

ЕЛЕКТРОРЕАКТИВНИЙ ДВИГУН ДЛЯ КОМПЕНСАЦИИ АЕРОДИНАМИЧНОГО ГАЛЬМУВАННЯ МАЛОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТА НА НАДНИЗЬКІЙ ОРБІТІ

Інститут технічної механіки Національної академії наук України і
Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, м. Дніпро, 49005, Україна; e-mail: Gryshkevych.O.D@nas.gov.ua

Метою даної роботи є дослідження можливості створення електрореактивного двигуна (ЕРД), призначеного для тривалої експлуатації на наднизькій орбіті Землі. В роботі відзначаються переваги використання наднизьких орбіт і обґрунтовується актуальність їх освоєння. Наголошується, що основною перешкодою для освоєння цих орбіт є газодинамічне гальмування космічного апарата в верхній атмосфері Землі. На цей час панівною концепцією способу компенсації атмосферного гальмування космічного апарата є використання ЕРД, що використовує газ, який оточує апарат на орбіті, для створення компенсуючої тяги. При створенні двигунної установки такого типу головною задачею є створення пристрою для збору з оточуючої атмосфери достатньої кількості газового палива. При розробці виявилось, що властивості компонентів верхньої атмосфери не відповідають всім вимогам ефективного вироблення тяги, достатньої для компенсації атмосферного гальмування. Системи збору газу, які створені на цей час, виявились не спроможними до накопичення газового палива з необхідною швидкістю. В даній роботі пропонується альтернативна концепція ЕРД для компенсації атмосферного гальмування, що базується на досвіді розроблення технологічних плазмових пристроїв для нанесення функціональних металевих покриттів. В роботі розглядається можливість заміни газового палива для ЕРД на конденсоване робоче тіло – метал. З цією метою розроблялась концепція ЕРД «гібридного» типу. Концепція базується на поєднанні вакуумно-дугового і магнетронного розрядів в спільній конструкції плазмового пристрою. Імпульсний вакуумно-дуговий розряд використовується як джерело електронів для ініціювання і підтримання безгазового магнетронного саморозпилювального розряду. При цьому зберігається можливість створення мікротяги дуговим пристроєм. Основна тяга виробляється в магнетронному пристрої при розпиленні, іонізації і прискоренні іонів металу. При спільній роботі обох розрядів, в магнетронному розряді реалізується безгазовий магнетронний режим саморозпилення, аналогічний режиму біполярного потужнострумового імпульсного магнетронного розпилювання BP HiPIMS. Для верифікації можливості створення ЕРД «гібридного» типу була розроблена концептуальна модель плазмового пристрою. Отримані попередні результати, що підтверджують працездатність конструктивної схеми плазмового пристрою і перспективність створення безгазової двигунної системи, альтернативної існуючій на цей час концепції.

Ключові слова: наднизька орбіта, повітряно-прямоточний електрореактивний двигун, стаціонарний плазмовий двигун, геліконний плазмовий двигун, вакуумно-дуговий розряд, магнетронний розряд, плазмове джерело електронів, саморозпилення, безгазове розпилення, VLEO, ABEP, HIPIMS, BP HIPIMS.

The goal of this paper is to study the feasibility of an electrojet thruster for a long-term operation in a very low Earth orbit. The paper presents the advantages of very low orbits and substantiates the importance of their exploitation. The main obstacle to their use is a gas-dynamic drag on a spacecraft in the Earth's upper atmosphere. At present, the dominant concept of its balancing is to employ an electrojet thruster that uses the surrounding gas to produce a balancing thrust. In developing a thrust system of this type, the principal task is to design a device for collecting a sufficient gas amount from the surrounding atmosphere. However, in the course of development it turned out that the properties of the upper atmosphere components do not allow one to produce a thrust sufficient for atmospheric drag balancing. The existing gas collection systems proved to be incapable of providing the required gas accumulation rate. The paper proposes an alternative concept of an electrojet thruster for atmospheric drag balancing, which is based on the author's experience in the development of plasma devices for the deposition of functional metal coatings. The paper analyzes the possibility of replacing a propellant gas for an electrojet thruster with a condensed working medium: a metal. For this purpose, the concept of a hybrid electrojet thruster is developed. The concept is based on combining a vacuum arc discharge and a magnetron discharge in a single plasma device. A pulsed vacuum arc discharge serves as an electron source to initiate and maintain a gasless magnetron self-sputtering discharge. In this case, the arc device can produce a microthrust. The main thrust is produced in the magnetron device by metal sputtering, ionization, and ion acceleration. In the joint operation of both discharges, the magnetron discharge implements a gasless magnetron self-sputtering mode, which is similar to the BP HiPIMS bipolar high-current pulsed magnetron sputtering mode. A conceptual plasma device model is developed to verify the feasibility of a hybrid electrojet thruster. The preliminary results confirm the operability of the plasma device arrangement and the feasibility of a gasless thrust system as an alternative to the existing concept.

Keywords: very low orbit, air-breathing electrojet thruster, stationary plasma thruster, helicon plasma thruster, vacuum arc discharge, magnetron discharge, plasma source of electrons, self-sputtering, gasless sputtering, VLEO, ABEP, HIPIMS, BP HIPIMS.

Вступ. Сучасна діяльність людства в навколосезному космосі характеризується створенням універсальних багатофункціональних інтелектуальних платформ для забезпечення глобальної комунікації, навігації, збору даних, спостереження Землі та для забезпечення багатьох інших функцій, виконання яких ще недавно вважалося нереальним. Відомо, що до 50 % космічних апаратів (КА) припадає на КА для дистанційного зондування Землі (КА ДЗЗ). Для розміщення цих КА використовують низькі навколосезні орбіти (LEO) висотою до 1000 км. На цей час спостерігається стала тенденція до зростання затребуваності наднизьких навколосезних орбіт (VLEO), що відповідають висотам від 150 км до 450 км.

