

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
Факультет електроніки
Кафедра електронних приладів та пристроїв**

«На правах рукопису»
УДК _____

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри, проф., д.т.н.

_____ Л.Д. Писаренко
“ ____ ” _____ 2018 р.

**Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра
зі спеціальності 171 –Електроніка
Спеціалізація «Електронні прилади та пристрої»**

на тему: **«Прискорювач повітряної плазми»**

Виконав:

Студент 6 курсу, гр. ДЕ-61 М

Вілінський О. О.

Науковий керівник:

Доцент, канд. техн. наук

Цибульський Л.Ю.

Нормоконтроль:

Доцент, канд. техн. наук., с.н.с.

Жовнір М.Ф.

Рецензент:

Доцент кафедри мікроелектроніки,
канд.техн. наук , доцент

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____

Київ – 2018

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Факультет (інститут) _____ Е л е к т р о н і к и

Кафедра _____ Електронні прилади та пристрої

Рівень вищої освіти – другий (магістерський) за освітньо-науковою програмою

Спеціальність (спеціалізація) – **171– Електроніка (Електронні прилади та пристрої)**

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри, проф., д.т.н.

_____ Л.Д.Писаренко

«___» _____ 2018 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Вілінському Олександровичу

1. Тема роботи: Прискорювач повітряної плазми

керівник роботи **Цибульський Леонід Юрійович**, доцент, к.т.н.

затверджені наказом по університету від «___» _____ 2018 р. № _____

2. Строк подання студентом роботи ____ . ____ . 2018 р.

3. Об'єкт дослідження: Повітряна плазма, радіочастотні плазмові двигуни.

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки: Анотація; вступ; огляд науково-технічної літератури по схемо-технічним принципам побудови та функціонуванню літального апарату верхніх шарів атмосфери, з використанням водню, якого в даній області атмосфери в більшій кількості, як палива для реактивного двигуна – головного рушія апарату; розробка функціональної та структурної схем пристрою; висновки; перелік використаної науково-технічної літератури.

5.Перелік завдань, які потрібно розробити: Огляд науково технічної літератури по методах добування водню з повітря, літератури по конструкції та функціонуванню реактивних плазмових двигунів; розробка алгоритмів роботи літального апарату; розробка структурної схеми системи літального апарату.

6.Перелік графічного матеріалу: плакати з рисунками, функціональними схемами; графіками та формулами.

7. Перелік наукових публікацій:

1) Вілінський О.О., Цибульський Л. Ю. Прискорювач повітряної плазми // матеріали XII наук.-практ. конф. «Перспективні напрямки сучасної електроніки» – К.: НТУУ «КПІ», 2018.

2) Вілінський О.О., Цибульський Л. Ю. Перетворювач повного спектру сонячного випромінювання в електроенергію // матеріали XI наук.-практ. конф. «Перспективні напрямки сучасної електроніки» – К.: НТУУ «КПІ», 2017.

3) Вілінський О.О., Цибульський Л. Ю. Термоелектронний інтегральний перетворювач // матеріали X наук.-практ. конф. «Перспективні напрямки сучасної електроніки» – К.: НТУУ «КПІ», 2016.

8. Дата видачі завдання 12.02.2018

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№	Назва етапів дипломної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1	Огляд науково-технічної літератури по матеріалам які прискорювачів повітряної плазми.	04.04.2017	
2	Розробка функціональної та структурної схем прискорювача повітряної плазми	10.09.2017	
3	Розробка функціональної та структурної схем видобування водню з повітря	15.12.2017	
4	Розробка та дослідження фізико-математичної моделі	06.02.2018	
5	Розробка конструкторської документації та складальне креслення на пристрій.	03.03.2018	
6	Оформлення пояснювальної записки, креслення, плакатів з формулами та графіками, підготовка доповіді.	01.05.2018	

Студент гр. ДЕ-61м

О. О. Вілінський

Керівник роботи

Л. Ю. Цибульський

РЕФЕРАТ

на магістерську дисертацію

Прискорювач повітряної плазми / Дисертація освітньо-кваліфікаційного рівня «Магістр» зі спеціальності 6.050802–Електронні пристрої та системи. **Вілінський Олександр Олександрович**. НТУУ «КПІ». Факультет електроніки, кафедра «Електронні прилади та пристрої». Група ДЕ-61м. – К.: НТУУ «КПІ», 2018. – 93 с., іл.20, табл.5. При підготовці використовувалася література з 25 різних джерел.

Об'єкт дослідження

Об'єктом дослідження є плазмові двигуни з воднем в якості пропеленту.

Предмет дослідження

Предметом дослідження є методи реалізації та взаємодії складових літального апарату.

Наукова новизна

Наукова новизна роботи полягає в використанні водню здобутого з стратосферного повітря для довготривалої підтримки роботи двигунів літального апарата.

Ключові слова

Пропелент, радіочастотний реактивний двигун, водень, реактивна тяга, плазма, іон, сонячне випромінювання, стратосфера, полімер.

А Н О Т А Ц І Я

Актуальність теми

Використанню плазмових двигунів приділяється висока увага, як перспективним заміникам двигунів на викопному палеві для використання в верхніх шарах атмосфери. Однак, крім привабливих вихідних показників плазмових двигунів, слід також приділити увагу їхньому незвичайному застосуванню як двигунів для стратосфери.

Людство намагається створити та перейти на двигуни які будуть використовувати як паливо навколишнє середовище та відновлювальні джерела енергії, тому основною причиною вбору реактивного двигуна як джерела рушійної сили для літального апарату в стратосфері став вибір пропеленту на якому буде працювати даний двигун, а саме водень, вміст в повітрі якого зростатиме з віддаленістю від земної поверхні.

Мета і задачі дослідження

Метою магістерської дисертації є побудова математичної моделі, проведення оцінки параметрів стратосферного плазмового двигуна та самого літального апарату в цілому. А також систематизації, аналізу, порівняння та навантажувального тестування існуючих на ринку можливих конкурентів.

Рішення поставлених завдань та досягнуті результати

В даній роботі було проаналізовано можливості використання плазмового двигуна з використанням водню як пропеленту в якості реактивного двигуна для літального апарату. Водень здобувається з повітря, яке збагачене воднем через віддаленість від земної поверхні, оскільки водень найлегший елемент. Таким чином його кількість в стратосфері може забезпечити паливом реактивний двигун при певних допоміжних системах апарату, таких як ефективні пристрої для видобування водню з повітря, та перетворювачі сонячного випромінювання в електроенергію. В якості технології взаємодії були використані радіочастотний плазмовий двигун, полімер MoS_x для видобування водню з повітря, сонячний парус для отримання електроенергії.

S U M M A R Y

Actuality of theme

The use of plasma engines is given high attention as a promising engine substitute on the fossil pile for use in the upper atmosphere. However, in addition to the attractive initial output of plasma engines, one should also pay attention to their unusual use as engines for the stratosphere.

Humanity is trying to create and switch to engines that will use both the fuel environment and renewable energy sources, therefore the main reason for the jet engine to be used as a source of motive force for the aircraft in the stratosphere was the choice of propellant on which the engine will operate, namely hydrogen, content in the air of which will grow with distance from the earth's surface.

The purpose and tasks of the study

The purpose of the master's thesis is to construct a mathematical model, to evaluate the parameters of the stratospheric plasma engine and the aircraft itself as a whole. As well as systematization, analysis, comparison and load testing of existing competitors on the market.

Solution of the tasks and achieved results

In this paper, the possibilities of using a plasma engine using hydrogen as propellant as a jet engine for an aircraft were analyzed. Hydrogen is produced from air, which is enriched in hydrogen due to the distance from the earth's surface, since hydrogen is the lightest element. Thus, its amount in the stratosphere can provide a fuel jet engine with certain auxiliary systems of the apparatus, such as effective devices for extracting hydrogen from the air, and converters of solar radiation into electricity. As a technology of interaction, the radio frequency plasma engine, MoS_x polymer for hydrogen extraction from the air, and the solar sail for power generation were used.

In the course of the work, conclusions were made and recommendations were made on the optimal possibilities of using the hydrogen plasma engine for aircraft of the upper atmosphere layers.

Перелік позначень, символів та скорочень

АЕД - автоємисійний двигун;

ВЧ - високочастотний;

ВПС - імпульсний плазмовий двигун;

КА - космічний апарат;

ККД - коефіцієнт корисної дії;

ПІД - плазмовий іонний двигун;

РД - ракетний двигун;

РІД - радіочастотний іонний двигун;

РМД - радіочастотний іонний двигун з магнітним полем;

СПД - стаціонарний плазмовий двигун;

СПУ - стаціонарний плазмовий прискорювач;

СХПРТ - система зберігання і подачі робочого тіла;

ЕРС - електрорушійна сила;

ЕРД - електроракетні двигун;

ЕТД - електротермічний двигун.

ЗМІСТ

ВСТУП	10
1.СИСТЕМА ПРИСКОРЮВАЧА ПОВІТРЯНОЇ ПЛАЗМИ.....	13
1.1. Причини вибору саме плазмового двигуна з воднем в якості палива ...	14
1.2. Порівняльний аналіз ЕРДУ	17
1.3. Застосування ЕРД	18
1.4. Застосування РІД	20
1.5. Загальні переваги РІД	20
1.6. Радіочастотний двигун з магнітним полем (РМД)	21
1.7. Нагрівання іонів високої потужності в гелієвій та водневій плазмі	23
1.8. Експериментальна установка	25
1.8.1. ЩДЧ нагрівання в плазмі водню	27
1.8.2. Принцип роботи плазмового реактивного двигуна	32
1.8.3. Переваги РЧ плазмового двигуна	35
1.8.4. Струйчатий відрив	38
Висновки	42
2. МЕТОДИ ВИДОБУВАННЯ ВОДНЮ З ПОВІТРЯ ВЕРХНІХ ШАРІВ АТМОСФЕРИ	43
2.1. Умови стратосфери	43
2.2. Перспективні дослідження сульфідів молібдену, що містять сірку, для вироблення водню	44
2.3. Результати експериментів	47
2.3.1. Без електролітне розщеплення води	54
Висновки	58
3. ДЖЕРЕЛО ЕНЕРГІЇ ДВИГУНА	61
Висновок	62
4. КОНСТРУКЦІЯ ОСНОВИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ	63
Висновки	64
5. АНАЛІЗ ПОСТАВЛЕНОЇ ЗАДАЧІ ТА РОЗРАХУНОК ПРИСКОРЮВАЧА ПОВІТРЯНОЇ ПЛАЗМИ	65

5.1. Розрахунок основних параметрів	66
5.2. Геометричний розрахунок	67
5.3. Розрахунок магнітної системи	69
5.4. Розрахунок роботоздатності двигуна	70
5.5. Розрахунок запасу робочого тіла	71
5.6. Розрахунок магнітної системи	72
Висновки	73
6. РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ	76
6.1 Опис ідеї проекту	76
6.2 Технологічний аудит ідеї проекту	77
6.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту	78
6.4 Розроблення ринкової стратегії проекту	84
6.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту	86
Висновки	88
ВИСНОВОК	89
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ	92

ВСТУП

У наші дні спостерігається ріст інтересу до створення літальних апаратів здатних тривалий час знаходитись в робочому режимі, та використовувати як паливо ресурс який є відновлювальним джерелом енергії або навколишнє середовище. Таким чином можливо створити платформи які будуть знаходитись високо над землею протягом тривалого часу. Або створення літального апарату який зміг би використовувати довготривалі перельоти без дозаправок.

Створення такого літального апарату не можливе без створення комплексу взаємопов'язаних систем:

- Системи реактивного плазмового двигуна;
- Системи вироблення палива;
- Системи утворення електроенергії для забезпечення життєдіяльності системи;
- Тіла апарата конструктивно відповідного до заданих потреб.

Вирішенням цих потреб може стати використання плазмових двигунів як засобів створення тяги для літальних апаратів в верхніх шарах атмосфери та для супутників.

Слід також зазначити, що на таких робочих висотах, як наприклад стратосфера, не має турбулентності, що є сприятливим фактором для проєктованого літального апарату, а також це не буде впливати на роботу чутливих до фізичних завад пристроїв.

Основною проблемою з якою зіштовхнулося людство в цій сфері є лімітований запас палива, що значно обмежує час роботи літального апарата та кількість використаного пропелену для створення необхідного рівня тяги.

Тому, основною причиною вибору саме плазмового двигуна є те, що чим більше зростає відстань від землі тим більше зростає концентрація водню вмісті кисню, оскільки водень – найлегший елемент з усіх. Також сонячні вітри заносять водень в верхні шари атмосфери що ще збільшує концентрацію даного елемента. На теперішній час немає точного значення

концентрації водню в складі повітря в стратосфері, проте певні дослідження вказують на те, що вміст його збільшується від 0.00005% до 0.001%, що є приводом для розгляду водню в якості пропелену для реактивного плазмового двигуна.

У більшості типів реактивних двигунів таких як іонний двигун зі стержнем, Холівський двигун та імпульсний плазмовий двигун (ІПД) наявні певні недоліки пов'язані з їх конструкціями, видами палива, функціонуванням. Плазмовий радіочастотний двигун здатний вирішити ці проблеми, маючи інші переваги та недоліки в порівнянні з Холівським та іонними двигунами. Є лише один пропелент, тому втрати порожнистих катодів відсутні. Магнітне поле вирівнює паралельно стінкам, зменшує втрати стінок магнітною ізоляцією.

Також слід пам'ятати, що апарат працює в довготривалому режимі без дозаправок та без можливості частого поповнення ресурсів, а отже всі системи мають бути економічними та використовувати ресурси навколишнього середовища. Тому були вибрані системи, принцип роботи яких побудований на використанні ресурсів яких вистачить в стратосфері. А саме водню як пропелену, а полімеру MoS_x як спосіб отримання водню через свої переваги підвищеної результативності в умовах високого опромінення сонячним випромінюванням та підвищеного вмісту водню в повітрі.

Для вирішення питання системи електроживлення на такій висоті, очевидним є використання фотоелектричних елементів, що завдяки відсутності природних ультрафіолетових фільтрів планети, отримують набагато більшу кількість сонячних променів на свою поверхню і як результат збільшують кількість виробленої електроенергії.

Конструкція апарату має також відповідати довготривалій роботі. Існує декілька типів будови тіла апарату які відповідають даній умові. Це куля, дирижабль та планер. Вибором стала куля, оскільки даний тип побудови найліпше відповідає поставленій задачі, та найлегший для керування переміщенням в верхніх шарах атмосфери.

Взаємна робота цих систем створює апарат, здатний задовольнити вищезгадані потреби. Проте слід враховувати усі нюанси та проблеми конструкції кожної з складових систем апарата для створення продукту відповідної якості.

1. СИСТЕМА ПРИСКОРЮВАЧА ПОВІТРЯНОЇ ПЛАЗМИ

Використанню плазмових двигунів приділяється висока увага, як перспективним заміникам двигунів на викопному палеві для використання в верхніх шарах атмосфери. Однак, крім привабливих вихідних показників плазмових двигунів, слід також приділити увагу їхньому незвичайному застосуванню як двигунів для стратосфери.

Плазмові двигуни розглядаються як найбільш перспективні двигуни тривалої експлуатації в умовах стратосфери. Використання молекул повітря в якості робочої речовини, а сонячне випромінювання – в якості джерела енергії, встановлює багато обмежень на використання плазмових двигунів для керування літальними апаратами стратосфері на висоті 20-25 км.

Повітря містить лише 0.00005% по об'єму молекул водню, але на відміну від інших компонентів повітря водень є найлегшою складовою, а отже зі збільшенням відстані від рівня моря збільшується концентрація водню від 0.0001 до 0.001, що в свою чергу робить водень перспективним паливом для плазмового двигуна. Оцінити кількість водню в стратосфері проблематично. Джерелом водню в стратосфері є сонячний вітер, який приносить протони, що долітають до стратосфери і стають атомами водню. Сонячний вітер в напрямку Землі характеризується не стабільним станом, що призводить до нестабільної кількості

Вникає задача ефективного виділення з повітря атомів водню, в кількості достатній для створення необхідної тяги двигуна.

