигунів NASA/Caltech (JPL) і Національною лабораторією імені Лоуренса в Берклі (LBNL) [15–17].

3.1. Основні групи конструкцій електро-реактивних двигунів на металевій плазмі (ЕРДМП)

Описані в літературі конструкції двигунів можна умовно поділити на три основні групи (рис. 1):

1. Планарні (площинні) [18, 19].
2. Кільцеві (трубчасті) [20, 21].
3. Коаксіальні [22, 23].

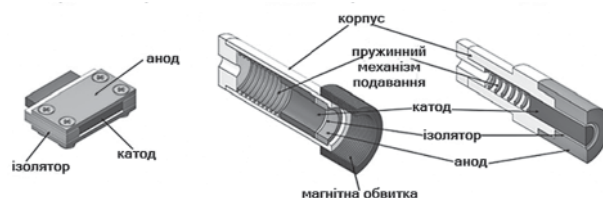


Рис. 1. Найпоширеніша геометрія вакуумно-дугового двигуна: планарна (ліворуч), кільцева (посередині) і коаксіальна схеми розміщення електродів (праворуч)

Перевагою коаксіальної конструкції є визначене місце створення тяги в порівнянні з площинними двигунами, у яких вакуумна дуга може виникнути в будь-якій точці широкого контакту. Крім того, коаксіальні двигуни мають точний напрям розширення плазмового потоку, тоді як у кільцевих двигунах напрям розширення плазмового потоку визначається зовнішнім магнітним полем.

Принцип роботи вакуумно-дугового двигуна полягає в такому [24]. З подаванням імпульсу напруги між катодом і анодом відбувається вибухоподібне випаровування провідної плівки на поверхні ізолятора, що розділяє електроди.

На катоді виникають катодні плями, що випаровують його матеріал. Металева пара, що випаровується, іонізується в прикатодному падінні напруги і з високою швидкістю викидається з області катодної плями.

Заряджені частинки еродованого матеріалу катода утворюють квазінейтральний потік плазми, що приводить до створення тяги (рис. 2).

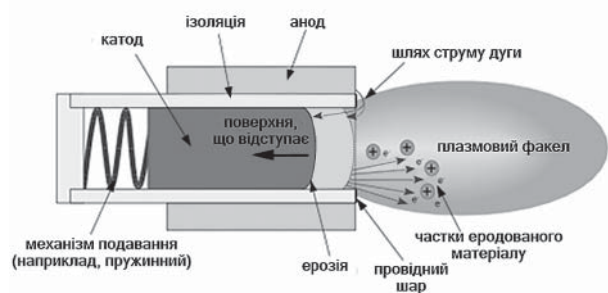


Рис. 2. Принцип роботи вакуумно-дугового двигуна

3.2. Мікрокатодні дугові двигуни

Мікрокатодну вакуумну систему двигуна розроблено для використання з метою керування позиціонуванням супутника в просторі і для коригування його орбіти в лабораторії мікродвигунів і нанотехнологій в Університеті ім. Дж. Вашингтона [25]. Мікрокатодний дуговий двигун являє собою реактивний електричний двигун з процесорним пристроєм та індуктивним накопичувачем енергії, загальна маса якого становить не більше ніж 100 г. Мікрокатодний дуговий двигун працює на основі повністю іонізованої плазми. Плазма формується на катодних плямах на внутрішній поверхні кільцевого електрода, потім розширюється у вакуумну зону під впливом градієнта магнітного поля.

Перша версія μ SAT (рис. 3), побудована між 2008 та 2009 рр., стала початком досліджень мікродвигунів, які проводять в Університеті ім. Дж. Вашингтона.

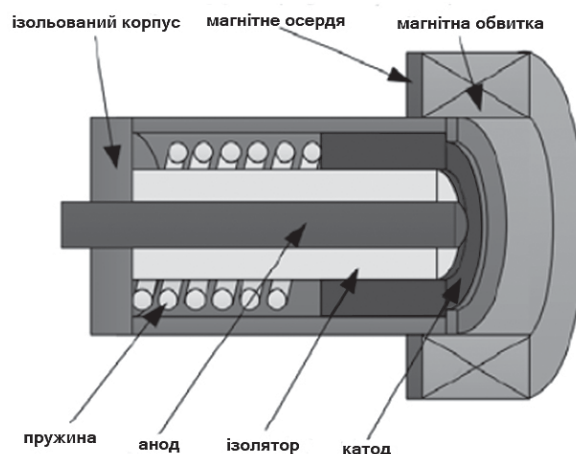
Рис. 3. Двигун μ SAT з кільцевим електродом: вид спереду з круговим рухом плями дуги під впливом магнітного поля (ліворуч); вид збоку (праворуч)

Цей пристрій складається з трубчастого катода й анода, розділених ізолювальним кільцем. Внутрішню частину ізолювального кільця покрито графітом для полегшення пробою розрядного проміжку. Анод прикріплено до основної конструкції двигуна.