Використання наднизьких орбіт надає значні переваги перед орбітами LEO [1]. Через близькість наднизьких орбіт до поверхні Землі зменшується вартість виведення КА на робочі орбіти VLEO і збільшується відносна маса корисного навантаження КА. При цьому мінімізується ризик зіткнення КА із космічним сміттям і спрощується його деорбітинг (відведення). Для виконання схожих задач космічний апарат на орбіті VLEO може мати габарити в 300 разів менші за габарити КА на більш високих орбітах. Корисне навантаження КА на орбіті VLEO може бути в 30 разів меншим за навантаження КА на орбіті LEO.

При зниженні висоти польоту КА істотно покращується експлуатація мереж зв'язку 5G/6G. Затримка сигналу в один бік з висоти VLEO є ультранизькою і становить лише (1,2 – 2) мс. Це критично важливо як для здійснення фінансових операцій у реальному часі, так і для можливостей тактичного військового спостереження і управління. Через близькість VLEO до поверхні Землі реалізуються можливості безпосереднього зв'язку зі звичайними смартфонами без використання спеціальних терміналів. Ці можливості розглядаються як ключові для майбутніх інтегрованих мереж зв'язку широкого призначення.

З малим космічним апаратом (МКА) на VLEO можливе отримання оптичних зображень поверхні Землі з роздільною здатністю до (10 – 15) см, що теж важливо для широкого кола споживачів. При розташуванні засобів спостереження на VLEO забезпечується мініатюризація оптичних засобів, що дозволяє використовувати менші апертури телескопів для отримання результатів, які аналогічні отриманим великими супутниками на вищих орбітах, а також значно знижує масу та вартість космічних апаратів оптичного спостереження.

При спостереженнях поверхні Землі із застосуванням радарів з синтезованою апертурою (SAR), при зниженні висоти потужність сигналу зростає експоненційно. Це дозволяє зменшити потужність випромінювача до 64 разів або отримати у 256 разів чіткіше зображення при тій самій споживаній енергії. Оперативне спостереження локальних районів Землі особливо актуально для вирішення оперативних військово-розвідувальних задач.

Одночасно, наднизькі орбіти пропонують свій набір проблем. На VLEO більша за LEO щільність оточуючої атмосфери значно збільшує аеродинамічне гальмування космічного апарата, що за короткий проміжок часу може спотворити параметри орбіти і знизити час його активного існування. Надзвичайна хімічна активність атомарного кисню, концентрація якого на цих висотах складає майже 50 %, призводить до деструктивного впливу на конструкційні матеріали космічного апарата.

Перераховані вище фактори суттєво обмежують період активного існування КА на орбіті VLEO. Проте, переваги наднизьких орбіт переважають і спонукають до пошуків шляхів прискорення освоєння наднизьких орбіт.

Проблема полягає в створенні рушійної системи спроможної тривалий час компенсувати атмосферне гальмування КА.

Сучасний стан розроблення проблеми.

Аеродинамічне гальмування КА. Основною причиною, що перешкоджає практичному освоєнню наднизьких орбіт, вважається аеродинамічне гальмування КА в умовах верхньої атмосфери. Сила гальмування малого космічного апарата на наднизьких орбітах може мати величину декілька міліньютонів. З-за експоненційного закону змінення щільності верхньої атмосфери по висоті, при зменшенні радіусу орбіти, збільшується сила гальмування КА. Істотний вплив на щільність верхньої атмосфери виявляє сонячна активність. При максимальній і мінімальній сонячній активності щільність верхньої атмосфери на однаковій висоті може розрізнитись більш ніж у 10 разів.

Компенсація аеродинамічного гальмування. Для забезпечення тривалої і стабільної роботи КА вживають заходи по компенсації гальмуючого впливу верхньої атмосфери. Найбільш дієвими заходами є зменшення балістичного коефіцієнта КА та використання реактивної двигунної установки. Перший з цих заходів є пасивним і дозволяє лише знизити швидкість деградації висоти орбіти з часом. Для активного керування висотою польоту радикальним способом компенсації атмосферного гальмування є використання на КА рушійної системи. Сучасні електрореактивні двигуни (ЕРД) здатні створювати тягові зусилля, що дорівнюють або більші за силу атмосферного гальмування [2].

Із рис. 1 видно, що для утримання малого космічного апарата масою від 5 кг до 100 кг при площі міделя (площі перерізу КА в напрямі руху) 0,01 м², на орбітах від 200 км до 250 км, необхідна компенсуюча тяга від 0,25 мН до 0,5 мН. Для запобігання зниженню орбіти КА, тяга ЕРД повинна створюватись безперервно, а її величина повинна коливатись разом із щільністю атмосфери на орбіті. ЕРД для компенсації гальмування повинні задовольняти таким вимогам. Для мінімізації витрат пального, ЕРД повинен характеризуватись високим питомим імпульсом, тобто мати високий показник паливної ефективності.

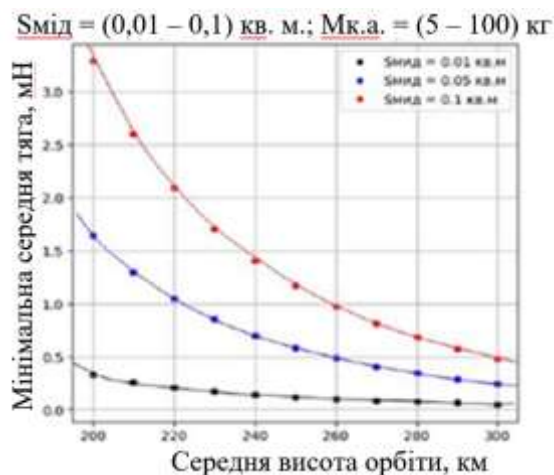


Рис. 1 – Залежність сили для компенсації аеродинамічного гальмування від висоти орбіти КА

Враховуючи необхідність забезпечення значної тривалості активного існування КА ДЗЗ, виникає необхідність мати значний бортовий запас газового

пального. По цій причині, забезпечення тривалої робочої місії на наднизькій орбіті, при сучасному розвитку техніки ЕРД, виявляється проблемним.