Методи розділення газу на молекули можуть бути різними: механічні, маспектрометричні, адсорбційні, конденсаційні, мембранні, лазерні, та інші. Комбінацією переокислених методів можливо сортувати молекули повітря по масі та енергії.

Умови стратосфери. В умовах стратосфери одним з перспективних видів літальних апаратів є дирижабль. Характерною вбудовую такого дирижабля є сфера діаметром в 100 метрів, з каркасом-основою в середині, на якому розміщуються балони високого тиску для водню, плазмовий двигун та

сонячний «парус», який є джерелом електроенергії на даному літальному апараті, оскільки ККД фотоелектричних елементів в стратосфері є достатнім для задоволення потреб в електроенергії. З урахуванням відсутності в стратосфері турбулентності, усе повітря, що падає на поверхню дирижабля, та утворена на поверхні вода можуть бути використані для здобуття водню. Середня за рік швидкість вітру на висоті $20 \div 25$ км, не перевищує 10 м/с, а максимальна сезонна швидкість не перевищує 25 м. Потоки повітря в стратосфері – ламінарні, швидкість змінюється плавно з періодом в рік.

1.1. Причини вибору саме плазмового двигуна з воднем в якості палива.

Як було показано останніми дослідженнями, енергетика космічних апаратів з ресурсом 1-20 років завжди буде першорядною проблемою. Двигуни малих тяг, володіють деякими особливостями, наприклад, тривалим ресурсом, високою надійністю, оптимальною «ціною» тяги (відношення енергетичних витрат до одиниці тяги). Для забезпечення довгострокового ресурсу необхідно зменшити температуру конструктивних елементів плазмових рушіїв, плазма не повинна взаємодіяти з елементами конструкції. В основному швидкість минає плазми (характеристична швидкість) визначає питомий імпульс рушія. Чим більше значення характеристичної швидкості, тим більше і питомий імпульс. Для здійснення тривалих робіт (програм) в космосі необхідно мати надійні, високоефективні електроракетні двигуни зі швидкостями закінчення плазми 103-105 м / с і більше.

Ми отримали наступні результати: при швидкостях закінчення робочого тіла 1000-9000 м / с термоелектричні рушії працюють надійно, а в даний час створюються рушії зі швидкостями закінчення робочого тіла 2000-20000 м / с.

Використання електродугових плазмових рушіїв для цих цілей продемонструвало, що в даному діапазоні швидкостей негативні явища

спостерігаються лише внаслідок експлуатації рушія більше заданого часу ресурсу.

Підвищення температури плазми в двигателях такого типу призводять до підвищення питомої імпульсу. Але майже 50% електричної енергії, що підводиться до електродів, перетворюється в тепло і не бере участі в підвищенні швидкості плазмового пучка, а електроди випаровуються (зменшуються), що зменшує ресурс рушія. Порівняння сучасних досягнень за типовими рушіїв приведено в таблиці 1.

Одним із сучасних напрямків розвитку плазмових прискорювачів є розробка двигунів малих тяг, що працюють на принципі безелектродного створення електромагнітної сили в формі ВЧ і НВЧ-полів в плазмовому обсязі, утримання плазми і її прискоренні в магнітному полі заданої форми. У цьому випадку пропонується концепція термоелектричного рушія з високочастотним нагріванням робочого тіла, такого як водень. Це дозволяє істотно зменшити взаємодію плазми на елементи плазмового прискорювача, виключити втрати енергії на електродах і використання магнітного сопла значно підвищать ККД рушія. Таким чином, переваги цього типу рушіїв очевидні. Вони полягають в наступному:

- високий ККД (0,6 - 0,75);
- тривалий ресурс роботи на борту;
- висока надійність і безпека;
- використання екологічно чистого палива;
- такі рушії забезпечують характеристичну швидкість в необхідному діапазоні швидкостей, яку рушії інших типів не можуть забезпечити;
- масові характеристики, «ціна» тяги і вартість збірки не перевищують існуючих.

Це може стати можливим, якщо ми будемо використовувати деякі досягнення сучасної технології і врахуємо деякі нюанси:

1) З усіх робочих тіл водень має мінімальну атомною масою, тобто швидкість витікання водневої плазми з ВЧ-прискорювача буде максимальною.

2) Водень - екологічно чиста робоча речовина і необхідність його використання незаперечна.

3) Зараз у нас є технологія безпечного зберігання пов'язаного водню у вигляді гібридів металів на борту космічного літального апарату. Це збільшує ККД рушія і підвищує ефективність роботи системи в цілому.

4) Відомо, що при іонізації водню в будь-якому типі електричного розряду втрати при передачі енергії від електронної компоненти до іонної мінімальні через мінімальні масових відмінностей і тому, що для атомів водню можлива лише одноразова іонізація.

У таблиці 1 наведені основні характеристики іонних двигунів розробляються і що застосовуються в Європі в даний час.

1.2. Порівняльний аналіз ЕРДУ

Застосування іонних плазмових двигунів малої тяги на геостаціонарних супутниках має такі переваги: зменшення стартової маси, збільшення маси корисного вантажу і ресурсу супутника.

Порівняння ЕНД, СПД і РІД, що використовуються в системі стабілізації Північ - Південь, проведено на малюнку 1 і малюнку 2.

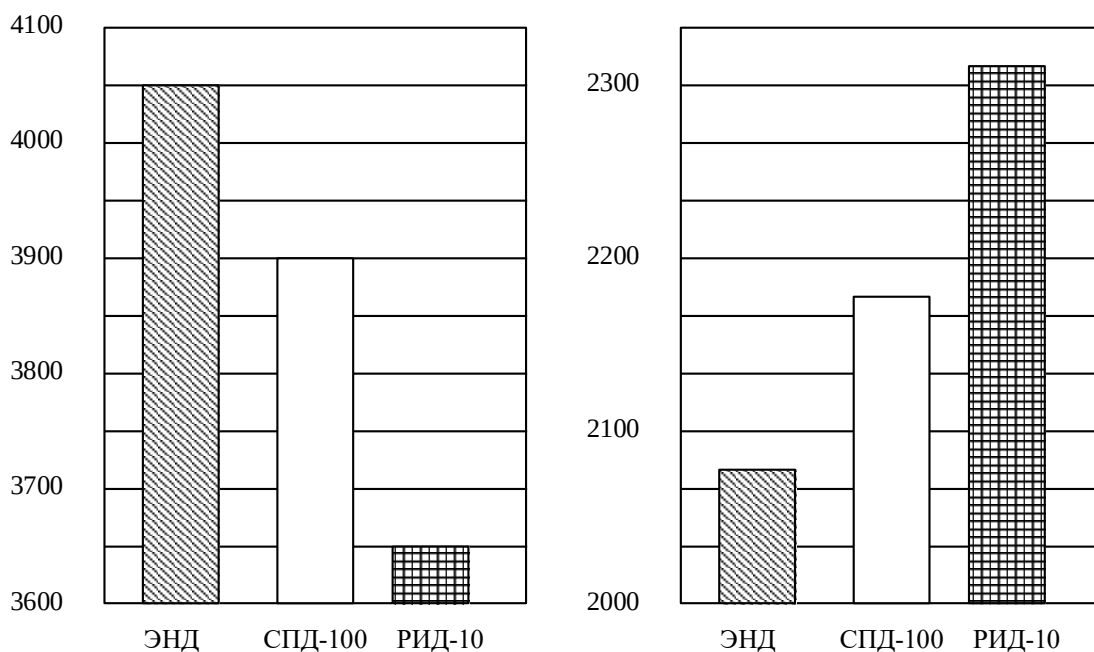


Рис 1.1. Стартова маса супутника і залежність сухий маси супутника від застосовуваної на ньому рухової установки.

Як показано на малюнку 1, стартова маса супутника, що включає в себе суху масу супутника (без маси ЕРДУ), складе:

4050 кг при використанні ЕНД;

3900 кг - СПД;

3670 кг - РІД.

Це означає, що стартова маса супутника при використанні РІД замість електродугового двигуна або СПД зменшується на 380 і 230 кг відповідно. Зменшення маси призводить до зниження вартості запуску.

На рис. 2 показана залежність сухий маси супутника від маси застосовуваної на ньому рухової установки (стартова маса - 4050 кг):

2090 кг при використанні ЕНД;

2170 кг - СПД;

2310 кг - РІД.

Маса корисного вантажу може бути збільшена при використанні РІД:

на 220 кг в порівнянні з ЕНД;

на 140 кг - з СПД.

Обидва переваги: зменшення стартової маси і збільшення маси корисного вантажу, - призводять до зменшення вартості супутника.

РІД з діаметром іонізатора 10 см і тягою 10 мН був запущений на EURECA. Зараз такий же двигун, але з тягою 15 мН проходить кваліфікаційні випробування для використання його на експериментальному супутнику зв'язку ESA Artemis. Його висновок на орбіту планується 2000 року японським ракетоносієм Н-2. Комерційна версія цього двигуна зможе створювати тягу на рівні 25 мН.

РІД з діаметром іонізатора 15 см і тягою 50 мН зараз досліджується в Гессенського університеті.

РІД 26 з тягою до 200 мН розробляють в Dasa / ESA Technology. Планується його використання в якості основного рушія.

1.3. Застосування ЕРД

Основні завдання, що виконуються за допомогою РД, на геостаціонарних супутниках:

- перехід на більш високу орбіту 1500 м / с за маневр;
- системи стабілізації Північ - Юг 47 м / с в рік;
- системи стабілізації Захід - Схід <5 м / с в рік;
- орієнтування ЛА <5 м / с в рік;
- сходження з орбіти 5 м / с.

Розглянемо завдання для ЕРД, які характеризуються великими приростами швидкості:

Перехід на більш високу орбіту. При використанні хімічних двигунів 40% стартової маси супутника становить паливо. Для перекладу супутника з проміжною орбіти на гео-орбіту потрібно 10 днів.

Якщо для цього маневру використовувати ЕРД, то буде потрібно близько трьох місяців. В цьому випадку тяга повинна бути на рівні 400 мН і більш. Така тяга може бути отримана одним двигуном або зв'язкою.

Рівень тяг обмежений потужність сонячних батарей (10 - 15 кВт).

Висновок КЛА на орбіти вище геосинхронної призведе до зменшення зміни швидкості.

Системи стабілізації Північ - Південь. Середнє збільшення швидкості на 47 м / с в рік призводить до загального $\Delta v = 750$ м / с.

Рівень тяги повинен забезпечувати виконання цього завдання, принаймні, за 3 години на день. Ця вимога зумовлює необхідну тягу 25 мН і більш.

З огляду на сучасний рівень розвитку іонних двигунів, введення ЕРД в експлуатацію на комерційних геостаціонарних супутниках може проводитися за наступною схемою:

- 1) Використовувати плазмові іонні двигуни з тягою 25 мН для систем стабілізації Північ - Південь. Решта завдань, як і раніше, здійснювати за допомогою хімічних двигунів.
- 2) Системи супутника використовуються в тому вигляді, в якому вони існують зараз, тобто додаткові розробки припиняються.

Використання ЕРД для виведення супутників на орбіти зажадає двигунів з великими тягами, що спричинить за собою необхідність в зміні конструкції систем супутника. Незважаючи на це, застосування ЕРД для цих цілей розглядається як другий крок у програмі введення в експлуатацію двигунів цього типу, який зажадає повного зміни систем супутника і додаткових доробок іонних рушіїв.

Кінцева мета програми - виконання всіх космічних задач за допомогою ЕРД в поєднанні з маховиками і карданними механізмами, «все супутники на

ЕРД». Це сильно вплине на конструкцію систем супутників, як і в другому випадку.

1.4. Застосування РІД

Уже багато років РІД розробляються в багатьох країнах. Були досліджені ГРК діаметрами від 10 до 35 см. Найбільш вивчений РІД 10, що дозволяє отримати тягу до 25 мН.

Для застосування цих двигунів в космічних цілях рівень тяг повинен бути піднятий до 25 мН. Конструкція в подальшому може бути вдосконалена для серійного виробництва, тобто необхідно зменшити собівартість виробництва до ціни, що задовольняє вимогам ринку.

Великі тяги можуть бути отримані шляхом збільшення діаметра ГРК, що дозволяє збільшити діаметр іонного пучка.

У нашому університеті досліджується РІД 15, який може створювати тягу 50 мН.

1.5. Загальні переваги РІД

У порівнянні з іншими двигунами Ріду володіють наступними перевагами:

1) Не потрібно емітер електронів. Для ВЧ іонізації робоче тіло іонізується в ГРК ВЧ полем з частотою 10 МГц. Електрони, що народжуються в ГРК або надходять з нейтралізатора, використовуються для організації зіткнень з нейтральними атомами газу.

2) Висока надійність нейтралізатора. Порожні катоди добре вивчені і продемонстрували високу надійність експлуатації і великий ресурс.

3) Використовується трьохсіточний ІОС. При прискоренні іонів в трьохсіточний ІОС отримуємо:

- постійну швидкість витікання іонів;
- точний напрям вектора тяги;

- мале розсіювання пучка.

4) Простота регулювання тяги. Струм іонного пучка встановлюється регулюванням ВЧ потужності двигуна.

5) Прискорювальний електрод виготовлений з вуглецю, що значно збільшує ресурс.

6) Проста система контролю витрат робочого тіла.

7) Зменшення маси системи.

1.6. Радіочастотний двигун з магнітним полем (РМД)

В останні роки був розроблений новий підхід до радіочастотним іонним двигунам. Він заснований на використанні високочастотного поля і осесимметричного магнітного поля в розрядної камері для іонізації палива (малюнок 3). В установці магнітні поля розташовуються в такий спосіб: є дві колінеарних магнітних котушки, одна з них розташована в задній частині розрядної камери, а інша - на зовнішній стінці камери. Робоче тіло надходить в камери через вхідний отвір і газорозподільник, потім за допомогою катода-нейтралізатора ініціюється розряд. Після встановлення стійкого розряду в плазмі в місці розташування оптимального значення напруженості магнітного поля виникає стояча хвиля. У цьому випадку струм пучка максимальний. Двигун розвиває тягу на рівні 1 -10 мН і питомий імпульс $I_{уд} = 3000$ с. Дані, отримані в результаті експерименту, показують ціну тяги близько 35 Вт / мН; таким чином цей двигун відноситься до тієї ж категорії, що і два інших іонних двигуна, концепція яких представлена вище. Слідкування за відпрацьованими газами можливо провадити за тією ж схемою, що і в РІД, а саме за допомогою вимірювання ВЧ потужності і витрати робочого тіла. Додатково для підвищення ККД можливо використовувати кругові струми. Ця особливість дійсно дасть можливість двигуну працювати з максимальним ККД навіть при дуже низьких рівнях тяги, що є удосконаленням в порівнянні з попередніми концепціями.

Таблица 1.1. – характеристики реактивных двигунів в залежності від пропеленту.