Потік плазми проходить через отвір анода під впливом осьового магнітного поля.

Початкова конструкція працювала добре, але аналіз показав, що в процесі роботи двигуна частина плазми не бере участі у створенні тяги через геометрію двигуна. Плазма викидається під кутом із плями дуги (рис. 3). Місцеве магнітне поле досить сильне, щоб замагнічувати випущені розрядом електрони, які прямують уздовж силових ліній магнітного поля. Електричне поле «тягне» більшу частину іонів і направляє їх до вихідної площини. Частина іонів не буде достатньо «вигнута» в бік вихідної площини і натомість конденсуватиметься на аноді, що призводить до зменшення максимально можливої тяги.

На рис. 4 показано схему коаксіальної електродної системи μ SAT. Нову концепцію було розроблено для того, щоб вирішити проблему зниження ефективності, спричинену втратою іонів на внутрішні стінки двигуна. Удосконалена конструкція μ SAT з коаксіальними електродами складається з концентричних електродів з анодом у центрі. Анод оточений трубчастим керамічним ізоляційним матеріалом, а довкола нього – трубчастий катод. Ізоляційний матеріал покритий тонким шаром графіту. У системі також використано магнітну котушку для збільшення швидкості іонів і, отже, ефективності.

Рис. 4. Схема коаксіальної електродної системи μ SAT

Коли йдеться про рушійні установки з твердим паливом, виробників супутників часто турбує зворотний потік іонів і нейтральних частинок, які конденсуються на

поверхні супутника і забруднюють його. Це особливо шкідливо для оптики та чутливої електроніки, наприклад для сонячних батарей. Дослідження, які провели вчені Університету ім. Дж. Вашингтона, показали, що завдяки високому ступеню іонізації плазми, зворотного потоку іонів немає.

У процесі роботи матеріал катода двигуна витрачається на створення плазми, тому через деякий час його торцева поверхня вже не контактуватиме з ізолювальним кільцем, і розряд між електродами не виникатиме. Для збільшення терміну служби двигуна необхідно постійно переміщувати катод в зону розряду. Для цього запропоновано використати пружину, яка притискує катод до ізолювального кільця та забезпечує постійний контакт (рис. 5).

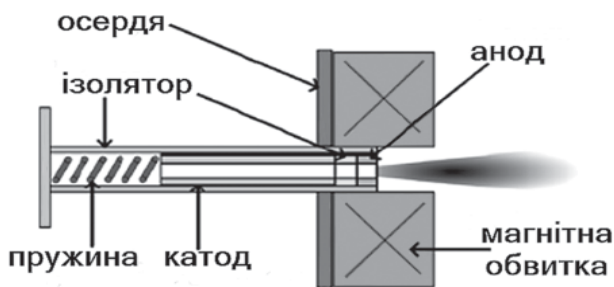


Рис. 5. Мікрокатодний дуговий двигун зі збільшеним терміном служби

У статті [26] розглянуто вісесиметричний мікрокатодний дуговий двигун з боковою подачею (рис. 6), що є вдосконаленою версією мікрокатодного дугового двигуна з боковою подачею, розробленою для покращення його експлуатаційних показників. Вісесиметричний мікрокатодний двигун містить кілька радіально встановлених катодів. Метою розроблення було збільшити термін служби двигуна. Потужність розряду двигуна регулюється зміною напруги й тривалості імпульсу джерела живлення. Характеристики двигуна були покращені за рахунок додавання кільцевого магніту довкола області генерації плазми. Досягнуто відсоток іонного струму дуги близько 10,5 % за магнітного поля та швидкості іонів 30 км/с. Було досягнуто рекордного терміну служби – 13×10^6 імпульсів, що свідчить про ефективність механізму подачі катодів.