Згідно з існуючою концепцією забезпечення роботи ЕРД на VLEO, пропонується використання газу із верхньої атмосфери в якості пального для ЕРД. На висотах VLEO домінуючими газовими компонентами верхньої атмосфери є атомарний кисень і азот. Концентрація хімічно активного атомарного кисню на висотах VLEO дорівнює майже концентрації азоту.

Концепція використання газу верхньої атмосфери (RAM). Головною метою розроблення рушійної електрореактивної установки за концепцією RAM є забезпечення збору необхідної кількості газу з оточуючої КА атмосфери. Зазначимо, що в перспективі ЕРД такого типу можуть бути корисними при дослідженні інших планет, що мають газову атмосферу.

Згідно з RAM, для компенсації аеродинамічного гальмування необхідне створення спеціальної рушійної системи на основі ЕРД. Така система повинна містити дві функціонально різні підсистеми – колекторну і рушійну (рис. 2). Колекторна підсистема (повітрязабірник) призначається для забору газу із оточуючого КА атмосферного середовища. Інша підсистема – рушійна, призначається для створення реактивної тяги. Врешті, рушійна система такого типу повинна уявляти прямоточний повітряно-реактивний електричний двигун – АБЕР (Atmosphere Breathing Electric Propulsion). Результати досліджень і розробок АБЕР представлені в багатьох літературних джерелах оглядового характеру, наприклад [3], [4].

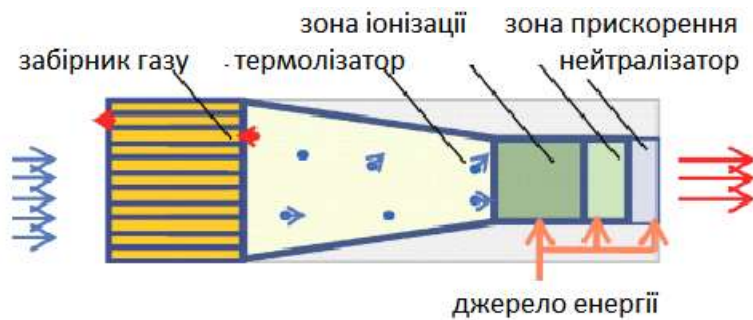


Рис. 2 – Принципова схема АБЕР

Колекторна підсистема АБЕР повинна забезпечувати необхідні витрати газу в ЕРД. Густина потоку газу, що необхідна для роботи ЕРД, досягається захопленням і стисненням газу, що оточує КА. Конструктивно до складу колекторної підсистеми входять забірник заборного газу і термолізатор. Призначення останнього полягає в підготовці захоплених іонів газу для його використання в ЕРД для створення тяги.

За оцінками [4], для компенсації аеродинамічного гальмування КА, при електричній потужності ЕРД 100 Вт, густина потоку газового палива на вході в ЕРД повинна забезпечувати отримання тяги від 1 мН до 6 мН. При цьому витрати атмосферного палива повинні становити близько 3 мг/с. Спроби збільшення збору атмосферного палива призводять до ситуації з позитивним зворотним зв'язком. Збільшення забору газу вимагає збільшення габаритів і маси системи збору. Це, в свою чергу, призводить до підвищення атмосферного гальмування і вимагає нового підвищення тяги і збільшення забору газу.

На цей час, для створення тягового зусилля існує широкий вибір електрореактивних рушійних установок, адаптованих до використання атмосфер-

ного палива. Найбільш перспективними для застосування в рушійній підсистемі АВЕР визнаються три типи ЕРД. Це такі:

- 1) плазово-іонний двигун (ПД) [5, 6];
- 2) ЕРД Холівського типу – СПД [5, 6];
- 3) ЕРД індукційно-плазового (геліконного) типу [6].

По показнику паливної ефективності найбільш ефективним вважається ЕРД типу ПД. Не зважаючи на те, що ПД характеризується рекордно високим питомим імпульсом, доцільність його практичного використання в АВЕР піддається сумніву з-за корозійних проблем при роботі в атмосфері атомарного кисню.

СПД характеризується нижчим за ПД питомим імпульсом, але його конструкція менше схильна до корозійного пошкодження. Так як в СПД іонно-оптична система прискорення іонів відсутня, корозійному пошкодженню можуть піддаватись тільки анод розрядної системи і катод-компенсатор.

В ЕРД геліконного типу тяга створюється прискоренням потоком квазі-нейтральної плазми. З цієї причини такий ЕРД не потребує компенсації об'ємного заряду, а значить катод-компенсатор в рушійній системі не потрібен. В безелектродній, діелектричній розрядній камері геліконного ЕРД відсутній прямий контакт плазми з металевими елементами конструкції. Геліконний ЕРД демонструє прийнятні, але гірші, ніж в ПД і СПД, тягові показники. Так, при потужності ЕРД 700 Вт, при витратах газу $20 \text{ см}^3/\text{хв}$. тяга геліконного ЕРД становить 10 мН, при питомому імпульсі $I_{sp} = 2000 \text{ с} - 4000 \text{ с}$.

На цей час розроблені критичні технології і пристрої для збору іонізації і прискорення розрідженого атмосферного потоку. При цьому визнається, що існують непереборні труднощі, які не дозволяють отримати однозначну відповідь на питання придатності розроблених систем АВЕР до експлуатації в реальних космічних умовах.