№ п.п	Характеристики двигуна							
	Тип движителя	Рабочее тело	Характеристическая тяга, г	Характеристическая скорость, м/с	Цена тяги, Вт/г	ККД, %	Особенности, которые ограничивают ресурс	Замечания
1	Стационарный плазменный движитель (СПД)	Ксенон (газ)	1...5	18000...25000	≥ 150	30...50	Ресурс катода компенсатора і керамичних ізоляторів	
2	Двигун с анодным слоем (ДАС)	Газ, жидкий металл	1...3	25000...35000	≥ 200	30...45	Ресурс катода компенсатора, ресурс электродів	
3	Плазменный ионный Двигун (ПИД)	Газ, жидкий металл	1...10 и более	30000...100000	≥ 300	30...45	Ресурс катода компенсатора і іонно-оптичної системи	Увеличение тяги приводит к увеличению размеров
4	Торцевой холіівский Двигун (ТХД)	Газ, жидкий металл	1...3	25000...35000	≥ 300	25...40	Электроды і катодный вузол	Увеличение тяги пропорционально уменьшению ресурса
5	Электро-нагрівний Двигун (ЭНД)	Газ	1...5	1000...4000	50...150	20...30	Нагрівач	
6	ВЧ- Двигун	Газ	1...10	3000...15000	30...100	40...50		

1.7. Нагрівання іонів високої потужності в гелієвій та водневій плазмі

Висока енергія іонного циклотронного резонансного нагріву виконується в швидкоплинній плазмі, з воднем та гелієм. Нагрівання іонів чітко спостерігається в водневій плазмі, а також в гелієвій плазмі. Рівень резонансу магнітного поля ширший, а ефективність поглинання хвиль у водній плазмі вище, ніж в плазмі гелію. Теплова енергія нагрітих іонів перетворюється на кінетичну енергію вихлопного палива, пропускаючи через розбіжну магнітну насадку у кінці потоку. У магнітному соплі перетворення енергії відбулося як збереження постійного магнітного моменту, але деякі розбіжності спостерігалися при більшому градієнті магнітного поля. Кінетична енергія вихлопного палива успішно контролюється вхідною потужністю радіочастотної хвилі, що є однією з ключових технологій для плазмового двигуна типу Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket (VASIMR).

Однією з особливостей сучасної системи космічного руху є можливість змінювати свій особливий імпульс так, щоб вона могла працювати в режимі з відповідним розходом пропеленту та продуктивністю тяги. Іонне нагрівання та прискорення магнітного сопла в швидкоплинній плазмі привертають до себе значну увагу в таких передових електродвигунах. У VASIMR пропонується керувати відношенням питомого імпульсу до тяги при постійній потужності. Цей двигун використовує комбіновану систему іонного циклотронного нагріву та магнітне сопло, де плаваюча плазма нагрівається хвильовою потужністю іонного циклотронного діапазону частот (ІЦДЧ), і теплова енергія плазми перетворюється на енергію потоку через магнітне сопло. Використання магнітного сопла в електричних системах рухомого складу дасть практичну користь не тільки для уникнення прямого контакту між плазмою і стінкою на виході, а для керування певним імпульсом шляхом регулювання форми сопла.

Хоча методика нагрівання іонів точно досліджувалася як теоретично, так і експериментально в багатьох магнетично обмежених дослідженнях з плазмового синтезу, прямий іонний нагрів для швидкісної плазми радіочастотними хвилями вважався складним, оскільки іони швидко проходять через резонансну область лише одне сильне поглинання радіочастотних хвиль необхідне для однопрохідного поглинання. Крім того, втрата енергії на зарядження нейтральним газом погіршує показники нагрівання в слабоіонізованій плазмі.

Ми вперше продемонстрували об'єднані експерименти з нагріванням і прискоренням іонного циклотронного резонансу в магнітному соплі, використовуючи швидкоплинну плазму в приладі НІТОР. Магнітоплазмовий-динамічний реактивний двигун (МДРД) використовували як джерело швидкоплинної плазми і використали з квазістатичною тривалістю 1мс, що усуває надлишок вхідного потоку нейтрального газу та знижує втрати на зарядку. Коли радіохвилі були збуджені спірально намотаною антеною, то теплова енергія плазми W та температура іонів $T_{i\perp}$ чітко зросла під час імпульсу РЧ. Тут $W_{\perp}$ - кінетична енергія, відповідна перпендикулярному руху до магнітного поля, яке надалі називатиметься "перпендикулярною енергією". Крім того, $T_{i\perp}$ "виражає температуру іонів, що відповідає перпендикулярному руху. У цьому документі використано суфікс $\perp$ та $\parallel$ для вираження перпендикулярного та паралельного компонентів в осьовому магнітному полі, відповідно. Оскільки іони прискорюються перпендикулярно до магнітного поля циклотронним нагріванням, перетворення від перпендикуляра до паралельної енергетичної складової уздовж лінії поля неминуче для застосування двигуна. Ми також спостерігали перетворення енергії у розходячому магнітному соплі після нагрівання ІЩДЧ. Наслідки магнітного сопла були досліджені та продемонстровані, що паралельна енергія вичерпуючої плазми була змінена шляхом контролю тільки вхідної потужності РЧ потужності двигуна. Експериментально було підтверджено, що особливість регульованого

керування I_{sp} , що вимагається в двигуні VASIMR, може бути реалізована не тільки шляхом формування конфігурації магнітного сопла, але й контролю за вхідною потужністю РЧ.

У цьому дослідженні ми провели експерименти з ПДЧ нагрівання водню, а також гелію як газопропеленту, щоб отримати вищу вихідну швидкість іонів і досягти нагріву ПДЧ у зоні з високою щільністю. Ефективно використовувати легкі іони для вищої циклотронної частоти з меншим магнітним полем, для роботи плазми з високою щільністю. Очікується, що швидкість вихлопу також буде більшою в легких іонах. Отримано фундаментальні характеристики резонансного магнітного поля та залежність від вхідної потужності РЧ та щільності плазми. Ми також дослідили вплив розбіжного магнітного сопла на плазму, нагріту під нагріванням ПДЧ. Іонна теплова енергія вихлопної плазми зменшилася, і його кінетична енергія збільшувалася в розбіжному магнітному соплі. Вихлопна енергія контролюється не тільки шляхом зміни форми форсунки, але і шляхом зміни потужності нагріву, не змінюючи форму сопла.

1.8. Експериментальна установка

Експерименти проводились на приладі НІТОР Університету Тохоку. Схематичний вигляд пристрою показаний на рис.3. Вона складається з великої циліндричної вакуумної камери (діаметр $D = 0,8$ м, довжина $L = 3,3$ м) з 11 головними і 6 допоміжними магнітними котушками, які генерують однорідне магнітне поле до 0,1 Т. Різні типи конфігурації магнітного поля можуть бути сформовані шляхом регулювання зовнішнього струму котушки.

На одному з кінцевих портів НІТОР встановлено високоефективний, квазістійкий магніто-плазмово-динамічний двигун (МПДД). Він має коаксіальну структуру з центральним катодом з вольфрамовим стержнем (діаметром 10 мм) та кільцевим анодом молібдену (діаметром 30 мм). Ідентифікатор струму розряду до 10 кА постачається імпульсно-формуючою мережею (ІФМ) із квазістійкою тривалістю 1 мс. Існуючий струм зберігається майже постійно під час розряду з типовою напругою від 200 В

до 300 В і може регулюватися шляхом зміни напруги зарядки конденсаторних батарей ІФМ. Це може генерувати плазму з високою щільністю (більше 10^{20} м^{-3}). Оскільки продуктивна плазмова щільність досить висока в МПДД, в області виходу для випробувань нижчої щільності (нижче 10^{18} м^{-3}) була встановлена нержавіюча сітка з плаваючою потенціалом, яка була корисна для усунення несподіваного струму потоку в плазмі.

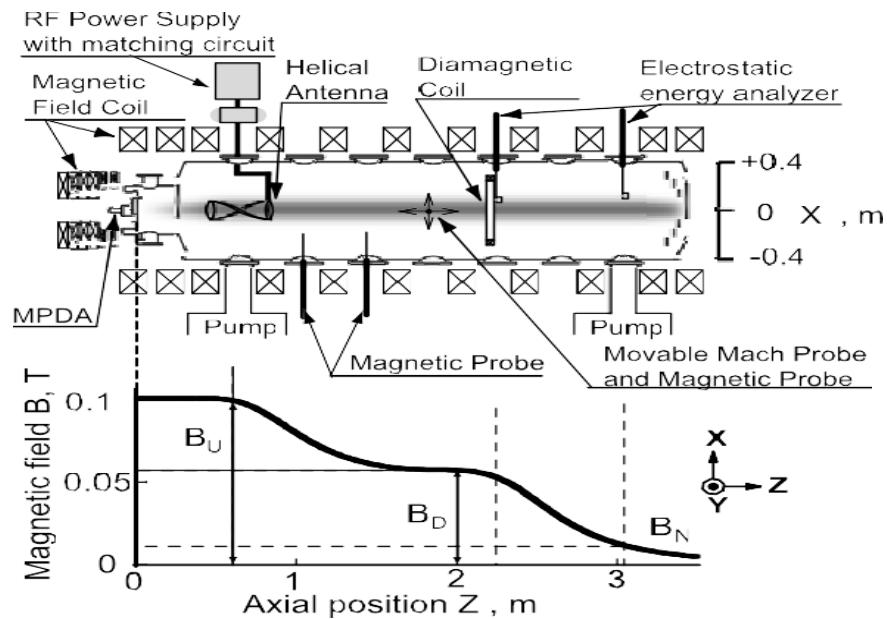


Рис 1.2. Схема пристрою НІТОР.

Ми встановили право направлену спіральню намотану антену при $Z = 0,6$ м нижче за МПДД в камері. Тут $Z = 0$ відповідає положенням наконечника катода МПДД. РЧ хвилі можуть бути збуджені в напрямку нижче за течією антени переважно з номерами азимутального режиму $m = -1$. РЧ потужність постачалася двома типами джерел. Один з них був інверторний типу радіочастотний хвильовий підсилювач, який працював з імпульсним режимом. Він працював з частотою від 0,1 МГц до 0,5 МГц з імпульсом довжиною 0,5 мс і потужністю до 20 кВт в експериментах. Інший - вакуумний ламповий RF підсилювач, керований 50-омовою схемою збірок в діапазоні частот від 0,5 МГц до 1,0 МГц. Тривалість імпульсу була обмежена до 0.1 мс, а потужність до 10 кВт була подана.

Діамагнітна котушка встановлювалася на $Z = 2,23$ м для вимірювання теплової енергії плазми W . Функції розподілу іонної температури та іонної енергії вимірювали за допомогою аналізаторів електростатичної енергії (ЕЕА), які встановлювалися у положеннях діамагнітної котушки $Z = 2,33$ м і $Z = 3,13$ м. Складається з металевої пластини з невеликою круглою дірою та трьома сітками. Іони проникають через малу дірку і відбиваються затримкою напруги, що подається між сітки. Опорний до нормального отвору, паралельний і перпендикулярний до потоку плазми, ми можемо отримати обидві компоненти температури іонів, $T_{i//}$ і $T_{i\perp}$.

В експериментах конфігурація магнітного поля встановлювалася як тип з постійною $B_U (= 0.1T)$ в положенні антени та змінною B_D (відповідною умовам іонного циклотронного резонансу) в положенні діамагнітної котушки. Форма магнітного сопла також була організована зміною B_N (що відповідає положенню ІФМ).

1.8.1. ЩДЧ нагрівання в плазмі водню

На рис.4 зображено типове формування радіочастотних хвиль магнетичної катушки сигналу $W_{\perp}$ утворених в водневій плазмі. Значення $W_{\perp}$ зростає прямо пропорційно росту $P_{\text{рч}}$. Іонна температура паралельних та перпендикулярних компонентів вимірюється електростатичним енергетичним аналізом. Іонна температура $T_{i\perp}$ зростає від 2 еВ до 60 еВ з частотою електрона $1.5 \cdot 10^{17} \text{ м}^{-3}$.

Рис. 5 показує залежність $\Delta W_{\perp}/W_{\perp}$ в магнітному полі B_D для різних радіочастот. B_D відповідає відношенню $\omega/\omega_{ci} = 1$ для кожної радіочастоти відповідно стрілкам на рисунку. Збудження радіочастотних хвиль призводить до росту $W_{\perp}$. $\Delta W_{\perp}/W_{\perp}$ стає більшим в зоні де B_D значно нижче за поле резонансу $\omega/\omega_{ci} = 1$. Цей зсув до нижнього магнітного поля спричинений Доплерівським ефектом викликаним швидким потоком іонів плазми. Однією з причин чому спостерігається розширення зони резонансу є те, що умови резонансу задовольняють різні позиції електрона B_D області. Інша – відбувся

резонанс молекули H_2^+ , де резонансне магнітне поле вдвічі більше за H^+ іонів. Значний ріст $\Delta W_{\perp}/W_{\perp}$ спостерігається при B_D при $\omega/\omega_{ci}=1/2$ у випадку радіочастоти в 0.4 та 0.5 МГц.

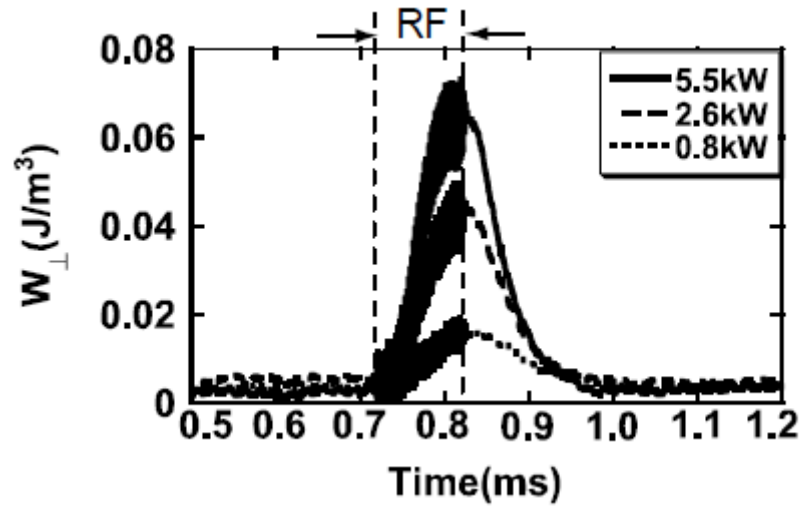


Рис. 1.3. Часовий розподіл $W_{\perp}$. $P_{\text{RF}}=0.8, 2.6$ та 5.5 кВт. Воднева плазма.

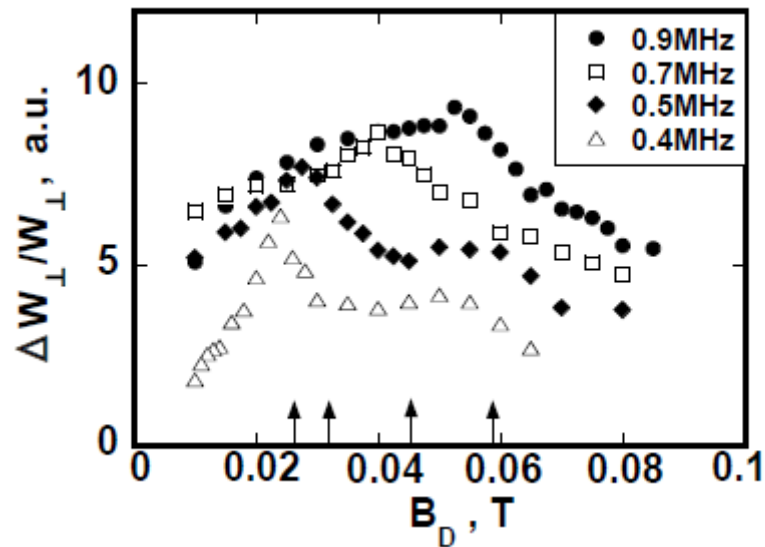


Рис. 1.4. Залежність $\Delta W_{\perp}/W_{\perp}$ від резонансного магнітного поля

На рисунку 6 зображено залежність відношення $(\Delta W_{\perp}/W_{\perp})$ на флуктуаційний сигнал $|B^2|$ від n_i в водневій плазмі та гелієвій. Відношення стає меншим з ростом n_i . Як видно ефективність більша в водневій плазмі.