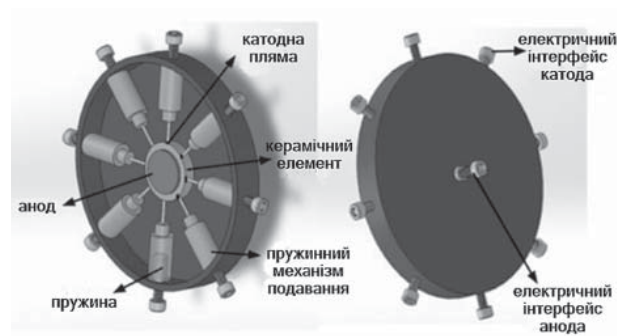


Рис. 6. Вісесиметрична конфігурація SF-μCAT з вісьмома електродами для кращої продуктивності й ефективності: ізометричний вид (ліворуч) і вид двигуна ззаду (праворуч)

3.3. Вакуумно-дугові двигуни класу mN

У роботі [27] наведено опис двигуна на металевій плазмі з катодами діаметром 38 мм (молібден і вуглець) розроблення американської фірми Alameda Applied Sciences Co. (рис. 7). Дослідний зразок двигуна з катодом з молібдену витримав 3,5 мільйони імпульсів частотою 4 Гц (рис. 1, праворуч). Середня еродована глибина дорівнює 8 мм, а еродована маса – 89,5 г.

Концепція багатопозиційного двигуна на металевій плазмі була предметом досліджень більше ніж два десятиліття. У роботі [28] викладено результати цих досліджень. Під час випробувань у вакуумі було виявлено проблеми бортової електроніки, такі як збої контролера і відмови роботи електронних компонентів. Причина цих електричних проблем викликана електромагнітними перешкодами, що виникають у результаті дуже високого dl/dt під час імпульсу розряду катодної дуги.

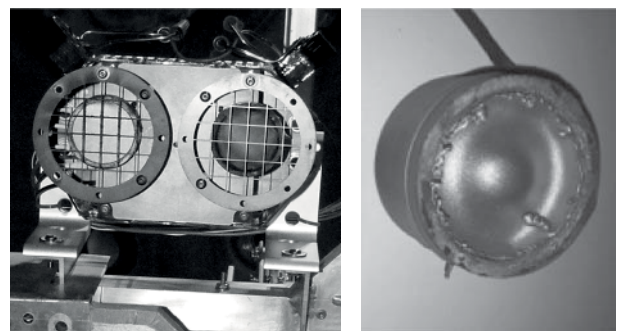


Рис. 7. Двигун з катодами з Мо і С (ліворуч), катод Мо після 3,5 мільйона імпульсів (праворуч)

Проблеми електромагнітних перешкод вдалось подолати подальшим доопрацюванням схеми контролера для забезпечення її стійкості до шумів імпульсів і повним екрануванням його від електромагнітних перешкод. На рис. 8 показано зовнішній вигляд металевого плазмового двигуна МРТ4.2, у якому встановлено шість металевих катодів.

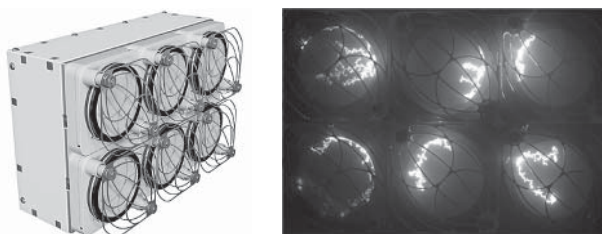


Рис. 8. Металевий плазмовий двигун МРТ4.2

Наступним кроком удосконалення багатопозиційного двигуна на металевій плазмі була заміна катодів круглої форми на прямокутні катоди (рис. 9). Це дало змогу збільшити ресурс роботи двигуна за такої ж загальної площі на 47 % за рахунок збільшення площі катодів. Глибина ерозії металевого катода обмежує термін служби пристрою, а збільшення його загальної площі також збільшує загальний імпульс, доступний пристрою.

Наприкінці 2022 р. компанія Benchmark Space Systems придбала права на двигун МРТ розроблення фірми Alameda Applied Sciences Co. і запропонувала допомогу в маркетингу та продажах на більш широкому ринку, на якому вже представлені хімічні двигуни Benchmark. У результаті спільної роботи компанії Benchmark Space Systems і фірми Alameda Applied Sciences Co. було створено багатопозиційний двигун на металевій плазмі Xantus X4 (рис. 9).

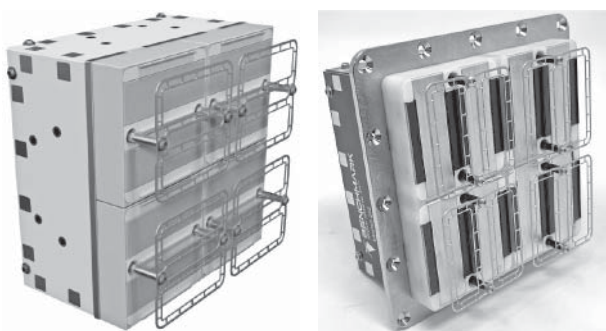


Рис. 9. Металеві плазмові двигуни з прямокутними катодами МРТ5.0 (ліворуч) і Xantus X4 (праворуч)

Перший запуск Xantus X4 у рамках місії Orion Space RROCІ для Сил оборони США відбувся у січні 2023 р. Супутник вийшов на орбіту, але не відокремився від розгінного блока через несправність системи розгортання. Xantus X4 згорів під час входу в атмосферу. Другий запуск відбувся 4 березня 2024 р., супутник успішно відокремився і вийшов на низьку навколomisячну орбіту.