Критика концепції АВЕР. В роботі [7], яка присвячена огляду останніх результатів досліджень АВЕР, розглядалися аспекти застосування газу верхньої атмосфери в якості палива рушійної системи. В цій роботі стверджується, що головні труднощі розробок АВЕР полягають в принципових особливостях використання атмосферного палива. Так, у порівнянні з традиційним ксеноновим паливом ЕРД, атмосферне паливо має принципово гірші можливості іонізації електронним ударом (менший переріз іонізації і більший потенціал іонізації). Відзначається також, що технологія іонізації, яка використовується в сучасних ЕРД, являється ефективною лише при використанні ксенону, але недостатня при іонізації газових компонентів верхньої атмосфери. Визнається, що існуючі типи ЕРД не здатні генерувати достатню тягу при роботі на тій кількості забортного газу, яку можливо зібрати на орбіті сучасними системами збору.

Передумови розроблення альтернативної концепції подолання атмосферного гальмування. На наш погляд, для досягнення успіху в рішенні проблеми компенсації атмосферного гальмування не слід нехтувати всіма існуючими на цей час можливостями. Пропонується звернути увагу на доцільність використання палеативних (часткових, тимчасових) технічних рішень.

В області розроблення плазових пристроїв для плазово-променевої обробки і нанесення покриттів на цей час розроблені оригінальні технічні рішення, що можуть знайти застосування в області ЕРД. Запозичення до-

свіду, отриманого в технологічній галузі, може прискорити вирішення критичних задач в космічному двигунобудуванні.

Наш оптимізм, щодо існування альтернативних можливостей прискорення освоєння VLEO, базується на таких міркуваннях. В плазмовій технології і в космічному двигунобудуванні використовують аналогічні за фізичними принципами функціонування плазмові пристрої. Це генератори спрямованих потоків енергетичної металевої плазми. Космічна галузь, як споживач плазмових пристроїв, пред'являє до технологічних пристроїв більш жорсткі вимоги, що є не таким критичним для наземної технологічної галузі. З-за цієї особливості в технологічній галузі, на відміну від космічної, при розробці плазмових пристроїв значно швидше виникають і знаходять практичне застосування корисні інновації. Таким чином, технологічну галузь можливо використовувати як джерело продуктивних ідей для вдосконалення космічної плазмової техніки.

В основу нашої роботи покладено використання ряду оригінальних розробок технологічної галузі, що можуть бути корисними при розробці низькоорбітальних ЕРД. Такими можна вважати такі способи і технічні рішення: способи застосування в плазмових пристроях конденсованого робочого тіла (металу); способи застосування явищ термічного випаровування і іонного розпилення для диспергування металевого робочого тіла; способи поєднання в межах однієї конструкції розрядів різних типів, тобто застосування «гібридного» принципу створення плазмових пристроїв нового типу; способи створення і застосування високоінтенсивних імпульсних режимів з саморозпиленням металу; спосіб безгазового розпилення металу в магнетронному розряді; спосіб вилучення і прискорення плазми в подвійному шарі об'ємного заряду плазми розряду МРС; спосіб профілювання магнітного поля для формування спрямованого потоку газометалевої плазми і т. ін.

Основною особливістю нашої розробки є застосування металевої плазми для створення тяги. При використанні в ЕРД металевого палива виникають переваги відносно ЕРД на газовому паливі. В разі використання конденсованого робочого тіла значно спрощується конструкція паливної підсистеми, а також істотно покращуються її масові і габаритні характеристики.

Відомо, що іонізаційні характеристики металів кращі за аналогічні характеристики атмосферних газів. В роботі [8] докладно досліджувались властивості металів, потенційно придатних для використання їх в якості палива ЕРД. Було показано, що ЕРД з вакуумно-дуговим розрядом і металевим паливом конкурентно спроможні навіть у порівнянні із ксеноновими ЕРД.

Прискорювачі металевої плазми на основі вакуумно-дугового розряду. В вакуумно-дуговому плазмовому пристрої класичного (торцевого) типу випаровування і часткова іонізація матеріалу катоду відбувається в вакуумно-дуговому розряді (ВДР), що локалізується на торцевій поверхні катоду, в так званих «катодних плямах». Робочий процес генерації плазми в дуговому розряді не потребує використання газу. Генерований в ВДР потік плазми містить від 10 % до 15 % іонів матеріалу катоду [9]. Саме ці компоненти, згенеровані в ВДР, спроможні до такого доприскорення і створення тягового зусилля. Рештою частинок є електрони і нейтральні розпилені мікрочастинки матеріалу катоду до створення тяги практично не придатні.

Механізм прискорення заряджених частинок в дуговому розряді носить переважно тепловий (не електричний) характер [10]. Частинки металевого па-

лива прискорюються під тиском пари металу, який розвивається в катодних плямах. Прискорення відбувається в напрямі, нормальному до торцевої поверхні катоду. Такий принцип прискорення робочого тіла лежить в основі ЕРД типу VAT [11]. В VAT потік плазми генерується на торцевій поверхні катоду малої площі. Мала площа торцевої поверхні катоду, з якої відбувається емісія заряджених частинок, обмежує можливості підвищення тяги в VAT. Окрім фактору площі, незадовільність двигунних характеристик ЕРД типу VAT визначається також тепловим механізмом прискорення і низьким вмістом іонів в потоці частинок, що генерується VAT. Деяке покращення рушійних характеристик VAT отримують за рахунок використання доприскорення плазми в магнітному соплі [12]. Завдяки простоті і надійності конструкції, VAT успішно використовуються на КА мікро- і нанокласів для створення тяги, достатньої для вирішення завдань орієнтації апарата. Привертає увагу спроможність дугового розряду до ефективної генерації значної кількості електронів, які можуть бути використані в інших плазмових розрядах пристрою.