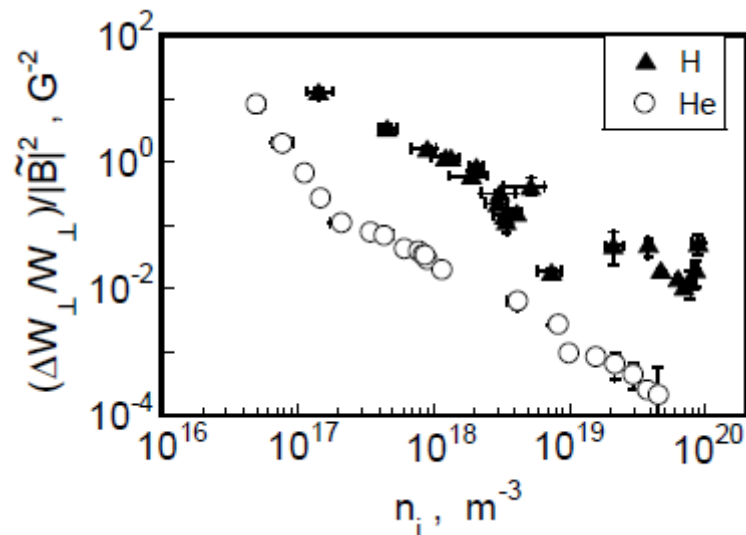


Рис. 1.5. Залежність $\Delta W_{\perp}/W_{\perp}$ нормалізована по $|B^2|$ від n_i

Таке перетворення енергії спричинено законом перетворенням магнітного моменту, $\mu = W_{\perp}/B = mv^2/2B$.

Іонне нагрівання та прискорення були виконані в швидко точному водневому та гелієвому плазмах створених в МПДД. Сильне нагрівання іонів створене збудженням радіочастотних хвиль та перетворенням енергії від перпендикулярного до паралельного напрямку в розбіжному магнітному полі було представлено в водневій плазмі як і в гелієвій. Температура іонів зростає майже в 30 разів з частотою електронів $1.5 \times 10^{17} \text{ м}^{-3}$. Область резонансу магнітного поля була ширша в гелієвій плазмі. Доплерівський ефект створює зсув іонів. Було успішно продемонстровано, що паралельна енергія збудженої плазми може бути контрольована шляхом зміни потужності радіочастотного імпульсу не змінюючи магнітного поля. Таким чином є можливість створити плазмовий двигун керування яким може бути здійснене не лише зміною складових магнітного поля а й контролюючи потужність радіочастотного імпульсу.

Також слід звернути увагу на наступні дослідження. New England Space Works (N.E.S.W.) розробляє плазмовий реактивний двигун для малих супутників. Плазмовий реактивний двигун є відмінним вибором для малих супутників, оскільки він компактний, малої потужності та не вимагає роботи

високої напруги. Конкретний імпульс може змінюватися в діапазоні 1500-3000 секунд. Дослідження актуальні для електричних двигунів малих супутників, хоча вони обмежені до теперішнього часу низькою потужністю. Плазмовий двигун уникає втрат катодного палива (важливо при низькій потужності) холлівських та іонних двигунів і є більш ефективним, ніж ПД. Крім того, для підсилювача не потрібно подавати напругу вище 28 вольт. Широкий діапазон газового потоку є прийнятним, тому можлива подача палива на витік. Ширококутний двигун працював на діапазоні потужністю 5-50 Вт.

Електричний двигун обіцяє велике скорочення пропеленту, необхідного для реактивного двигуна. Конкретний імпульс може становити 3000 секунд або краще, у порівнянні з менш ніж 500 секунд для кращих хімічних двигунів. Збільшений питомий імпульс може бути використаний для зниження маси космічних апаратів або для здійснення можливих місій, які просто неможливо виконати з хімічними ракетами. NASA запустив Deep Space 1, перший космічний апарат, який використовуватиме іонний двигун як первинний двигун. Було запущено декілька супутників зв'язку, які використовують електроприводу для станціонування північ-південь та виведення з кінцевої орбіти. Хьюз (тепер Боїнг) оцінив, що маса палива зменшується у десять разів на своїх вантажовозах, які використовують іонний двигун.

Comsats - відмінне раннє застосування електродвигуна як з-за вимог високої дельти v , так і великої потужності. Фактично, не потрібно додавати електроенергію для руху. Електрика, необхідна для зарядки батарей, для запуску двигунів. Оскільки впевненість в двигунах отримана з досвідом, очікується, що електричні двигуни будуть використовуватися в більшості застосувань з значними вимогами до дельта v , які не мають високих вимог до тяги.

Найсучаснішими технологіями сьогодні є іонний двигун зі стержнем, Холлівський двигун та ПД (імпульсний плазмовий двигун). Іонний двигун в

основному використовується при середній потужності (у кіловатному діапазоні) з певним імпульсом близько 3000 секунд або вище. Холлівський двигун також використовується при середній потужності при певному імпульсі приблизно 2000 секунд. Для конкретної місії відбувається компроміс між часом для здійснення зміни швидкості та необхідного пропеленту, тому іноді бажаний нижчий питомий імпульс, так як тяга вище при більш низькому специфічному імпульсі. Також компактніше. Плазмовий пристрій і не обмежується ефектами просторового заряду. З іншого боку, іонний двигун має вузький шлейф.

ІПД працює при низьких потужностях. Суцільний тефлоновий стрижень - це пружина. Дуга по кінцях яка випаровує тефлон, так і прискорює отриману плазму. Це дуже простий пристрій, але страждає низькою ефективністю, оскільки тефлон продовжує парити після закінчення пульсу і не прискорюється. Потужність, як правило, менше 100 Вт, і її можна звести до будь-якого бажаного рівня шляхом зменшення частоти повторення імпульсів. ІПД також відмінно підходить для забезпечення точного імпульсного біта на.

В даний час значні зусилля спрямовані на низькоенергетичний Холлівський іонний двигун, з тим щоб використовувати більш високу ефективність цих двигунів. Є кілька питань до цього. Холлівський та іонний двигуни обидва використовують порожнистий катод для одержання плазми, а також головного пропеленту. При низьких потужностях використання катодного палива може наблизитись або навіть перевищувати навантаження основного палива, що істотно знижує ефективність. У слабких двигунах втрати стінок стають важливішими, знову знижуючи ефективність. Крім того, допуски у двигунах малої потужності стають тоншими, що ускладнює виготовлення.

Плазмовий двигун здатний вирішити ці три проблеми, маючи інші переваги та недоліки в порівнянні з холлівським та іонними двигунами. Є лише один пропелент, тому втрати порожнистих катодів відсутні. Магнітне

поле вирівняне паралельно стінам, зменшуючи втрати стінок магнітною ізоляцією. У виробництві немає точних допусків.

У шістдесятих роках проходили різноманітні концепції електричного підсилювача, в тому числі Холлівський, іонний двигун зі стержнем, а також плазмовий двигун. Підсилювач залу був не популярний в першу чергу через нестабільність, плазмовий двигун через погану ефективність. У колишньому Радянському Союзі на Заході було зроблено чимало зусиль, і після 1972 року на російському космічному апараті після 1972 р. з'явилися російські космічні апарати, що називаються SPT для стаціонарних плазмових рушіїв (називається ППТ для стаціонарних плазмових рушіїв. Метою даної роботи є розробка концепції плазмового двигуна. Були внесені зміни для усунення попередніх недоліків у роботі з плазмовим двигуном.

1.8.2. Принцип роботи плазмового реактивного двигуна

У плазмовому двигуні плазма в магнітному полі нагрівається збудженням радіочастот і витікає в осьовому напрямку, створюючи тягу. Тільки електрони нагріваються безпосередньо радіочастотами. Електрони виходять набагато швидше, ніж іони, завдяки високій тепловій швидкості. Створюється потенціал, який затримує електрони та прискорює іони для підтримання квазінейтральності. Величину потенціалу можна знайти шляхом прирівнювання електронних та іонних струмів. Всі іони виходять зі швидкістю, заданою потенціалом.

$$j_{ion} = n_e e \sqrt{\frac{2\phi}{M}}$$

where:

$$\begin{aligned} j_{ion} &= \text{ion current} \\ n_e &= \text{electron density} \\ e &= \text{electron charge} \\ \phi &= \text{plasma potential} \\ M &= \text{ion mass} \end{aligned} \quad (1)$$

Звільняються лише електрони, які мають енергію, більшу за плазматичний потенціал. Електронна температура виходу електронів така ж,

як і початкова температура електрона, коли вони проходять через потенціал. Тому струм електрона може бути записаний як

$$j_e = n_e e \sqrt{\frac{2k_B T_e}{m}} e^{\frac{-e\phi}{k_B T_e}}$$

where:

T_e = electron temperature

m = electron mass

k_B = Boltzman constant

(2).

Прирівнювання електронних та іонних струмів призводить до наступного співвідношення між потенціалом плазми та температурою електрона.

$$e^{\frac{-e\phi}{k_B T_e}} = \sqrt{\frac{mk_B T_e}{M\phi}} \quad (3)$$

Для заданої іонної маси (однократно зарядженої) це співвідношення призводить до фіксованого співвідношення між потенціалом плазми та температурою електрона. Це співвідношення, з потенціалом у вольтах та температурою електрона в електрон-вольтах, складається порівняно з масою іонів на Рис 2. Деякі приклади для окремих газів дорівнюють 5,35 для ксенону, 4,8 для аргону та 3,2 для водню. Таким чином, в ксеноні температура електрона на 100 електрон-вольт призводить до енергії іонів 535 електрон-вольт

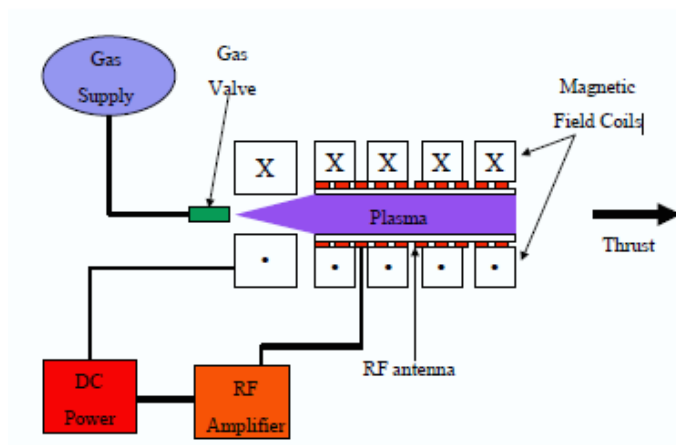


Рис. 1.6. Принципова схема радіочастотного реактивного двигуна

Кількість енергії на іон - це енергія іонів, енергія електронів та втрати іонізації та збудження. Енергія іонів - потенціал плазми. Збудження та втрати іонізації, як правило, удвічі перевищують перший рівень іонізації для благородних газів. Інша велика втрата пов'язана з ефективністю перетворення радіочастот. Враховуючи ці фактори, ефективність може бути записана у вигляді:

$$\eta = \frac{\eta_{RF} E_i}{2U_i + E_i + \frac{E_i}{\alpha}}$$

$\eta = \text{efficiency}$
 $\eta_{RF} = \text{RF conversion efficiency}$ (4)
 $E_i = \text{ion energy}$
 $U_i = \text{first ionization energy}$
 $\alpha = \text{ratio of ion energy to the electron temperature}$

Використовуючи розрахунок ефективності, потужність у ватах, необхідна для виробництва мілінвоту тяги, складається залежно від конкретного імпульсу, наведеному на Рис 8. Як і в інших електричних двигунах, ксенон вважається найкращим компромісом між зручністю та ефективністю. Ртуть була використана в ранніх електричних двигунах через його високу масу, але був припинений через екологічні причини. Питомий імпульс збільшується за рахунок зниження потоку газу при заданій потужності.

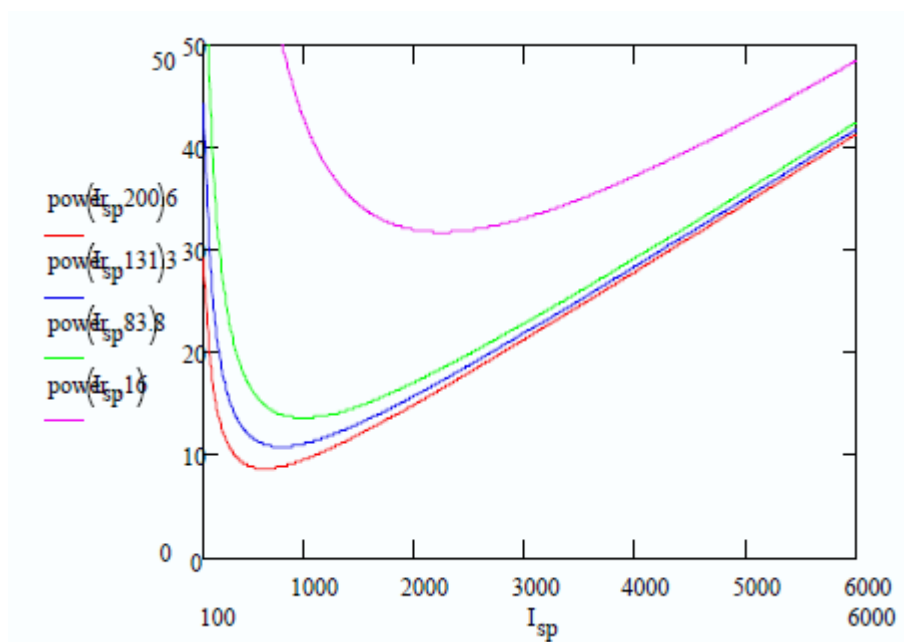


Рис 1.7. Прогнозована потужність у ватах, необхідна для кожного міллівотону тяги, запланованого проти конкретного імпульсу. Сліди зверху донизу - це кисень, криптон, ксенон і ртуть.

1.8.3. Переваги РЧ плазмового двигуна

Довгодія

Не існує ніяких сіток або електродів, які контактують із плазмою, щоб погіршити і зазнати невдачі. Тривалість життя, ймовірно, буде обмежена відмовою компонентів, наприклад потужність транзисторів.

Низьке забруднення

Низьке забруднення також виникає через відсутність сіток або електродів. У вихлопний шлейф немає металів, що розпилюються.

Компактність

Плазма є квазінетральною, тому щільність тяги не обмежується ефектами просторового заряду, як це відбувається в ізолюваному двигуні з сіткою. Щільність також може бути більшою, ніж у двигуні Холла, де довжина колізійного шляху іона повинна бути довшою, ніж двигун. Результатом є більш компактний двигун.

Змінний питомий імпульс

Специфічний імпульс легко змінювати, змінивши відношення потужності радіочастоти до потоку газу. Це може бути досить корисним, наприклад, за допомогою більш низького питомого імпульсу та вищої тяги, щоб підняти супутник у коротший час, а потім перейти на більш високий питомий імпульс, щоб зберегти рушійні сили, коли швидкість більше не має значення. Широкий діапазон конкретного імпульсу можливо, також дозволяє просту подачу ракетного палива, а не більш складний регульований потік. Імпульс буде збільшуватися по мірі зменшення потоку газу під час польоту, якщо потужність залишатиметься постійною.

Простота виробництва

Немає необхідності в тісних допусках, що зменшить витрати на виробництво.

Необхідне низька напруга від

В плазмі створюється потенціал шляхом радіочастотного нагрівання. Апарату потрібно лише забезпечити напругу, необхідну для радіочастотних транзисторів, як правило, 10-30 вольт, а не сотні вольт, необхідних для прискорення іонів безпосередньо.

Єдиний газовий потік

Не потрібно окремого порожнистого катоду або для нейтралізації, або для забезпечення плазми для вилучення іонів. Це особливо важливо для малих двигунів, де частка палива, пропущеного через порожнистий катод, може бути досить високою. Це також спрощує конструкцію.

Використання високого пропеленту

Висока плазмова щільність призводить до повної іонізації газу, тому палива не витрачається, як нейтральні.

Можливість використання будь-якого пропелєнта

Оскільки немає сіток або електродів, паливо може бути будь-яким, що може бути газифікованим, у тому числі з високореактивних речовин. Прикладом є кисень, який легко доступний як ресурс на більшості тіл

Сонячної системи. Кисень може також використовуватися як пропелент у "зеленій" водневій ракеті.