На цей час Benchmark Space Systems продовжує вдосконалювати технологію ракетних двигунів на металевій плазмі з наголосом на надійність, включаючи прямі вимірювання імпульсу й тяги катодів з різних металів і збільшення ресурсу роботи понад 10 000 годин у вакуумі.

У роботі [29] подано вимірювання імпульсних бітів і тяги металевого плазмового двигуна Xantus МРТ. Випробування демонструють, що Xantus може працювати з будь-яким металом. Робота з молібденовими катодами показує співвідношення тяги / потужності приблизно від 11 мН/кВт до 12 мН/кВт. Отже, це двигун класу ~ 1 мН для малих супутників масою в діапазоні 50 кг. Базовий модульний двигун має розміри 98х98х60 мм. Чотири катоди в такому об'ємі загальною масою 1,2 кг дають максимальний імпульс 5 кНс.

3.4. Кластери вакуумно-дугових двигунів

Кластер тонкошарових VAT, відомий як повністю друкована рушійна система (ALPS) [30], був розроблений як рішення VAT без подачі катодів, яке усуває необхідність у складних механічних або електричних механізмах подачі, забезпечуючи при цьому точне вирівнювання електродів. Як показано на рис. 10, кожен тонкошаровий VAT має катодний шар, досить тонкий для роботи без спеціальної системи подачі. У той час як окремі VAT мають обмежений запас катодного матеріалу, кластеризація кількох VAT долає це обмеження. Кластерна конфігурація VAT забезпечує значно менший формфактор і знижену складність системи, що робить її особливо придатною для CubeSats. Крім того, кілька двигунів підвищують надійність і знижують ризик повної відмови рушійної системи [31]. У цьому дослідженні продемонстровано нову концепцію силового блока, здатну керувати безтригерними VAT-масивами на

супутниках CubeSat, де традиційні архітектури силових блоків є занадто громіздкими або мають значні обмеження в керуванні. Нова архітектура використовує кілька ізольованих джерел струму для забезпечення одночасної роботи двигунів з єдиним індуктивним підсилювачем енергії. Завдяки ізоляції енергії запалення від первинного джерела розряду різні варіанти силових блоків можуть забезпечувати як високу імпульсну первинну тягу, так і точне імпульсне керування в єдиній системі. Це дозволяє створювати рішення, що забезпечують високий сумарний імпульс, точне керування орієнтацією та резервування системи в єдиній масштабованій архітектурі, що значно розширює можливості мобільності та маневрності CubeSat у космосі.



Рис. 10. Кластер тонкошарових ВДРД:
схема масиву двигунів (ліворуч);
зображення складеного двигуна ALPS (праворуч)

Кластерні тонкошарові VAT також можуть забезпечити інтегроване керування орієнтацією, оскільки багатоосьові двигуни можуть створювати обертальний рух. Ця особливість перш за все корисна для такого застосування наносупутників, як спостереження за Землею та зв'язок, оскільки усуває необхідність в окремих системах керування орієнтацією, додатково оптимізуючи обмеження за масою та обсягом.

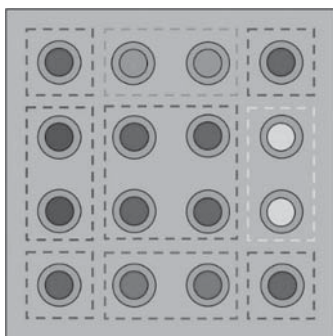


Рис. 11. Схема сегментованих решіток ВДРД
(двигуни, розташовані в центрі та кутах квадрата,
забезпечують основну тягу, а решта –
керування орієнтацією)

Як показано на рис. 11, сегментована система ВДРД може забезпечувати як рух, так і керування орієнтацією. Основна решітка двигунів, розміщена в центрі поверхні двигуна, забезпечує більший імпульс для коригування орбіти, тоді як двигуни керування орієнтацією, розташовані по периметру поверхні двигуна, забезпечують точне наведення для спостереження за Землею та зв'язку, а також тонке коригування швидкості під час польоту у складі групи супутників. Ця інтегрована система усуває необхідність додаткового обладнання для керування орієнтацією, звільняючи критичний простір і масу для наносупутників з обмеженими можливостями. Як альтернатива система може служити резервним механізмом керування орієнтацією, підвищуючи надійність і забезпечуючи можливість гасіння імпульсу для систем з маховиками.