Прискорювачі плазми на основі магнетронного розряду. Найбільш перспективним для застосування в рушійній системі є магнетронний розряд, що застосовується в технологічній системі іонного розпилення (МРС) [13]. Умовами підтримання магнетронного розряду є необхідність існування над катодом розпилювального пристрою осесиметричного магнітного поля арочної конфігурації і необхідність застосування технологічного газу. Розпилювальний магнетронний розряд локалізується над всією поверхнею катоду МРС, обмеженою магнітною аркою. При бомбардуванні поверхні катоду іонами аргону відбувається іонне розпилення матеріалу поверхні катоду під аркою. При незмінній геометрії катоду МРС, продуктивність розпилення регулюється величиною густини розрядного струму, що приводить до перегріву катоду МРС. При цьому виникає необхідність примусового охолодження катоду проточною водою. З огляду на можливість застосування магнетронного розряду в рушійній системі, його привабливою особливістю можливо вважати продуктивну здатність до розпилення металу з іонізацією розпилених атомів.

Ефективним генератором металевих іонів в МРС являється імпульсний високопотужний режим розпилення (НІРІМС) [14]. Такий режим МРС характеризується високопотужними уніполярними розрядними імпульсами з високою густиною струму, низькою частотою повторення імпульсів і низьким робочим циклом розрядного процесу. Суттєвим недоліком режиму НІРІМС є необхідність застосування технологічного плазмоутворюючого газу. Для розширення застосування режиму НІРІМС в технології нанесення покриттів були розроблені технічні рішення, спрямовані на часткове усунення залежності від газу.

Дослідження механізму виникнення та підтримання розрядних імпульсів в НІРІМС свідчать, що технологічний газ необхідний тільки в фазі ініціювання розрядного імпульсу. Ініціювання відбувається електронами газового розряду. На відміну від дугового розряду, в імпульсному магнетронному розряді іонізується майже весь розпилений матеріал. Після виникнення розрядного імпульсу, при достатній густині розрядного струму, в розряді забезпечується висока (вище 90 %) іонізація розпилених атомів. Металеві іони розряду підсилюють (або навіть заміщують) процес іонного розпилення. В такому разі реалізується режим «саморозпилення» [14]. Повідомляється, що в

НІРІМС реєструється можливість послідовного ініціювання розрядних імпульсів. При цьому, кожний попередній розрядний імпульс ініціює виникнення наступного розрядного імпульсу. Така особливість режиму НІРІМС надзвичайно перспективна для використання в пристрої для створення тяги. Реалізація можливості самопідтримання безгазового режиму стримується необхідністю технологічного газу для стартового ініціювання розрядного режиму НІРІМС.

В режимі НІРІМС піковий струм в розрядних імпульсах значно перевищує середнє значення струму в розряді. Типовий імпульсний режим технологічного процесу розпилення використовує імпульси із високою піковою густиною потужності до 3 кВт/см^2 . Середня густина потужності імпульсного розряду в МРС може бути на два порядки менша за пікову. Тривалість розрядних імпульсів становить від 50 мкс до 200 мкс (що дорівнює приблизно 1 % часу одного розрядного циклу). Вимкнення розряду відбувається за час приблизно 0,02 с. Частота розрядних імпульсів становить до 500 Гц. Імпульс розрядної напруги може бути до 1,5 кВ. Розряд великої потужності в режимі саморозпилення, що виникає після газового ініціювання, може існувати як чисто металевий розряд (розряд на парах металу). Таким чином, в технологічних застосуваннях МРС існує потреба тільки в незначній кількості технологічного газу в період ініціювання розряду.

Для створення ЕРД на основі магнетронного розряду необхідно було подолати такі вади магнетронного режиму НІРІМС:

- 1) для створення декларованої безгазової рушійної системи, використання навіть мінімальної кількості газу є принципово неприйнятним;
- 2) оскільки енергія розпилених і іонізованих в МРС атомів металу не перевищує теплову, що недостатньо для створення відчутного тягового зусилля, необхідно було вирішити проблему доприскорення металевих іонів, згенерованих магнетронним розрядом.

Безгазовий процес магнетронного розпилення. Ідея безгазового розпилення в МРС належить Андерсу [15]. Із лабораторної практики відомо, що для первинного ініціювання стаціонарного тліючого розряду іноді достатньо одиночного іскрового розряду. В такому разі, іскровий розряд виконує роль джерела електронів. Таким джерелом електронів може бути і будь-яке інше джерело плазми, наприклад, дуговий розряд, розряд в порожнистому катоді або навіть джерело електронів у вигляді розжареної спіралі.

В нашій роботі [16] був виявлений ефект зниження робочого тиску технологічного аргону в вакуумній камері під час спільної роботи МРС і плазмового джерела електронів. В експерименті був використаний плазмовий катод-компенсатор від ЕРД типу СПД. При працюючому джерелі електронів, зниження тиску аргону в вакуумній камері до $1,5 \times 10^{-4}$ Торр не приводило до зниження розрядного струму в МРС. Ефект слабо залежав від взаємного розташування МРС і джерела електронів. Було встановлено, що причиною виявленого ефекту була інжекція електронів з плазмового катоду в магнетронний розряд. В результаті виникло припущення, що такий ефект можливо використати для ініціації і підтримання повністю безгазового магнетронного розряду. Можливість підтримання безгазового режиму магнетронного розряду відкриває перспективи створення ЕРД на основі МРС для роботи при низькому тиску оточуючого газового середовища (в верхній атмосфері Землі).

Створення можливості підтримання безгазового магнетронного розряду інжекцією електронів відкриває привабливу можливість використання магнетронного розряду в ЕРД на металевому паливі.