Виклики для плазмових двигунів

Основними завданнями для такого плазмового двигуна є ефективність та відрив плазми від ліній магнітного поля.

Ефективність

Деяка проблема ефективності є внутрішньою для плазмового двигуна. Ці частини можуть бути мінімізовані або компенсовані ефективністю в інших місцях.

Найбільш рання робота з плазмовим імпульсним плазмовим двигуном була зроблена за допомогою електронного циклотронного резонансу плазми (ЕЦРП). Фактично цей тип підсилювача зазвичай називають двигуном ЕЦРП. Проблема з нагріванням ЕЦРП полягає в тому, що електронний хвіст розвивається. Існує ефект протікання, оскільки стихійні втрати зменшують, енергію що отримують частинки. Вся надлишкова енергія, що перевищує енергію плазми, витрачається даремно, тому електронний хвіст може призвести до поганої ефективності. У обговореному тут двигуні використовується нижній гібридний нагрів. Дамба Ландау нагріває електрони і не розвиває хвоста.

Ще однією перевагою низького гібридного нагріву є те, що енергія радіочастот проходить у чітко визначених резонансних конусах всередині плазми, що полегшує збереження живлення від стін.

Іншою особливістю цього двигуна є використання "хорошої" кривизни ліній магнітного поля всередині двигуна. Від програми з термоядерного синтезу добре відомо, що "погана" кривизна (зовнішні лінії згинання) приводять до нестабільності МГД та швидких радіальних втрат. Деякі попередні двигуни використовували хорошу кривизну, зокрема Sercel в JPL, але більшість з них - ні. Sercel використовував контури магнітного поля трубчастої форми, щоб забезпечити осьову силу на електрони, а не для стабільності МГД.

Двигун з використанням нижнього гібридного нагрівання та гарної кривизни досяг приблизно 50% передачі енергії від радіочастот до плазми, приблизно в десять разів більше, ніж попередня робота. Це перші зусилля, без великої оптимізації. Сподіваємось, що це число може бути покращено до рівня 100%; є підстави вважати, що це буде успішним з історії нагрівання плазми в програмі термоядерного синтезу.

Два елементи, які властиві для плазмовому двигуну, - це температура електрона та перетворення потужності постійного струму в тягу. Плазма в реактивних плазмових двигунах має вищу електронну температуру, ніж у іонного рушійного двигуна або підсилювача. Оскільки тільки іони виробляють придатну тягу, ця електронна енергія витрачається даремно. Звели до мінімуму цю втрату шляхом максимізації співвідношення потенціалу до температури електрона, спочатку шляхом використання важкого газу, а потім, можливо, шляхом зміни функції розподілу електронів при нагріванні. Частота реактивного генератора є менш ефективною, ніж генерація постійного струму, але існують досить ефективні реактивні-підсилювачі. Цьому сприяє також перехід від ЕЦРП до нижнього гібриду, оскільки використовуються нижчі частоти. Більш низькі частоти легше генерувати більш ефективно.

На додаток до мінімізації внутрішніх втрат ефективності, деякі зсуви можливі. Конфігурація магнітного поля паралельно стінам забезпечує кращу магнітну ізоляцію, зменшуючи втрати стінок. Також відсутні діркові втрати катодів, які в невеликих двигунах можуть призвести до втрати ефективності вдвічі чи більше. Ми вважаємо, що ці компенсації можуть призвести до того, що плазмовий реактивний двигун буде більш ефективним, ніж іонний та холлівський двигуни, особливо для малої потужності.

1.8.4. Струйчатий відрив

Оскільки лінії магнітного поля не закінчуються, плазмовий шлейф повинен відокремлюватися від ліній поля, коли він вичерпується, або

частинки будуть кружляти навколо, і в результаті не буде тяги. На сьогоднішній день в ніяких реактивних плазмових двигунів цього не видно, але моделювання передбачає, що це може статися декількома способами, і планується провести експерименти для тестування моделей.

Одним із способів відокремлення плазми є втрата адіабатичності частинок, що ефективно розмагнічує частинки. Іони вже не намагнічені, оскільки їх коефіцієнт зіткнення вище, ніж іонна циклотронна частота. Проте електрони намагнічуються, а іони йдуть за електронами через електричне поле, яке розвинеться, якщо цього не зробити. Однак, оскільки магнітне поле швидко знижується в вихлопі, ми очікуємо, що адіабатичність буде втрачена і плазма буде відокремлена.

Другий спосіб - прирівняння енергії в плазмі до енергії магнітного поля. Ми могли б очікувати, що магнітне поле більше не може стримувати плазму, коли її енергія падає нижче теплової енергії, що міститься в плазмі. Співвідношення теплової енергії плазми до енергії магнітного поля називається β . Ми очікуємо, що відрив відбудеться, коли $\beta = 1$. Як зазначив Франклін Чанг-Діаз у проєкті VASIMR2, цей момент також полягає в тому, що швидкість іонів перевищує місцеву швидкість Альфвен. Він стверджує, що відділення повинно відбуватися в точці звуку, тому що ніяка взаємодія не може проходити далі в струмені назад до підсилювача.

Ми вважаємо, що аргумент плазми β особливо привабливий, але експериментальне спостереження за відривом струменя необхідно, щоб довести, що концепція плазмового реактивного двигуна є життєздатною.

Експериментальні результати Брекера

Основними експериментальними результатами були:

Успішне використання режиму, в якому основна частина реактивної енергії поглинається глибше в плазмі, що призводить до більш вузького шлейфу та зменшення втрат стінки. Узький струмінь обумовлений нижньою гібридною хвилею, показаний як режим I на малюнку 4. Рисунок 5 не є нижнім гібридним режимом; це, мабуть, геліконовий режим. Нижній

гібридний режим досягається шляхом підняття магнітного поля, поки він не доступний. Перехід дуже гострий. Різниця між малюнками 4 і 5 була досягнута лише з натисканням на ручку магнітного поля.

Робота в діапазоні 5-50 Вт

- Досягнута температура електрона 60 еВ, що передбачає високий рівень іонізації. Інші планові експерименти з реактивним двигуном до теперішнього часу не перевищували 20 еВ.

- Попередня оцінка більш ніж 50% потужності, що з'являється в реактивному літаку.

- Напрямок струменя, керований магнітним полем на виході двигуна.

- Відслонення струменя не спостерігається. Розрахунки показують, що експериментальна площа занадто коротка, щоб сподіватися на спостереження за відривом струменя.

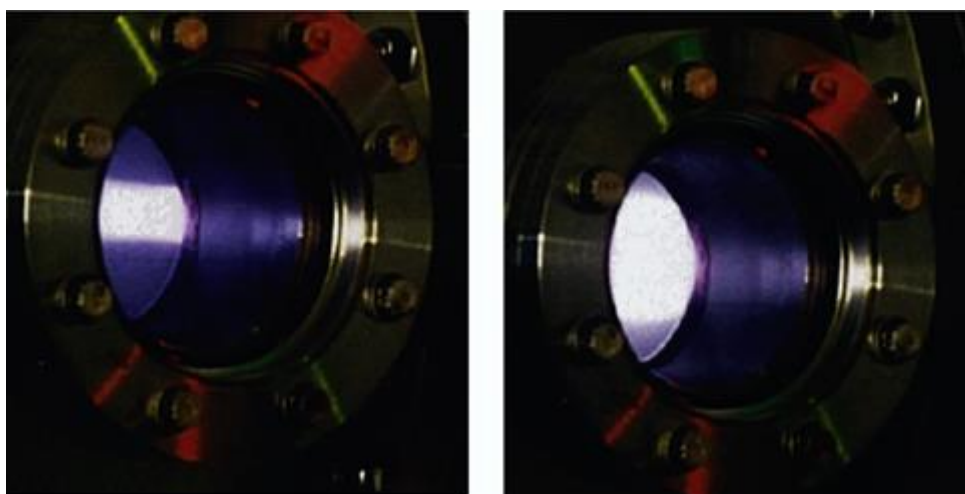


Рис. 1.8. Гібридний двигун. Модель I та II відповідно.

Ці результати є значним прогресом у сучасному стані для плазмових реактивних двигунів. Незважаючи на те, що відрив струменя не спостерігався, результати експериментів та моделювання передбачають кілька способів досягнення цього. Один, звичайно, просто для отримання більшої вакуумної камери. Друга - побудувати менший соленоїд для двигуна, так що лінії магнітного поля будуть гостріше викривлятися при виході

двигуна. Третій - знизити магнітне поле за рахунок зменшення паралельної довжини хвилі, накладеної на плазму антеною, і зменшення частоти.

Висновок

Електричний двигун може бути дуже корисним як для малих супутників, так і для великих, або шляхом зменшення маси палива або створення можливих випадків, які в іншому випадку були б неможливими. Плазмовий реактивний двигун має ряд унікальних властивостей, які можуть зробити його особливо придатним для малих космічних апаратів, включаючи компактність, низьку потужність та роботу з низькими напругами. Необхідна подальша робота, необхідне підвищення рівня зрілості концепції, особливо в області відриву від струменя.

При використанні водню в якості робочого тіла ми можемо досягти більших значень швидкості витоку (тобто більшого питомого імпульсу) і отримати більш безпечну систему з точки зору зберігання робочого тіла та експлуатації двигуна установки. Крім того, при розгляді як варіанту нагрівання робочого тіла в камері реактивного двигуна методу високочастотного нагріву слід враховувати той факт, що для досягнення найбільшого КПД процесу передачі енергії від високочастотного розряду до робочої тіла необхідна повна або часткова іонізація, або активація останнього.

2. МЕТОДИ ВИДОБУВАННЯ ВОДНЮ З ПОВІТРЯ ВЕРХНІХ ШАРІВ АТМОСФЕРИ

2.1. Умови стратосфери

В умовах стратосфери одним з перспективних видів літальних апаратів є дирижабль. Характерною вбудовую такого дирижабля є сфера діаметром в 100 метрів, з каркасом-основою в середині, на якому розміщуються балони високого тиску для водню, плазмовий двигун та сонячний «парус», який є джерелом електроенергії на даному літальному апараті, оскільки ККД фотоелектричних елементів в стратосфері є достатнім для задоволення потреб в електроенергії. З урахуванням відсутності в стратосфері турбулентності, усе повітря, що падає на поверхню дирижабля, та утворена на поверхні вода можуть бути використані для здобуття водню. Середня за рік швидкість вітру на висоті $20 \div 25$ км, не перевищує 10 м/с, а максимальна сезонна швидкість не перевищує 25 м. Потоки повітря в стратосфері – ламінарні, швидкість змінюється плавно з періодом в рік.

Повітря містить лише 0.00005% по об'єму молекул водню, але на відміну від інших компонентів повітря водень є найлегшою складовою, а отже зі збільшенням відстані від рівня моря збільшується концентрація водню від 0.0001 до 0.001, що в свою чергу робить водень перспективним паливом для плазмового двигуна. Оцінити кількість водню в стратосфері проблематично. Джерелом водню в стратосфері є сонячний вітер, який приносить протони, що долітають до стратосфери і стають атомами водню. Сонячний вітер в напрямку Землі характеризується не стабільним станом, що призводить до нестабільної кількості

Вникає задача ефективного виділення з повітря атомів водню, в кількості достатній для створення необхідної тяги двигуна.

Методи розділення газу на молекули можуть бути різними: механічні, маспектрометричні, адсорбційні, конденсаційні, мембранні, лазерні, та інші. Комбінацією переокислених методів можливо сортувати молекули повітря по масі та енергії.

Дослідники з Королівського мельбурнського дослідницького університету (Австралія), Массачусетського технологічного інституту і Кембриджа знайшли спосіб отримувати водень із води без витрат електроенергії. Реакція відщеплення водню від кисню запускається під дією сонячного світла в присутності фотокаталізатора. Такий спосіб отримання водню може вирішити проблеми електроенергії апарата, оскільки для довготривалої роботи в верхніх шарах атмосфери як джерело електроенергії буде використано сонячні батареї, ККД яких відомий своїми не високими показниками. Тому спосіб видобування водню без використання електроенергії є найбільш зручним для конструкції даного апарату.

Як фотокаталізатора використали сульфід молібдену - аморфну субстанцію із загальною формулою MoS_x , відмінно вбирає водяну пару з повітря, а на сонці запускає процес розкладання води з утворенням вільного водню. Додавши до сульфиду молібдену порошок наночастинок діоксиду титану, вчені отримали рід чорнила, які легко наносяться на будь-які поверхні - наприклад, на скло і пластик, - і утворюють міцну плівку. Покривши такою плівкою будь-яку відкриту сонячним променям поверхню, можна отримувати водень з насиченого вологою повітря де завгодно, стверджують автори дослідження.

2.2. Перспективні дослідження сульфідів молібдену, що містять сірку, для вироблення водню.

Сульфіди молібдену, багаті на сірку, є появою класу неорганічних координаційних полімерів, які переважно використовуються для їх переважних каталітичних властивостей. Приведено поверхневі водозалежні властивості багатих на сірку MoS_x ($x = 11/3$) та їх взаємодію з водяною парою. Ми повідомляємо, що MoS_x - це високогігроскопічний напівпровідник, який може повертатись зв'язувати до 0,9 молекули H_2O на Мо. Наявність поверхневих вод глибоко впливає на властивості напівпровідника, модулюючи фотолюмінесценцію матеріалу більш ніж на 1

порядок, при переході від сухого до вологого середовища. Крім того, провідність датчика вологості на основі MoS_x модулюється більш ніж на 2 порядки для підвищення вологості на 30%. Як основне застосування, ми використовуємо виявлені властивості MoS_x для створення електролітичного розщеплюючого фотокаталізатора, який цілком залежить від гігроскопічної природи MoS_x як джерела води. Каталізатор сформований у вигляді чорнила, яким може бути покрита на ізоляційні підкладки, такі як скло, що приводить до ефективного перетворення водню та кисню з водяної пари. Ця концепція має широкий потенціал для майбутнього виробництва сонячного палива.

Відновлюваний водень має потенціал для переходу на сучасну економіку та інфраструктуру, основану на викопному паливі, для включення більшої частини чистого палива, що містять вуглець. Виробництво водню з використанням електролізу води або прямим фотокатолітичним розщепленням води в даний час розглядається в якості найбільш загального шляху напрямку економіки на основі водню. Проте використання рідких електролітів має внутрішні обмеження ефективності та збільшення витрат, що виникають у зв'язку з проблемами, включаючи утворення пазирів, заморожування при низьких температурах, необхідність перекачування рідини, корозії та отруєння каталізатором. Навпаки, вдаючись до розщеплення газової фази ці недоліки можуть бути подолані. Передбачається, що розщеплення газоподібної води, як передбачається, вимагає меншої енергії, через низьку стандартну вільну енергію утворення газоподібної води Гіббса, $\Delta G_f^0 [\text{H}_2\text{O} (\text{g})] = -228,59 \text{ кДж моль}^{-1}$, у порівнянні з рідкою водою, $\Delta G_f^0 [\text{H}_2\text{O}] = -237,18 \text{ кДж моль}^{-1}$. До теперішнього часу повідомлялося лише про декілька систем розщеплення газоподібної води.

Представлено високоефективну систему розщеплення фотокаталітичної води парової фази, яка може бути сформована як чорнила, що дозволяє адаптувати будь-яку поверхню до виробництва газоподібного водневого палива, різко спрощуючи систему видобутку водню. Розвиток цього напівпровідникового вологопоглинача надзвичайно актуальний для

поля каталізу каталізатора водню, а також для пошуку інших застосувань, таких як резистивне поглинання вологи та осушення.