Модульні або кластерні моделі ВДРД викликають значний інтерес як мікрорухійна система завдяки своїй масштабованості, низькій вартості, зручності зберігання та малому формфактору.

4. Системи енергозабезпечення ЕРДМП

На цей час розробляють різні концепції двигунів на основі вакуумної дуги, переважно в імпульсному режимі через обмеження потужності, характерні для малих космічних апаратів. Тому для живлення вакуумно-дугових реактивних двигунів необхідно використовувати імпульсні джерела живлення. На практиці необхідно враховувати додаткові труднощі: перетворення низької напруги від джерела живлення на мінімальну робочу напругу для такого матеріалу катода й отримання напруги запалення (від кількох сотень вольт до кіловольт) знижує можливу енергію імпульсу.

У роботі [32] запропоновано спосіб режиму «самозапуску» або «безтригерного» запуску дугового розряду. На рис. 12 подано принцип «самозапуску» розряду шляхом спеціальної схеми формування імпульсів. Ізолятор, який відокремлює катод від анода, покритий тонким шаром графіту. За відносно низької напруги ($\approx 100\text{--}200\text{ В}$) вакуумну дугу підключають за допомогою твердотілого перемикача, по шару графіту пройде струм, який концентруватиметься

на контактних точках катода. Плазма із цих контактних точок розширюється у вакуумний зазор і підтримує провідність від катода до анода через цей зазор. З огляду на те, що опір електропровідної плівки становить $\sim 1\,000\ \Omega$, струм швидко шунтується від початкової траєкторії (через поверхню) на нову траєкторію – через вакуумний зазор. Ерозія в процесі запалювання і горіння розряду призводить до нанесення плівки металу на ізолятор. Така схема дозволяє створити більше ніж 10^6 імпульсів запуску.

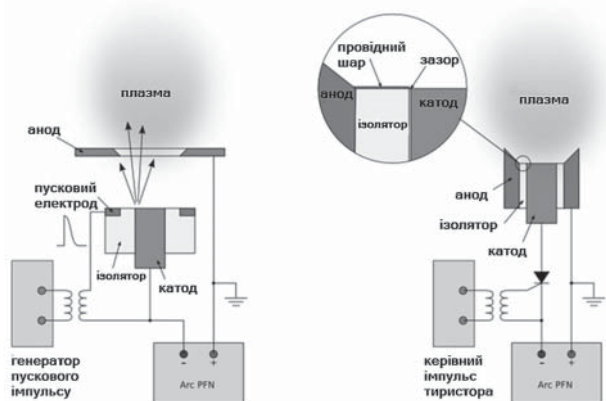


Рис. 12. Принципова схема безтригерного запалення дуги: типова система з пусковим електродом (ліворуч); система з «безпусковим» запалюванням дуги (праворуч)

Автори [33] розробили інший метод генерування високовольтних піків напруги для запалення дуги та підтримання її роботи. Замість ємнісного накопичувача енергії, а також забезпечення запалення дуги, в обох випадках використовували котушку індуктивності. Базуючись на цій концепції процесорного пристрою, було розроблено вдосконалену систему спеціально для кубсатів 1U. Ідея полягала в тому, щоб мінімізувати кількість електричних елементів і підвищити ККД процесорного пристрою. Для цього було використано котушку індуктивності як накопичувач енергії. Було створено котушку як систему з дуже невеликою кількістю деталей, яка має відносно невеликі розміри і дуже надійна в роботі. Для зарядження та розрядження котушки індуктивності як швидкодійний перемикач було використано IGBT – біполярний транзистор з ізольованим входом (рис. 13).

Індуктивність заряджається в той момент, коли коло закрито перемикачем. Коли перемикач відкривається, між анодом і катодом

швидко зростає напруга U , яка пропорційна добутку індуктивності L на зміну електричного струму в колі dl/dt . Якщо пік напруги є достатнім для електричного пробоя, вакуумна дуга запалюється.