В технологічних застосуваннях HIPIMS, для регулювання енергії іонного потоку, на підкладку подається негативне електричне зміщення. При необхідності обробки діелектричних поверхонь такий спосіб регулювання енергії іонів виявляється неможливим. Для позбавлення від технологічного газу і для підвищення енергетичних характеристик потоку розпиленого матеріалу, розрядну систему HIPIMS було модифіковано.

В режимі BP HiPIMS [17] були створені умови, при яких в магнетронному плазмовому пристрої після кожного розпилювального імпульсу розряду слідує імпульс, що прискорює металеві іони. Після завершення розпилювального розрядного імпульсу настає фаза деіонізації розрядної плазми (період так званого «післясвічення» [18], що не відбувається миттєво), в цей час на підкладку (на поверхню, що піддається плазмовій обробці), подається довгий (декілька сотен мкс) негативний імпульс, що прискорює іони до підкладки. Такий спосіб вилучення і доприскорення металевих іонів прийнятний тільки при існуванні можливості подачі на підкладку електричного потенціалу.

В разі діелектричної підкладки або при необхідності створення потоку іонів необмеженого підкладкою, застосовують модернізовану схему живлення розряду – BP AC HIPIMS (A – «анод допоміжний» плюс C – coil (соленоїд)). Для здійснення такої схеми доприскорення іонів, на віддаленні від катоду МРС (на відстані не менше діаметра катоду МРС) встановлюється допоміжний анод. Над допоміжним анодом встановлюється соленоїдальна котушка, що формує конфігурацію магнітного поля типу «магнітного сопла». Під час прискорювального імпульсу в плазмі в порожнині соленоїду відбувається перебудова конфігурації об'ємного заряду плазми і утворюється «подвійний шар». Прискорення відбувається в подвійному шарі плазми. Експериментально було встановлено, що в такій конфігурації електродів енергія прискорених іонів відповідає приблизно 55 % потенціалу прискорювального імпульсу. На цей час фізика розглянутих варіантів доприскорення ще не з'ясована достеменно, але отримані результати відповідають бажанню створення прискореного потоку плазми і знайшли застосування в практичній діяльності.

Розроблення і попередні дослідження ЕРД «гібридного» типу. Розглянуті вище фізичні ефекти і технічні рішення для їх практичного застосування були нами використані при створенні експериментального плазмового пристрою – прототипу ЕРД. Відмітною ознакою такого плазмового пристрою була можливість генерації спрямованого, необмеженого перешкодою, потоку металеві плазми. Передбачалось, що такий пристрій може знайти застосування в технології поверхневої обробки виробів із діелектричних матеріалів або прототипом ЕРД на металевому паливі. ЕРД такого типу може вважатися альтернативою АВЕР для компенсації атмосферного гальмування КА на VLEO.

Розроблена експериментальна модель плазмового пристрою використовувалась для перевірки працездатності і оцінки можливості практичного застосування розглянутих вище технічних рішень. Головна ідея нової концепції електричної рушійної установки полягає у відмові від газового палива і його

заміні на конденсоване робоче тіло. Розроблена концепція ЕРД є альтернативою прийнятій на цей час газової концепції РАМ. Як відомо, ЕРД типу АВЕР є принципово газовою рушійною системою. Переваги використання металевих палива полягають у такому: у відмові від важкої і габаритної підсистеми збереження і подачі газового палива; у відмові від використання плазмового катода-компенсатора в ЕРД; виключає використання в ЕРД хімічно активного газу (атомарного кисню); призводить до отримання енергетичних переваг за рахунок використання палива з кращими показниками іонізації; дозволяє застосовувати ефективні безелектродні схеми доприскорення іонів.

Принциповою відмінною рисою розробленої плазмової рушійної системи є одночасне використання двох різних типів розрядів – вакуумно-дугового і магнетронного. Гібридний характер конструкції ЕРД передбачає можливість використання двох різних режимів створення тяги. Така можливість допускає прецизійне регулювання величини тяги ЕРД. Так вакуумно-дугова підсистема для інжекції електронів може використовуватись самостійно для створення мікротяги. Імпульсно-періодичний режим роботи гібридної рушійної системи забезпечує дросельований режим керування тягою.

Конструктивною основою моделі «гібридного» плазмового пристрою є магнітна система. Магнітна система містить три концентричні магнітні полюси. На рис. 3 зображено: 1 – джерело магнітної індукції – кільцевий магніт Nd-Fe-B; 2 – анод магнетронного розряду; 3 – зовнішній магнітний полюс; 4 – катод магнетронного розряду; 5 – середній магнітний полюс, він же катод дугового розряду; 6 – центральний магнітний полюс. В моделі використовувався мідний катод магнетронного розряду.

Попередні експерименти по підтвердженню працездатності (валідації) розробленої плазмової системи відбувались в вакуумній камері, що відкачувалась до тиску приблизно $(8 - 9) \times 10^{-5}$ Торр і після відкачування наповнювалась азотом до тиску не більше 2×10^{-4} Торр. Такий вибір величини тиску був пов'язаний з імітацією газових умов на висоті VLEO. На цій висоті передбачається експлуатація ЕРД «гібридного» типу. На висотах, в діапазоні від 200 км до 300 км, тиск залишкової атмосфери становить близько 10^{-4} Торр.

Живлення вакуумно-дугового розряду здійснювалось від стандартної системи живлення дугового розряду установки «Булат». Магнетронний розряд живився від регульованого джерела постійного струму або від саморобного джерела імпульсно-періодичного типу. Докладний опис цих джерел і розрядні характеристики магнетронного розряду представлені в наших статтях [19, 20]. Для послідовного запалення тригерного, вакуумно-дугового і магнетронного розрядів передбачалось використання електронного комутатора. В попередніх випробуваннях концептуальної моделі плазмового пристрою комутатор не використовувався. Комутація здійснювалась вручну. Для запобігання перегріву, катод магнетронного розряду мав водяне охолодження. Докладні дослідження робочих режимів плазмового пристрою плануються з використанням системи вимірювання тягового зусилля, яка створюється.