Ідеальний матеріал для ефективних електролітичних пристроїв для розщеплювання газоподібної води повинен (I) бути надзвичайно пористим для ефективного транспорту паливного газу та водяної пари, (II) має велику здатність до адсорбції вологи для зв'язування молекул води, (III) бути напівпровідником з високою провідністю, що забезпечує легкі адсорбційні можливості, і (IV) має високу каталітичну активність. Традиційні ефективні речовини, що зволожують вологу, такі як силікагель та цеоліти, є ізоляторами і, отже, не підходять для розщеплення електролітичної газової фази. Напівпровідникові органічні полімери та металеві органічні структури можуть потенційно містити необхідні електронні властивості; однак їх уразливість до деградації, викликаній вологістю, залишається проблемою. Крім того, на матеріалах на вуглеводневій основі відсутні багаті каталітичні властивості, які потрібні. Найбільш придатними можуть бути більш напівпровідникові глини з вологозабезпеченнями та інші стратифіковані матеріали; проте транспортування газу в просторі між проміжками, як очікується, буде повільним.

Перехідні металеві неорганічні напівпровідникові полімери (TMISP) можуть розглядатися як кандидати для розщеплення електролітичної газової фази. Вони можуть запропонувати каталітичні властивості, які виникають з їх частково заповнених d-оболонки. На щастя, багато TMISP визнано за їх каталітичні властивості, але їх властивості утримування вологи не були досліджені. Наше дослідження зосереджено на багатому на сіркову суміш аморфного сульфиду молібдену (MoS_x), який останнім часом набуває все більшої уваги завдяки своєму винятковому каталізу. Цей клас матеріалів охоплює цілий ряд сполук, що характеризують співвідношення молібдену до сірки десь від 2 до 6.

Матеріали на основі MoS_x визнані перспективними каталізаторами з розщеплення водою без бідних металів, пропонуючи ефективність утворення

водню до рівня платини. Проте, крім MoS_2 , все ще залишаються суперечки щодо структури цих матеріалів і характер їх каталітично активних сторін. Незалежно від точної стехіометрії, багато сполук MoS_x виготовляються з квазіодномірних та розгалужених неорганічних координаційних полімерів або їхніх коротших ланцюгів олігомерів та мономерів.

Хоча початкові дослідження показали, що сульфіди молібдену, багаті на сірку, є попередниками кристалів MoS_x , наномасштабних (інший, хоч і менш ефективні, каталізатори утворення водню), стає все більш очевидним, що це не той випадок. Нещодавні дослідження вказують або термінальні дисульфідні ліганди, або мости дисульфідів - каталітично активні ділянки, проте консенсус ще не досягнуто (рис. 10).

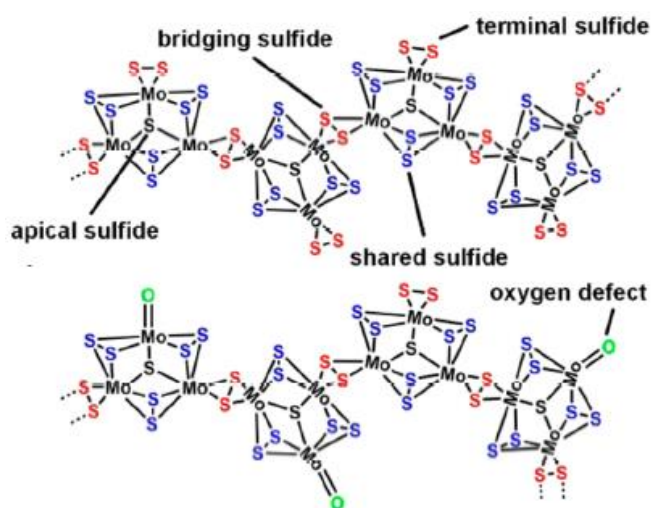


Рис 2.1. Хімічна структура та морфологія MoS_x та пошкоджений MoS_x із дефектами кисню.

Більшість сірковмісних напівпровідників MoS_x мають вузькі пробіли діапазону приблизно 1,2 eV і, отже, показують високу провідність. Висока провідність MoS_x вважається ключовою ознакою, що забезпечує його виняткову продуктивність як електрокаталізатор. Оптична щілина цього матеріал, однак, занадто вузька, щоб досягти прямого розщеплення фотокаталітичної води. Одним з підходів до подолання цього обмеження є

покриття фотоелектродів, що складаються з напівпровідникових CuO, p-Si або органічних напівпровідників з каталізаторами MoS_x.

Без електролітне фотокаталітичне розщеплення води продемонстровано, спираючись лише на вологість, захоплену з вологого повітря як джерело води. Для цього розроблена каталітична чорнила, яке може бути покрите на будь-який субстрат, що призводить до ефективного та дешевого виробництва водню з вологих середовищ.

2.3. Результати експериментів

Синтез та характеристика. Частково гідратований MoS_x був синтезований за модифікованою процедурою. Одним словом, MoS₄ (NH₄)₂ додавали до водного розчину полі (алліламін гідрохлориду) (PAAHCl). Катіонний полімер в процесі синтезу діє як шаблонний хребет, зв'язуючи компоненти і веде до переважного складання іонів MoS₄ вздовж одного виміру. Розчин потім підкислювали, використовуючи спосіб підкислення пари HCl, розроблений для поступового зниження pH, що призводить до полімеризації. Одержаний продукт потім ретельно промивають, щоб видалити залишкові та бічні продукти. Рамановська спектроскопія підтвердила успішне видалення полімерного шаблону.

Розрив смуги поглинання синтезованого матеріалу дорівнює 1,22 eV, використовуючи спектроскопію УФ, яка близька до позначеної величини 1,25 eV (рис. 11a). Крім того, додаткова функція поглинання спостерігалася поруч із початком поглинання при 963 нм (мал. 11a). Ця особливість ідентифікована як хвіст Урбаха, який часто спостерігається в аморфних напівпровідниках. Далі застосовують рентгенівську фотоелектронну спектроскопію (XPS) для отримання композиції продукту, що підтверджує відношення сірки до молібдену від 78% до 22%, що вказує на стехіометрію, близьку до MoS_{3/2}. Спектр XPS матеріалу показує очікувані особливості в областях сірки та молібдену (рис. 2)

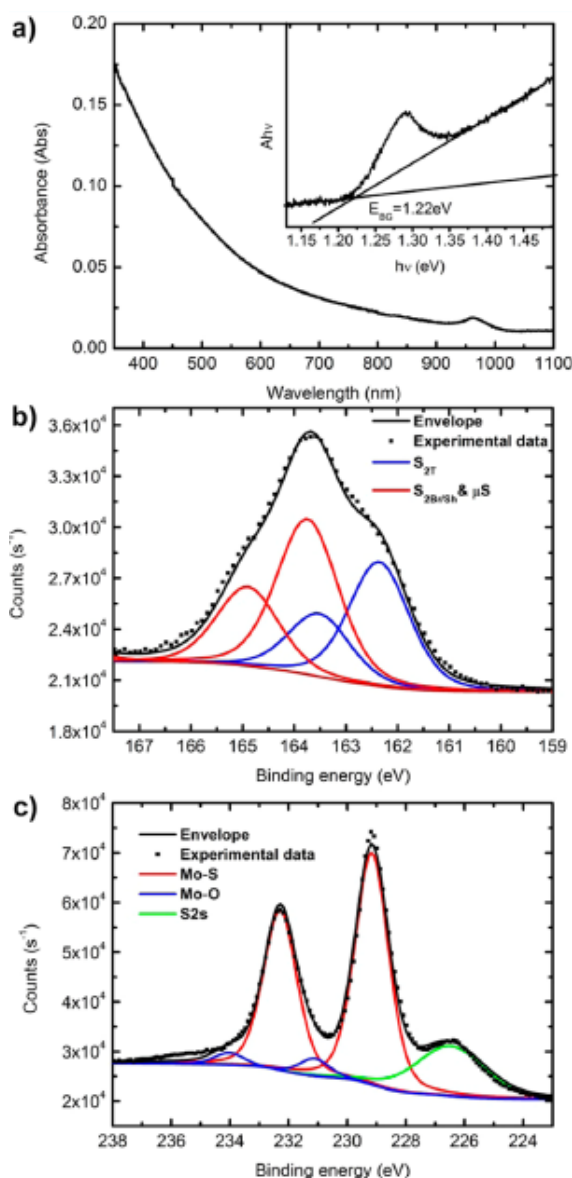


Рис. 2.2. Оцінка забороненої зони та стехіометрії MoS_x: (a) спектр УФ, отриманий у водній суспензії та відповідній ділянці, (b) спектр XPS сірки 2p області та (c) спектр XPS молібден 3d області.

Гігроскопічні властивості та осушування низької енергії. Через високопористі структури мережі синтезованого зразка MoS_{11/3} та спорідненість аморфних сульфідів молібдену до поляризуючих газів ми передбачаємо, що матеріал повинен мати інтенсивну взаємодію з газоподібними речовинами, включаючи водяну пару. Отже, ми вирішили дослідити вплив адсорбції вологи на електронні властивості матеріалу.

Ізотерми десорбції вологи зафіксували при потоці азоту при заданих температурах в термогравіметричному аналізаторі для кількісного визначення вологомісткості аморфного $\text{MoS}_{11/3}$. Криві втрати ваги записані при встановлених температурах (рис. 12a), що показало, що матеріал містить значну вагову частку лабільної води. Зниження ваги 7% може бути досягнуте навіть за помірних температур $\geq 40^\circ\text{C}$. Втрата ваги відбулася швидко після впливу сухої атмосфери, що підтверджує швидку кінетику десорбції. Крім того, ми спостерігали, що сухий матеріал швидко забирає втрачену вологість під дією навколишнього середовища, підкреслюючи зворотний характер реакції. На рис. 12b представлено експеримент з циклічної адсорбції та десорбції при 40°C , в якому зразок піддають сухому азотом з наступним впливом атмосферної атмосфери. Можна помітити, що зразок $\text{MoS}_{11/3}$ швидко втрачає 2% його ваги в сухому азоті, який потім повторно абсорбується з навколишнього повітря протягом 5 хв. Цей процес можна повторювати кілька разів, що вказує на те, що адсорбція та десорбція вологи були дуже зворотними, а маса зразка повернулася до початкового значення після кожного циклу. Ця поведінка вказує на те, що молекули H_2O пов'язані через відносно слабкі процеси фізіосорбції. Отримані властивості показують, що $\text{MoS}_{11/3}$ є придатним осушувачем, здатним швидко адсорбується і видаляючи вологу з вологого повітря, який може функціонувати на етапі регенерації порівняно низької температури. Хоча вологість нижче, ніж у сучасних силікагелях та десикантах на основі цеоліту, які зазвичай містять від 20 до 40% води за вагою, регенерація може відбуватися при відносно низьких температурах, що робить $\text{MoS}_{11/3}$ як привабливу альтернативу для безперервного видалення вологи використавши мало енергії.

Дослідження релаксації низькошарового NMR проводились для отримання додаткового розуміння процесу зв'язування волога, спостережуваного в частково гідратованому $\text{MoS}_{32/3}$. Виміряні рази спін-спін релаксації (T_2) дають уявлення про середовище відповідних молекул води. Кристалічна вода, міцно зв'язана в решітку, характеризує час релаксації

порядку 10^{-6} - 10^{-5} с, а слабо зв'язана, лабільна вода призводить до часів релаксації порядку 10^{-4} с. Ще більше часу релаксації (перевищує мілісекунди) спостерігаються для рідкої води. Тут вимірювання часу релаксації проводились за допомогою методів твердого ехо-спінової луни. Протокол твердого променя оптимізований для точного визначення часу релаксації в порядку мікросекунд, тоді як вимірювання спин-луни підходять для оцінки довшої релаксації разів. Для цих експериментів порівнювали зразки, що зберігаються в навколишньому середовищі та сухій атмосфері (рис. 3с). Дані були встановлені, щоб отримати час релаксації T2 (таблиця SI-1).

Під впливом сухої атмосфери, молекули вільно приєднаної води селективно десорбуються, залишаючи кристалічну воду і більш щільно зв'язані лабільні компоненти.

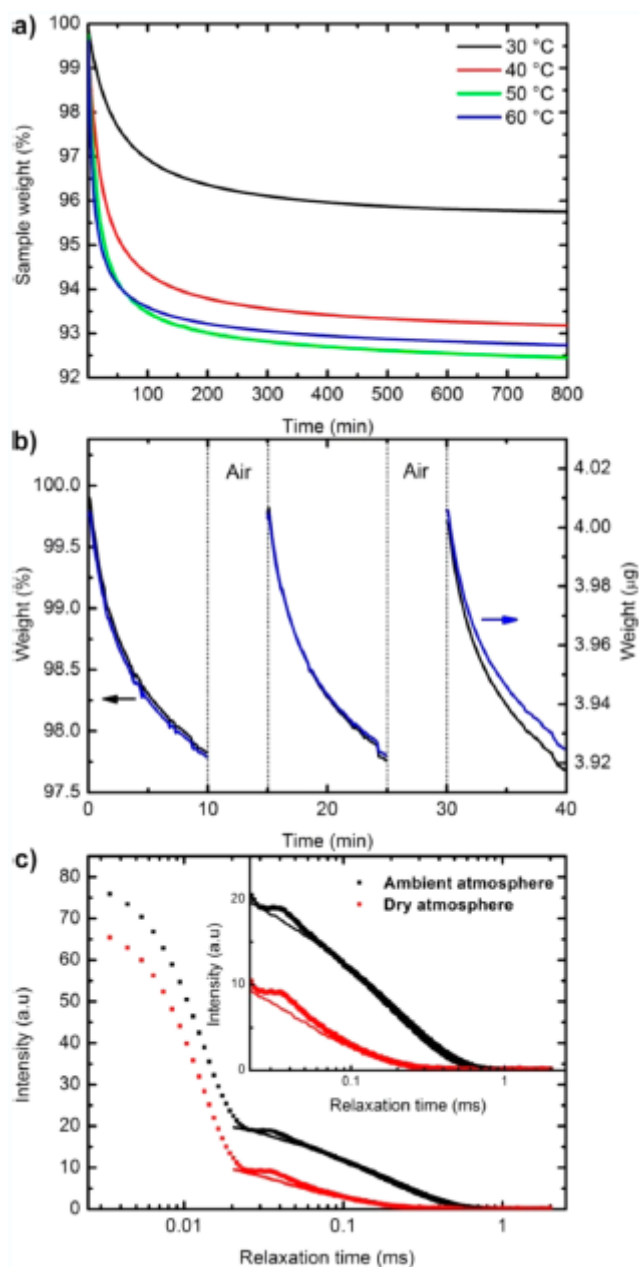


Рисунок 2.3. Оцінка поглинання води $\text{MoS}_{11/3}$: (а) криві десорбції води, що фіксуються при зазначених температурах; (б) десорбція та адсорбція циклічної води, при якій відбувається десорбція в сухому азоті 40 °C (10 хв) і відбувається адсорбція при кімнатній температурі у навколишній атмосфері (відносна вологість контролюється до 50%; 5 хв); (с) дані релаксації низьких частот NMR твердий (квадрати) і дані релаксації NMR низького поля спіні (спарені лінії); вставка: збільшена ділянка лабільної водної області.

Ці результати добре узгоджуються з дослідженням гравіметричної десорбції, оскільки процес сушіння зразка проводили при кімнатній температурі для даних NMR. 30 °C траса десорбції відзначала втрату ваги 3,5%, а при трохи більш високій температурі (≥ 40 °C) втрата ваги зростає до 7%, що свідчить про видалення близько до всієї лабільної води. Це спостереження разом із визначеною стехіометрією $\text{MoS}_{11/3}$ призводить до висновку, що 0,9 молекули H_2O зворотно адсорбуються для кожного центру Mo. Враховуючи результати NMR гідратованого зразка, додатково 2,5 молекули кристалічної води оцінюються як пов'язані за одиницю Mo, що призводить до стехіометрії $\text{MoS}_{11/3} \cdot 3,4\text{H}_2\text{O}$.

Цікаво, що виражений пік Mo-O спостерігається при 940 cm^{-1} , що підтверджує наявність значного числа дефектів кисню у синтезованому матеріалі.