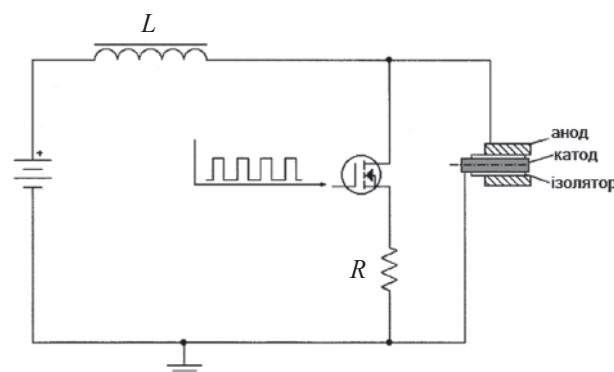


Рис. 13. Схема процесорного пристрою з індуктивним накопичувачем енергії

У класичних експериментах з вакуумною дугою часто використовують системи виключно з ємнісними накопичувачами енергії, які перетворюють напругу від лабораторного джерела живлення в напругу необхідних рівнів. Це досягається шляхом зарядження одного конденсатора з відносно невеликою ємністю (кілька мікрофарад) до напруги, достатньої для запалювання дуги (близько 1 кВ). Після запалення конденсатор з більшою ємністю (кілька мікрофарад) заряджається до нижчої напруги (100/200 В) для підтримання плазмової дуги. Накопичена енергія в цьому конденсаторі пропорційна ємності й квадрату напруги. Схему процесорного пристрою з додатковим ємнісним накопичувачем енергії (рис. 14) наведено в роботі [24].

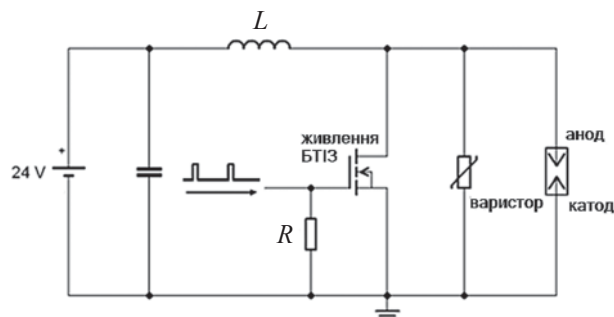


Рис. 14. Схема процесорного пристрою з додатковим ємнісним накопичувачем енергії

Для типових конструкцій вакуумних двигунів використовують напругу від 20 до 30 В, звичайний конденсатор ємністю

4,7 мкФ і робочою напругою 63 В, за розміром такий же як і котушка індуктивності 200 мкГн, але важить усього 10 г. За напруги 20 В енергія конденсатора дорівнює 940 мДж у порівнянні з 10 мДж енергії згаданої вище котушки індуктивності. Отже, набагато більше енергії можна отримати для вакуумно-дугового двигуна, у якому як основний накопичувач енергії використовують конденсатор.

5. Керування плазмовим потоком електричним і магнітним полем

За допомогою електричного поля можна керувати потоком плазми, прискорюючи іони та збільшуючи значення тяги. Для прискорення потоків плазми використовували сітчасті електроди, встановлені на шляху плазмового потоку. На сітку подавали високий потенціал, що прискорює потік іонів і, отже, підвищує тягу двигуна. Для мікросупутників таке рішення практично важко здійснити через малі габарити супутника й обмеження за вагою двигуна.

Однак для вакуумно-дугових реактивних двигунів підвищеної потужності цілком можливе використання такого рішення для підвищення тяги двигуна.

Для того щоб підвищити продуктивність двигуна малої тяги з вакуумним дуговим розрядом, можна застосувати зовнішнє магнітне поле. Радіальне магнітне поле із силовими лініями, перпендикулярними поверхні катода, викликають зворотний рух катодних плям. Це спричиняє ефективнішу ерозію поверхні катода і знижує утворення макрочастинок завдяки швидкому руху катодних плям.

Значне поліпшення вакуумного дугового двигуна малої тяги отримано, коли на головку двигуна наклали магнітне поле в осьовому напрямку [16]. Результат цього удосконалення дістав назву вакуумно-дуговий двигун малої тяги з магнітним підсиленням. Незважаючи на те, що позитивний ефект від використання магнітного поля спостерігався вже в 1960-х роках, сучасні конструкції двигунів малої тяги не використовували його. Магнітне поле підвищує напругу горіння дуги, оскільки електрони зазнають більшого імпедансу, коли

вони рухаються через силові лінії магнітного поля, щоб досягти анода. Це веде до підвищення енергії розряду, що, зважаючи на обмежену електричну потужність малих супутників, може бути небажаним. Магнітне поле також звужує плазму, зменшуючи її радіальне розширення, і різко збільшує енергію іонів в осьовому напрямку. Це перетворення імпульсу з радіального в осьовий імпульс викликане гідродинамічним ефектом магнітного сопла. Цей ефект аналогічний газодинамічному розширенню в соплі де Лавала. Переваги аксіального магнітного поля – більш рівномірна ерозія катода (керування дугою) та збільшення іонного струму.