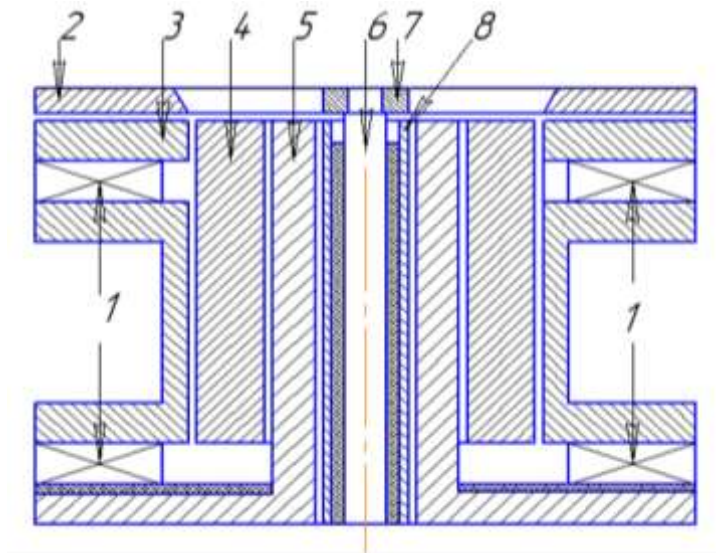


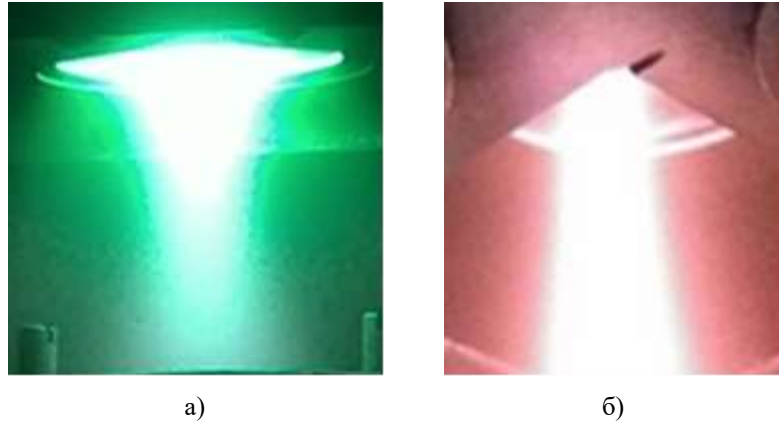
Рис. 3 – Концептуальна модель ЕРД «гібридного» типу

Одноімпульсний режим роботи експериментального плазмового пристрою включав послідовне виконання таких комутацій розрядних ланцюгів. На електроди дугового розряду 5 – 7 подавалась постійна напруга (80 – 100) В від розрядного джерела ВД-306. На початку розрядного циклу відбувалось «запалення» (ініціювання) вакуумно-дугового розряду. Для запалення ВДР на електроди 8 – «тригер» і 7 – «анод» ВДР подавалась коротка серія високовольтних імпульсів від блоку запалення розряду. Запалення вакуумно-дугового розряду відбувалось у разі виникнення електричного пробоя в малому міжелектродному проміжку між тригером і анодом дугового розряду.

У відповідності до умов Пашена [21], виникнення іскрового розряду залежить від густини і складу оточуючого газового середовища і від величини міжелектродного зазору. За довідковими даними, для виникнення іскрового пробоя міжелектродного зазору величиною 1 мм при тиску азоту 10^{-4} Торр на висоті 250 км необхідна пробійна напруга становить близько 1000 В. Тиск азоту в вакуумній камері вибирався приблизно рівним атмосферному тиску на висоті орбіти VLEO (250 км).

В результаті іскрового пробоя запалювався вакуумно-дуговий розряд. Одночасно з запаленням дугового розряду на катод магнетронного розряду подавався короткий негативний імпульс магнетронного розряду. Електронна складова ВДР розповсюджувалась вздовж силових ліній магнітного поля в область магнетронного розряду. Інжекція електронів ініціювала запалення магнетронного розряду. Дуговий розряд вимикався. Завдяки використанню мідного катоду, факт виникнення і існування інтенсивного магнетронного розряду реєструвався візуально. Візуальна реєстрація відбувалась по характерному для міді зеленуватому кольору магнетронного розряду. Розряд в атмосфері азоту мав інший (рожевий) колір. На рис. 4, а) представлений вигляд плазми в режимі магнетронного розпилення. На рис 4. б) представлений вигляд плазми в режимі прискорення іонів. Видно, що в режимі прискорення форма потоку плазми має вигляд спрямованого потоку. Для вилучення металевих іонів з магнетронного розряду і для аналізу енергетичного спектру прискорених іонів використовувався метод «затримуючого потенціалу». Кон-

струкцію саморобного енергоаналізатора і результати аналізу прискорених іонів «по енергіям» приведено в нашій статті [20].



а) – режим розпилення; б) – режим прискорення

Рис. 4 – Вигляд потоку плазми в моделі «гібридного» плазмового пристрою

Програма досліджень, які виконувались на даному етапі роботи, характеризувалась як «попередні дослідження концептуальної моделі пристрою». На цьому етапі роботи експериментально перевірялась ефективність технічних рішень і здійсненність основних положень прийнятої концепції пристрою для безгазового прискорення металевої плазми. Була підтверджена працездатність безгазового способу отримання спрямованого потоку металевої плазми. Підтверджена перспективність використання розробленого технічного рішення для створення рушійного пристрою для компенсації аеродинамічного гальмування КА за новою концепцією, що альтернативна газовій концепції RAM-ABER.