При порівнянні спектрів висушеного зразка з тими, що піддаються впливу навколишнього середовища, можна виявити, що обидва спектри чудово подібні до того, що спосіб, пов'язаний з модами та розподіленими дисульфідними лігандами, значно підвищується при дії атмосферної вологи. Це являє собою достовірне свідчення того, що лабільні молекули води пов'язані в безпосередній близькості від спільних / мостильних дисульфідних лігандів.

З таких спостережень, сполучні дисульфіди полімеру $\text{MoS}_{11/3}$ взаємодіють з молекулами води в атмосферному повітрі для взаємодії з водневими зв'язками, що призводить до зворотної адсорбції молекул води на поверхню $\text{MoS}_{11/3}$ при сполученні і розподіленому дисульфіді місця.

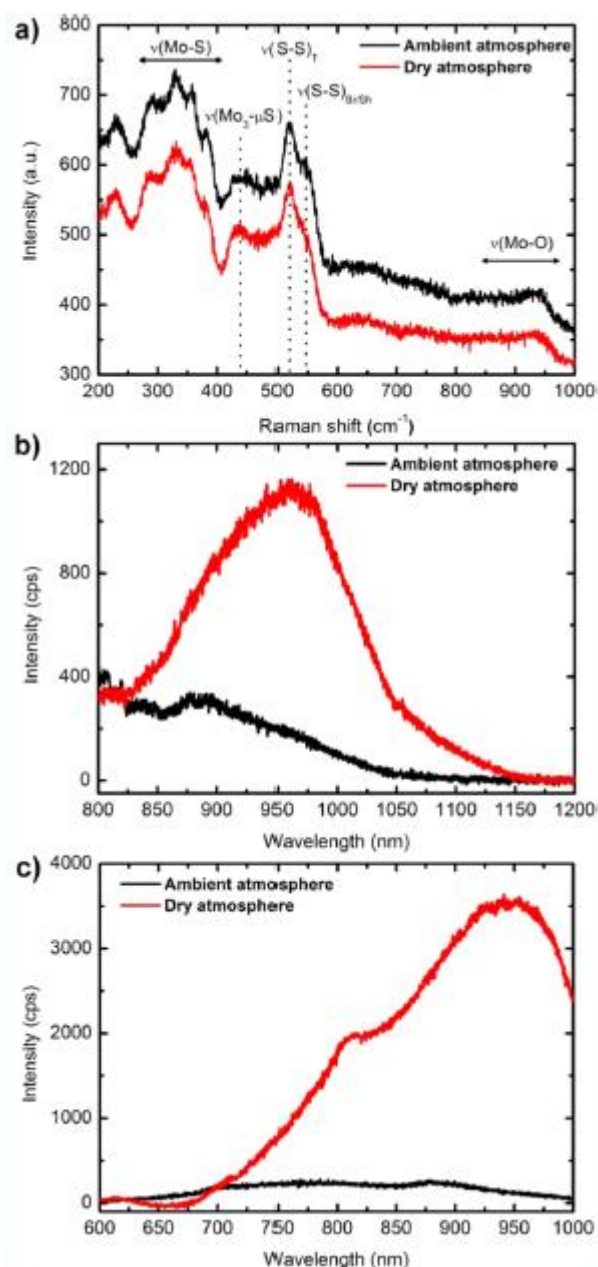


Рисунок 2.4. Раманові та PL спектри гідратованих та дегідратованих зразків $\text{MoS}_{11/3}$: (а) спектри комбінації, записані з довжиною хвилі збудження 532 нм на зразках, поміщених у герметичну камеру.

2.3.1. Без електролітне розщеплення води.

Як вже було сказано раніше, одне з ключових застосувань $\text{MoS}_{11/3}$ потенційно може бути у сфері виробництва водню, де він зазвичай служить електрокаталізатором. Зважаючи на спостереження швидкого захоплення вологості та хорошої провідності синтезованого матеріалу, ми дослідили його застосування до отримання електролітного водню. Для цього ми

сформували каталітичні чорнила, які можуть бути використані для виробництва H_2 без потреби в будь-яких зовнішніх джерелах живлення або обладнання для обробки рідини. Розвиток каталітичного каталізатора еволюційного газофазного фотокаталітичного водню, що не містить електролітів, є надзвичайно привабливим, оскільки значно спрощує структуру пристрою, що дозволяє істотно адаптувати будь-яку поверхню до виробництва сонячного палива. Оскільки каталітичний процес не є електролітом, виробництво палива - це не тільки вуглецевий нейтральний, але також нейтральний водяний стан, який не покладається на питну воду для підтримки його експлуатації. Крім того, вищезгадані недоліки використання електролітів, такі як ризик замерзання, витоків та цілковито уникати корозії.

Оскільки проміжок зони $MoS_{11/3}$ занадто вузький, щоб розщеплювати воду окремо, була розроблена суміш $MoS_{11/3}$ та TiO_2 (P25). Аморфні сульфід молибдену часто використовуються разом з широкозонними напівпровідниками, такими як CdS та TiO_2 , або органічними сенсibilізаторами, такими як еритрозин. Широкозонний матеріал сприяє легкій збірці та забезпечує високоенергетичні носії заряду для каталітично активного сульфід молибдену, що веде до еволюції водню та кисню (мал. 6б). У запланованому проекті багатий сіркою $MoS_{11/3}$ захоплює воду з вологого повітря, а потім діє як фотокаталізатор спільно з TiO_2 . На рисунках 15 а та б показано схематичне зображення каталітичного пристрою та енергетичної діаграми з висвітленням активних компонентів.

Оптимізована пропорція для чорнила складалася з простих 90% $MoS_{11/3}$ та 10% TiO_2 , що містять водну суспензію з комбінованим твердим наповнювачем 20%, які можна було нанести на скляну підкладку. Потім зразок поміщали у герметичну скляну посудину з насиченою вологою атмосферою. Ємкість обладнано спеціальним датчиком для зберігання водного простору, який фіксував концентрацію водню під час освітлення імітацією сонячного світла.

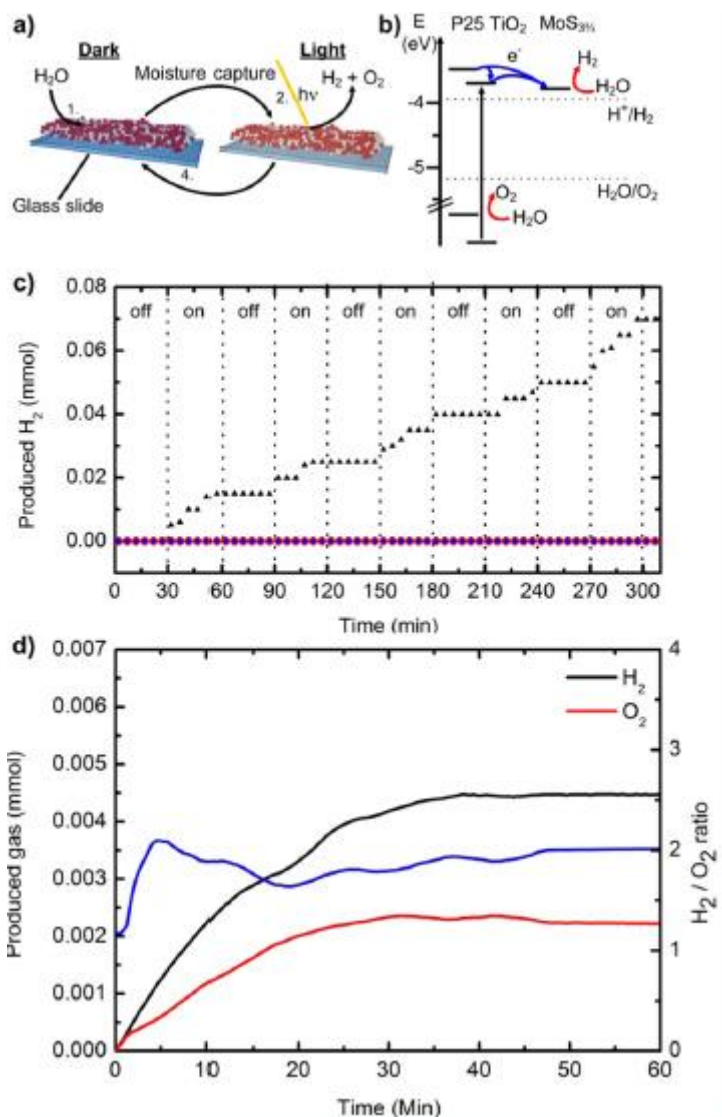


Рис . 2.5. Демонстрація розщеплення газоподібної води без електролітів: (а) схема каталітичного пристрою та циклічна операція. (б) Енергетична діаграма каталізатора.

Вироблення водню було виявлено при освітленні суміші MoS_{11/3}/TiO₂, тоді як плівки, що містять тільки MoS_{11/3} або TiO₂, не дали виявленої концентрації H₂ (Рис. 15 с), що вказує на те, що утворення гетеропереходу має першочергове значення для процесу. Щоб забезпечити загальний розподіл води, було проведено вимірювання кисню та утвореного водню (див. Рис. 6d). Співвідношення H₂ до O₂ було встановлено 2: 1, що вказує на те, що досягається стехіометричне загальне розщеплення води. Однак ми

помітили, що швидкість вироблення H_2 оптимізованих чорнил знизилася при тривалому освітленні (рис. 15) і в кінцевому підсумку припинилася.

Очікується, що світло, поглинене $MoS_{11/3}$, не повною мірою сприятиме загальній реакції розщеплення води через вузьку заборонену зону. Валентна смуга $MoS_{11/3}$, швидше за все, не буде окислювати, щоб безпосередньо виділити кисень, тоді як смуга провідності добре розташована для полегшення виділення водню.

Встановлено, що швидкість утворення водню становить 11,09 і 4,03 ммоль g^{-1} год $^{-1}$ для циклічного освітлення та безперервного освітлення, відповідно. Темп виробництва водню відповідно 2,48 і 0,90 ммоль m^{-2} год $^{-1}$, коли враховується площа поверхні Brunauer-Emmett-Teller (BET) (4,48 $m^2 g^{-1}$) фотокаталізатора. Варто відзначити, що площа поверхні BET, виміряна за допомогою інертних газів, зазвичай недооцінює наявній площі поверхні для адсорбції H_2O . Середні частоти обертання протягом 1 годин реакції були розраховані як 940 і 342 мГц для моделей циклічного та безперервного освітлення відповідно. Продемонстрована електролітична система утворення водню напрочуд ефективна, оскільки вона повністю спирається на захоплення вологи з вологого повітря. Розроблена система перевершує попередні звіти про розщеплення фотокаталітичної води без гальванопластичного газу (див. Табл. 2). Враховуючи, що в попередніх роботах використовувалася високоінтенсивна ультрафіолетова інтенсивність, а не імітація сонячного світла, вказівки значно поліпили показники виробництва H_2 при реальних умовах застосування. Для порівняння, фотокаталітичні і електролізні системи на основі мембранного електроліту, також містяться в Таблиці 2. Темпи виробництва H_2 можуть, імовірно, бути покращені, використовуючи напівпровідникові наночастинки з більш сприятливим профілем поглинання, ніж TiO_2 як сокаталізатор, і шляхом оптимізації конструкції пристрою, наприклад, використовуючи прозору 3D-підтримку, що дозволяє збільшити завантаження каталізатора та оптимізувати поглинання світла та транспортування газу. Це, разом із

поліпшенням термічного управління, може також дозволити подолати необхідність циклічного освітлення.

Таблиця 2. Порівняння різних систем розділу води в газовій фазі

Примітка. Під час порівняння продуктивності різних каталізаторів необхідно враховувати джерело освітлення. Багато хто зазначив, що рівень викидів H_2 проводився з використанням джерел світла, які сильно виділяються в УФ-зоні, що призводить до набагато більших темпів виробництва H_2 , ніж того, що очікується під впливом імітаційного сонячного світла. MWCNT скорочує багат шарові вуглецеві нанотрубки. 1 mA cm^{-2} перетворюється на швидкість утворення водню $0,0187 \text{ ммоль cm}^{-2} \text{ год}^{-1}$

Висновок

Ми продемонстрували синтез високопористого $\text{MoS}_{11/3}$, збагаченого сіркою, використовуючи маневровий та масштабований шлях підкислення-полімеризації, використовуючи катіонний матричний агент. Почали характеризувати взаємодію цього неорганічного полімеру з вологим повітрям. Виявлено, що $\text{MoS}_{11/3}$ може обернено зв'язати до 7% води за вагою ($0,9 \text{ H}_2\text{O}$ на центр Mo) в умовах навколишнього середовища, які можуть виділятися при низьких температурах у сухих атмосферах. Цей ефект може бути використаний для розробки пристроїв осушення низької енергії. Поліфлоридні дослідження NMR показали, що вологість адсорбується як слабо пов'язана поверхнева вода, ймовірно, використовуючи сили ван-дер-ваальса та водневі зв'язки. Раманові спектроскопічні дослідження показали, що зворотне зв'язування молекул води, ймовірно, відбувається при спільних і мостильних дисульфідних лігандах, які пов'язують окремі Mo центри в пористій та розгалуженій структурі.

Крім того, ми відзначили, що зв'язування молекул води глибоко впливає на оптичні та електронні властивості $\text{MoS}_{11/3}$. При зберіганні в азоті

спостерігається інтенсивна люмінесценція в ближньому інфрачервоному діапазоні, тоді як при атмосферній вологості відбувається виразний гіпохромний зсув та PL гасіння. Спостереження затухання PL було пов'язано з процесами переносу заряду через взаємодії Ван-дер-Ваальса та водневого зв'язку. Виявлено, що матеріал ізолюється під впливом сухих умов, а адсорбція поверхневих вод призводить до значного зменшення імпедансу, що було пов'язано з протонною провідністю. Це спостереження було використано для розробки датчиків вологості, що характеризується високою чутливістю та селективністю до H_2O при кімнатній температурі.

Хоча ці спостереження є надзвичайно актуальними самі по собі, вони також мають значні наслідки для каталізу каталізатора водню, що є одним з найвидатніших застосувань аморфних сульфідів молібдену. Спостережувана спорідненість модифікованих і розподілених дисульфідних лігандів до молекул води вказує на загальний процес розщеплення води. Крім того, слід враховувати з залежність електронних та оптичних властивостей від кількості молекул поверхнево-адсорбованої води при характеристиці цього матеріалу в майбутньому.

Нарешті ми розробили фотокаталітично активну чорнильну структуру на основі багатих на сіру $\text{MoS}_{11/3}$ у поєднанні з наночастинками TiO_2 , які функціонують як фотосенсибілізатор та ко-каталізатор. Виявлено, що друковані плівки цього композиту каталітично активні у вологих атмосферах, без потреби в електролітах або зовнішніх джерелах живлення. Хоча загальна ефективність виробництва водню нижча, ніж та, що зазвичай спостерігається при використанні суспендованих в електролітах каталізаторів, цей процес напроцуд ефективний, оскільки він повністю спирається на виявлену гігроскопічну природу $\text{MoS}_{11/3}$ як джерело води. Температура еволюції водню в $11,09 \text{ ммоль г}^{-1} \text{ год}^{-1}$ може бути досягнута в оптимізованих умовах, що також привело до набагато більшої ефективності, ніж будь-яка раніше відома система розділення фотокаталітичної газофазної води. Очікуючи подальших покращень ефективності процесу, електролітичне фотокаталітичне

розщеплення води може стати привабливим альтернативним підходом завдяки своїм унікальним особливостям і простоті, і, отже, очікується, що наші висновки стимулюватимуть подальшу роботу в цій галузі.

3. ДЖЕРЕЛО ЕНЕРГІЇ ДВИГУНА

Проведені розрахунки показали, що для керування апаратом необхідні значні потужності. Таким чином слід вирішити питання найбільш оптимального отримання електроенергії.

Як було поставлено технічним завданням, апарат повинен знаходитись тривалий час в стані польоту, відповідно джерелом енергії повинен бути відновлювальний ресурс. Найбільше на цю роль підходить використання сонячного випромінювання як джерела електроенергії.