Збільшення продуктивності двигуна можна пояснити колімацією потоку, що зменшує втрати тяги за рахунок іонів, які без магнітного поля рухаються під кутом до напрямку польоту, і ефектом слабкого магнітного сопла, що прискорює плазму. Тяга, що досягається, майже на 100 % вище з доданим магнітним полем у порівнянні зі стандартною установкою. Магнітне поле також приводить до вищого струму на одну катодну пляму та створює вищі зарядові стани іонів. Більш високий зарядовий стан і енергія можуть викликати зростання швидкості іонів, і тому значно збільшують питомий імпульс.

Таким чином, найбільш важливим є той факт, що під час використання магнітного поля в двигуні імпульс сили значно збільшується.

Висновки

1. Роботи в галузі розроблення та дослідження реактивних вакуумно-дугових двигунів проводять у багатьох промислово розвинених країнах, найбільш активно – в США, Німеччині, Франції, Китаї, Росії, Австрії, Японії, Великобританії, ПАР, Ізраїлі.

2. Малі розміри та низька середня споживана потужність вакуумно-дугових двигунів зробили їх найбільш перспективними для використання в малих супутниках.

3. У період з 2000 по 2020 рр. увагу конструкторів було зосереджено на розробленні імпульсних мікрокатодних двигунів з катодами діаметром декілька міліметрів і значенням тяги від одиниць до сотень мікроньютонів.

4. Дослідні роботи, виконані у 2020–2025 рр., показують тенденцію до розроблення реактивних двигунів на металевій плазмі з підвищеною тягою (до кількох міліньютонів), у яких використовують катоди діаметром декілька десятків міліметрів, що можуть бути змонтовані в єдиний багатопозиційний двигун для збільшення тяги та ресурсу роботи.

5. Ефективним методом підвищення параметрів вакуумно-дугових двигунів є використання електричного та магнітного полів для керування потоками плазми.

Список використаної літератури

1. Ethan Dale, Benjamin Jorns and Alec Gallimore. Future Directions for Electric Propulsion Research. *Aerospace*. 2020, 7, 120. <https://doi.org/10.3390/aerospace7090120>
2. Lev D., Myers R. M., Lemmer K. M., Kolbeck J., Koizumi H., Polzin K. The technological and commercial expansion of electric propulsion. *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 159. P. 213–227.
3. O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D. F. Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review. *Aerospace* 2021. Vol. 8. Issue 1. 22. <https://doi.org/10.3390/aerospace8010022>
4. Kolbeck J., Anders A., Beilis I. I., Keidar M. Micro-propulsion based on vacuum arcs. *Journal of Applied Physics*. 2019. Vol. 125. Issue 22. <https://doi.org/10.1063/1.5081096>.
5. Polk J. E., Sekerak M. J., Ziemer J. K., Schein J., Anders A. A Theoretical analysis of vacuum arc thruster and vacuum arc ion thruster performance. *IEEE Trans. Plasma Sci.* 2008. Vol. 36. No. 5, P. 2167–2179. <https://doi.org/10.1109/TPS.2008.2004374>
6. Schein J., Qi N., Binder R., Krishnan M., Anders A. et al. Low mass vacuum arc thruster system for station keeping missions. IEPC-01-228: Pasadena, CA. USA. 2001.
7. Anders A. Cathodic Arcs. Springer Science Business Media. New York. 2008. 540 p.
8. Sanders D. M., Anders A. Review of Cathodic Arc Deposition Technology at the Start of the New Millennium. *Surface and Coatings Technology*. Vol. 133–134. 2000. P. 78–90.
9. Любимов Г. А., Раховський В. І. Катодна пляма вакуумної дуги. УФН. 1978. Т. 125, вип. 4. С. 665–706.
10. Tanberg R. On the Cathode of an Arc Drawn in Vacuum. *Physical Review*. 1930. Vol. 35. No. 9. P. 1080–1089.
11. Anders A. and Yushkov G. Ion flux from vacuum arc cathode spots in the absence and presence of magnetic fields. *Journal of Applied Physics*. 2002. Vol. 91. No. 8. P. 4824.
12. Lun J. Performance improvement of vacuum arc thrusters. A thesis submitted to the Faculty of Engineering and the Built Environment at the University of the Witwatersrand, Johannesburg, in fulfilment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy. 2015.
13. Dethlefsen R. Performance measurements on a pulsed vacuum arc thruster. *AIAA Journal*. 1968. 6(6). P. 1197–1199.
14. Gilmour A. & Lockwood D. Pulsed metallic-plasma generators. *Proceedings of the IEEE*. 1972. 60(8). P. 977–991.
15. Qi N., Gensler S., Prasad R., Krishnan M., Vizir A. & Brown I. A vacuum arc ion thruster for space propulsion. Technical report, AASC. SBIR Phase-I Final Report F49620-97-C-0024, 31 MARCH 1998.
16. Tang B., Idzkowski L. & Au M. Thrust improvement of the magnetically enhanced vacuum arc thruster (MVAT), in '29th International Electric Propulsion Conference', Vol. IEPC-2005-304. 2005. Princeton University.
17. Polk J. E., Sekerak M. J., Ziemer J. K., Schein J., Niansheng Qi, Binder R., Anders A. A Theoretical analysis of vacuum arc thruster and vacuum arc ion thruster performance. *IEEE Trans. Plasma Sci.* 2008. Vol. 36. No. 5, P. 2167–2179.
18. Rysanek F., Hartmann J. W., Schein J. and Binder R. MicroVacuum Arc Thruster Design for a CubeSat Class Satellite. In 16th Annual/USU Conference on Small Satellites. 2002.
19. Lun J. Development of a vacuum arc thruster for nanosatellite propulsion. Master's thesis, Stellenbosch University. 2008.
20. Keidar M., Schein J., Wilson K., Gerhan A., Au M., Tang B., Idzkowski L., Krishnan M. and Beilis I. I. Magnetically enhanced vacuum arc thruster. *Plasma Sources Sci. Technol.* 2005. 14(4), 661–669.