1. Crisp N. H., Roberts P. E., Livadiotti S. The benefits of very low earth orbit for earth observation missions. *Progress in Aerospace*. 2020. V. 117. Art. 100169. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100619>
2. State-of-the-Art Small Spacecraft Technology, NASA/TP-20260003140. URL: <https://www.nasa.gov/2026/05soa-2026>. (Last accessed on February 18, 2026).
3. Peng Zheng, Jianjun Wu, Yu Zhang. A comprehensive review of atmosphere breathing electric propulsion. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2020. Art. 8811847. 21 pages. <https://doi.org/10.1155/2020/8811847>
4. Hsu Andrea, Dragnea Horatiu, Schilling John 2223. Small Satellite Propulsion Technologies. Compendium The Aerospace Corporation, DISTRO A, Version 1.41. DISTRO A: Approved for public release. OTR-2024-00338. URL: https://aerospace.org/sites/default/files/2024-02/20231218%20Small%20Satellite%20Propulsion%20Survey_DISTRO_A.pdf (Last accessed on February 18, 2026).
5. Goebel D. M., Katz I., Mikellides I. G. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters. Jet Propulsion Lab. California Institute of Technology. March 2008. 486 pp. URL: https://descanso.jpl.nasa.gov/SciTechBook/series1/Goebel_cmprsd_opt.pdf (Last accessed on February 18, 2026). <https://doi.org/10.1002/9780470436448>
6. Navarro-Cavalle J., Wijnen M., Fajardo P., Ahedo E. Development and characterization of the helicon plasma thruster prototype HPT05M. 36th International Electric Propulsion Conference. Vienna. Austria. September 15-20, 2019. URL: https://ep2.uc3m.es/assets/docs/pubs/conference_proceedings/nava19.pdf (Last accessed on February 18, 2026).
7. Giannetti V., Ferrato E., Andreussi T. On the critical parameters for feasibility and advantage of air-breathing electric propulsion systems. *Acta Astronautica*. 2024. V. 220. P. 345–355. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.04.042>
8. Reinhard P., Neumann C. Centre-Triggered Pulsed Cathodic Arc Spacecraft Propulsion. URL: <http://hdl.handle.net/2123/13810> (Last accessed on February 18, 2026).
9. Аксенов И. И., Андреев и др. Вакуумная дуга: источники плазмы, осаждение покрытий, поверхностное модифицирование. Киев: Наукова думка, 2012. 727 с.
10. Месяц Г. А. Эктон – лавина электронов из металла. *УФН*. 1995. Т. 165, № 6. С. 567–590. <https://doi.org/10.3367/UFNr.0165.199506a.0601>

11. *Duppada Guru Sankar, Taploo Anmol, Soni Vikas, Karp Adam, Spinelli Jake, Keidar Michael*. Side feeding mechanism for micro cathode arc thruster. *Journal of Electric Propulsion*. 2025. V. 4. Art. 16 <https://doi.org/10.2514/6.2025-2385>
12. *Merino M. Ahedo E*. Magnetic nozzles for space plasma thrusters. *Encyclopedia of Plasma Technology*. 2016. URL: <https://www.taylorfrancis.com/books/e/9781351204958/chapters/10.10> (Last accessed on February 18, 2026).
13. *Кузьмичев А. И.* Магнетронные распылительные системы. Киев, Аверс, 2008, 244 с.
14. *Anders André* High Power Impulse Magnetron Sputtering: A journey from early research, *Encyclopedia of Plasma Technology - Two Volume Set*, eBook ISBN9781351204958 Guðmundsson J. T. at al AVS Seminar - Plasma Applications Group Santa Clara, CA. 2011. May 12. URL: https://nccavs-usergroups.avs.org/wp-content/uploads/PAG2011/2011_5anders.pdf (Last accessed on February 18, 2026).
15. *Anders Andre, Andersson J*. Gasless sputtering: Opportunities for ultraclean metallization, coatings in space, and propulsion. *Appl. Phys. Lett.* 2008. V. 92. Art. 221503. <https://doi.org/10.1063/1.2938414>
16. *Гришкевич А. Д., Хитко А. В.* Использование плазменного Источника электронов в магнетронной системе нонного распыления. Проблемы высокотемпературной техники. 2011. С. 42–45.
17. *Tiron V., Velicu I-L*. Understanding the ion acceleration mechanism in bipolar HiPIMS: the role of the double Layer structure developed in the after-glow plasma. *Plasma Sources Science and Technology*. 2020. V. 29. No. 1. Art. 015003. <https://doi.org/10.1088/1361-6595/ab6156>
18. *Avino F. et al.* After-glow dynamics of plasma potential in bipolar HiPIMS discharges. *Plasma Sources Sci. Technol.* 2021. V. 30. Art. 115015. <https://doi.org/10.1088/1361-6595/ac2aed>
19. *Yang Luo, Mingyue Han, Duoduo Li, Ling Tang et al.* Plasma potential and ion energy characteristics in BP-HiPIMS discharge with double layer. *Plasma Sources Science and Technology*. 2024. V. 33. Art. 105007. <https://doi.org/10.1088/1361-6595/ad52bf>
20. *Гришкевич А. Д., Гринюк С. И.* Магнетронное формирование и применение интенсивных потоков газометаллической плазмы. *Техническая механика*. 2019. № 2. С. 102–113. <https://doi.org/10.15407/itm2019.02.102>
21. *Гришкевич А. Д., Гринюк С. И.* Разработка и исследование макета источника питания сильнооточного импульсного магнетронного разряда. *Техническая механика*. 2019. № 4. С. 137–147. <https://doi.org/10.15407/itm2019.04.137>
22. *Райзер Ю. П.* Основы современной физики газоразрядных процессов. М.: Наука, 1980. 415 с.

Стаття надійшла до редакції 24.03.2026;
прийнято до друку після рецензування 29.06.2026;
дата публікації 02.07.2026.