21. Schein J., Gerhan A., Woo R., Au M., Krishnan M. Vacuum arc plasma thrusters with inductive energy storage driver. US Patent App. 11/417,366. 2007.
22. Gilmour A. S. Concerning the Feasibility of a Vacuum arc Thruster. In AIAA 5th Electric Propulsion Conference, San Diego, CA. 1966.
23. Schein J., Qi N., Binder R., Krishnan M., Polk J., Ziemer J. and Shotwell R. Vacuum Arc Thruster for Small Satellite Applications. Final Contractor Report, NASA. NASA CR-2001-211323. 2001.
24. Pietzka M. Development and Characterization of a Propulsion System for CubeSats Based on Vacuum Arc Thrusters. Ph.D. Thesis, University of the Bundeswehr Munich, Munich, Germany, 2016. P. 177.
25. Zhuang T., Shashurin A., Brieda L., and Keidar M. Development of micro-vacuum arc thruster with extended lifetime. 31st International Electric Propulsion Conference, IEPC-2009-192. Ann Arbor, Michigan. 2009.
26. Duppada G. S., Taploo A., Spinelli J., Keidar M. Toward achieving longevity of micro cathode thrusters. *Journal of Applied Physics*. 2025. 138(2).
<https://doi.org/10.1063/5.0273158>
27. Krishnan M., Velas K., and Leemans S. Metal Plasma Thruster for Small Satellites. AIAA Journal. 2020. Vol. 36. No. 4. P. 535–539.
<https://doi.org/10.2514/1.B37603>
28. Frankovich K., Krishnan M., Metal plasma thruster (MPT): from garage to orbit in 4 years, presented at the 2024 3AF Space Propulsion Conference in Glasgow, Scotland, 20–23 MAY 2024.
29. Frankovich K., Krishnan M., Mackey J.A., Kamhawi H. Flight Metal Plasma Thruster (MPT) Development, Qualification, and Thrust Measurement Campaign. Nasa Technical Reports Server: Cleveland, OH, USA, 2024.
30. Saletes J., Kim M., Saddul K., Wittig A., Honda K., Katila P. Development of a Novel Cubesat De-Orbiting All Printed Propulsion System. Space Propulsion: Estoril, Portugal, 2022.
31. Kanda B. and Kim M. Operation of Vacuum Arc Thruster Arrays with Multiple Isolated Current Sources. *Aerospace*. 2025, 12(6), 549.
<https://doi.org/10.3390/aerospace12060549>
32. Anders A., Schein J. and Qi N. Pulsed vacuum-arc ion source operated with a 'triggerless' arc initiation method. *Review of Scientific Instruments*. 2000. 71(2). P. 827–829.
33. Schein J., Qi N., Binder R., Krishnan M., Ziemer J. K., Polk J. E., & Anders A. Inductive Energy Storage Driven Vacuum Arc Thruster, *Review of Scientific Instruments*. 2022. 73. P. 925–927.
<https://doi.org/10.1063/1.1428784>

Стаття надійшла 24.10.2025