В стратосфері сонячне випромінювання в три рази інтенсивніше, ніж на поверхні Землі при безхмарній погоді. Сучасні елементи дозволяють отримувати 200 Вт/м^2 , відповідно це значення в стратосфері буде приблизно втричі більше.

Для збільшення площі поверхні на яку буде падати сонячне випромінювання, слід вкрити літальний апарат сонячними панелями з найбільшою ефективністю та системою охолодження повітрям.

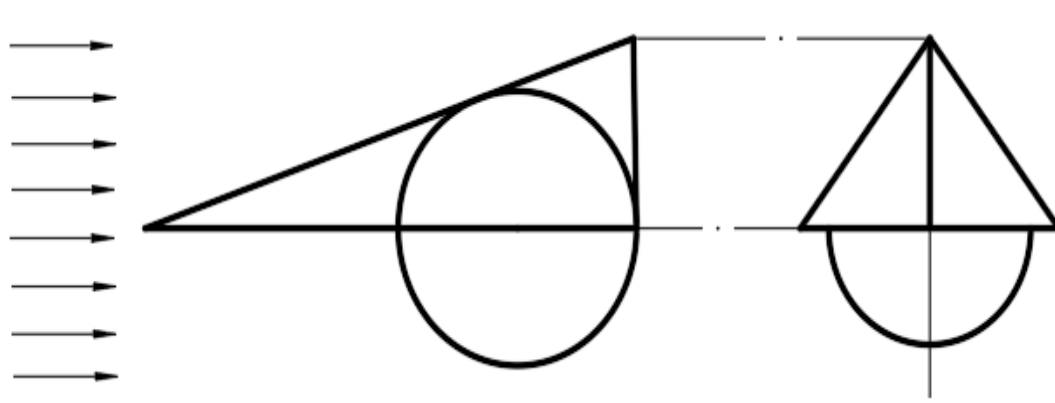


Рис 3.1. Зображення сонячного паруса для видобутку електроенергії.

Висновок

Як рішення проблеми можливої нестачі електроенергії, слід підвищити ефективність фотоелектричних елементів та збільшити площу збирача сонячного випромінювання, застосування термоелектричних генераторів.

Як конструктивним рішенням є використання «сонячного» парусу в клиновидному вигляді. Таке рішення було обране через ряд наступних причин:

- аеродинамічність конструкції;
- найбільша площа поверхні паруса;
- створення простору під парусом для додаткового спорядження.

Також можливо використовувати маневрування апаратом для того щоб підтримувати найпродуктивніші умови навколишнього середовища для збільшення потужності літального апарата.

4. КОНСТРУКЦІЯ ОСНОВИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

В умовах стратосфери одним з перспективних видів літальних апаратів є дирижабль. Характерною вбудовую такого дирижабля є сфера діаметром в 100 метрів, з каркасом-основою в середині, на якому розміщуються балони високого тиску для водню, плазмовий двигун та сонячні батареї, які є джерелом електроенергії на даному літальному апараті, оскільки ККД фотоелектричних елементів в стратосфері є достатнім для задоволення потреб в електроенергії.

З урахуванням відсутності в стратосфері турбулентності, усе повітря, що падає на поверхню дирижабля, та утворена на поверхні вода можуть бути використані для здобуття водню. Середня за рік швидкість вітру на висоті 20 ÷ 25 км, не перевищує 10 м/с, а максимальна сезонна швидкість не перевищує 25 м. Потoki повітря в стратосфері – ламінарні, швидкість змінюється плавно з періодом в рік.

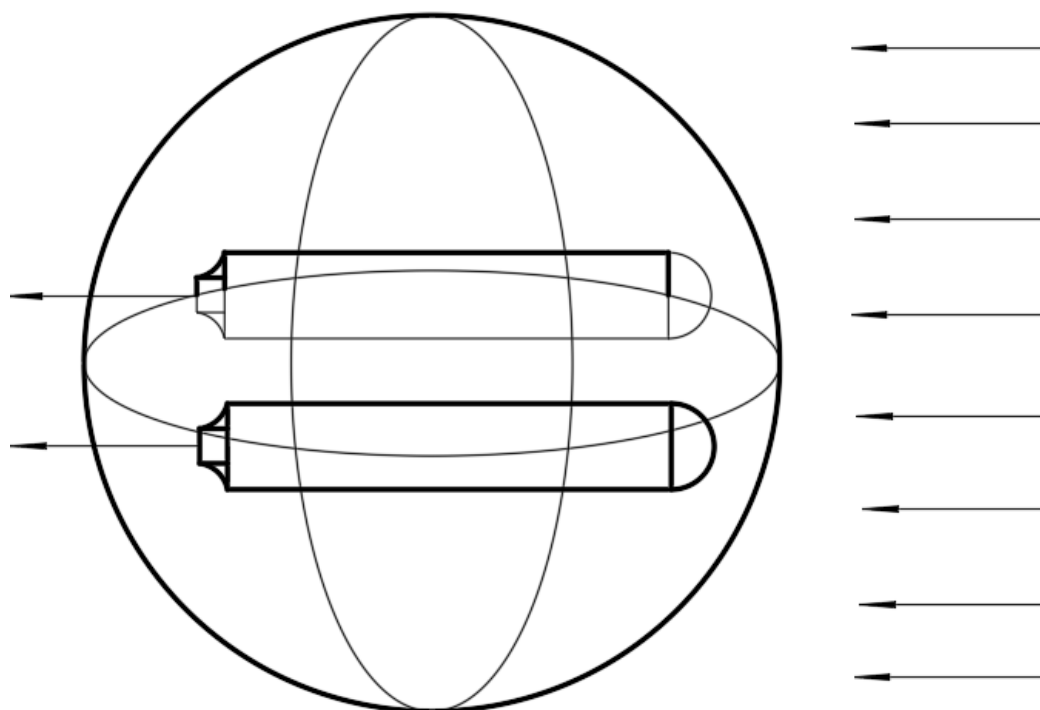


Рис. 4.1. Зображення літального апарату в формі сфери.

Висновок

За основу конструкції літального апарату обрано сферу через ряд наступних причин:

- простота конструкції;
- апаратом сферичної форми легко керувати та перестроювати положення апарату відповідно до потреб;
- сфера є зручною для переносу обладнання та розташування систем роботи апарату.

Використовуючи цей ряд переваг перед іншими видами конструкцій такими як планер, циліндричний дирижабль та інші, далі будуть вестись розрахунки саме для літального апарата сферичної форми.

В середині сфера буде знаходитись робоче тіло (наприклад гелій), яке є значно легшим за повітря для утримання апарату в верхніх шарах атмосфери тривалий час.

5. АНАЛІЗ ПОСТАВЛЕНОЇ ЗАДАЧІ ТА РОЗРАХУНОК ПРИСКОРЮВАЧА ПОВІТРЯНОЇ ПЛАЗМИ

Плазмові двигуни (СПД) представляють собою джерело прискореного потоку плазми. У цьому типі прискорювача реалізується електростатичний механізм прискорення іонів при збереженні квазінейтральності плазми, що дозволяє підвищити щільність тяги при невеликих різницях потенціалів. Крім того слід зазначити простоту конструктивної схеми, мала кількість спожитих номіналів електроживлення і досить високі тягові характеристики. Наземні дослідження рухових установок (ДУ) з СПД та багаторазові космічні випробування підтвердили ефективність використання СПД.

Традиційний СПД представлений на Рис 5.1:

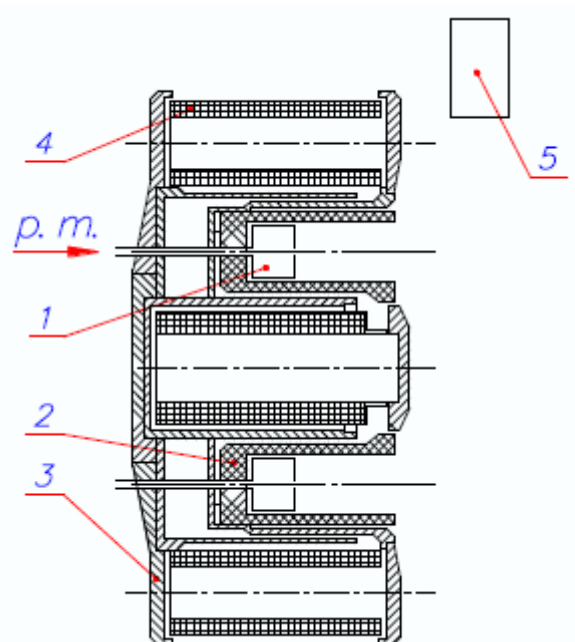


Рис. 5.1. Конструкція плазмового двигуна. 1 - анод-газорозподільник; 2 - керамічна розрядна камера; 3 – магнітопровід; 4 – соленоїд; 5 - катод-компенсатор

СПД є джерело прискореного потоку плазми. Вона утворюється і прискорюється в розряді на робочому тілі, що горить в схрещених електричному і магнітному полях. Магнітна система спроектована таким чином, що в кільцевому ускорительному каналі реалізується переважно

радіальне магнітне поле. Розрядна напруга докладено між анодом і катодом, а електричне поле в каналі направлено приблизно паралельно осі прискорювача. Робоче тіло подається в канал через анод. Високий ККД можна отримати в тому випадку, коли максимум радіальної компоненти магнітного поля реалізується поблизу зрізу прискорювача.

Прискорювач працює наступним чином. Робоче тіло, яке надходить в канал поблизу анода, іонізується електронами, що переміщається під дією електричного поля від катода до анода в поперечному магнітному полі. Переважне рух електронів відбувається в азимутному напрямку, а тому вона істотно більше поздовжньої компоненти швидкості, траєкторії електронів замикаються.

У процесі роботи відбувається зміщення електронів до анода за рахунок зіткнень з атомами робочого речовини, іонами і зі стінками, а також за рахунок коливань. Іони ж практично не замагнічені, рухаються переважно вздовж електричного поля і прискорюються в цьому полі. Стікаючи з прискорювача потік «захоплює» з собою необхідну кількість електронів і створює тягу.

5.1. Розрахунок основних параметрів

Оскільки в каналі СПД практично іонізується весь ресурс і враховуючи розкид іонів за швидкостями і кутах щодо поздовжньої осі каналу з досить високою точністю можна вважати, що:

$$P = n_i \cdot V_i \quad (5)$$

$$V_i = 0,84I_i \quad (6)$$

$$U_i = \frac{m_i v_i^2}{2e} = 115 \cdot 10^2 \text{ eV} \quad (7)$$

При визначенні напруги розряду U_p необхідно враховувати, що частина потужності розряду витрачається на іонізацію робочого тіла і приелектродні втрати:

$$U_s = U_i + 3.7\phi_i = 115.5 \cdot 10^2 \text{ eV} \quad (8)$$

$$N_p = U_p \cdot I_p = \text{Вт} \quad (9)$$

Звідси визначаємо I_p , що приблизно дорівнює 1 А.

Експериментальні дослідження вольт-амперної характеристики розряду в цьому типі двигуна показали, що на робочому режимі є насичення по струму розряду, струм розряду становить $I_p = (1,2-1,3) \cdot I_m$, отже легко може бути визначено. $I_m = 0.85 \text{ А}$.

Витрата робочого тіла m і потік іонів I_m , що створюють тягу, пов'язані простим співвідношенням:

$$I_m = \frac{m_i e}{m_i} \Rightarrow m_i = \frac{I_m m_i}{e} = 850 \text{ кг/с} \quad (10)$$

де e - заряд електрона, m_i - маса іона

Визначимо витрати робочого тіла.

$$m_a = \frac{I_p \cdot M_H}{k \cdot e} \quad (11)$$

де k – константа і дорівнює 1.2, M_H – маса іона водню, e – маса електрона.

Витрати робочого тіла відповідно дорівнюють $830 \cdot 10^{-6}$.

Середня швидкість прискорених іонів визначаємо із закону збереження енергії:

$$V_i = \sqrt{\frac{2e \cdot U_{ep}}{M_H}} = 1.5 \cdot 10^4 \quad (12)$$

де M_H – маса іона водню, U_{ep} – ефективна різниця потенціалів визначаюча енергію іонів.

Тягова ефективність:

$$\eta_o = \frac{p^2}{2m_a N_p} = 0.413 \quad (13)$$

5.2. Геометричний розрахунок

З графіка по витраті робочого тіла знайдемо значення середнього діаметра.

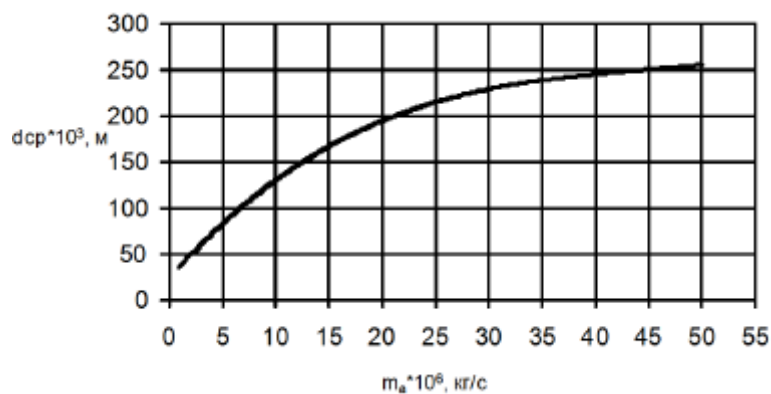


Рис. 5.1. Графік залежності розходу робочого тіла від діаметра виходу.

З графіка визначаємо, що середній діаметр буде дорівнювати 12.5 см.

Використовуючи знайдений діаметр, з графіка знаходимо значення співвідношення:

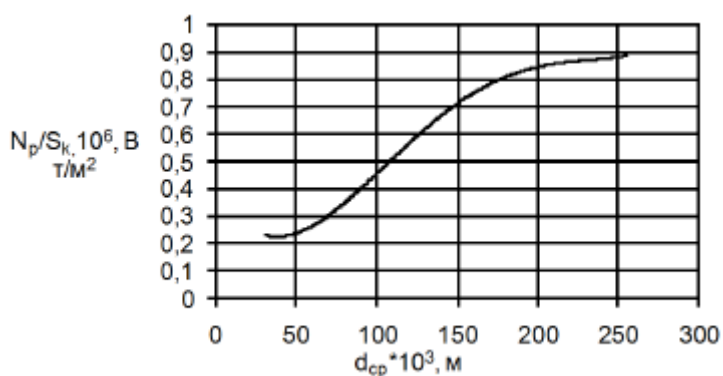


Рис. 5.2. Графік співвідношення в залежності від діаметра

Відповідно даному графіку значення співвідношення буде становити $0.6 \cdot 10^6 \text{ Вт/м}^2$.

Звідси легко знайти площу прискорювального каналу:

$$S_e = \frac{N_p}{N/S_k} = 0.017 \text{ м}^2 \quad (14)$$

З площі вираховуємо ширину каналу:

$$b_k = \frac{S_e}{\pi \cdot d_{nd}} = 0.05 \text{ м} \quad (15)$$

Діаметр прискорювального каналу

$$d = d_{nd} + b_k = 12.5 + 5 = 17.5 \text{ см} \quad (16)$$

довжина прискорювального каналу:

$$l_k = 2b_k = 10 \text{ см} \quad (17)$$

товщина вихідних кромek розрядної камери:

$$\delta = 0.5b_k = 2.5 \text{ см} \quad (18)$$

діаметр установки:

$$D_d = 2d = 35 \text{ см} \quad (19)$$

довжина установки:

$$L = 2l_k = 20 \text{ см} \quad (20)$$

5.3. Розрахунок магнітної системи

Знайдемо ширину магнітного зазору:

технологічний зазор $\delta_m = 2 \cdot 10^{-3}$, відповідно:

$$l_{ic} = b_k + 2\delta + \delta_m = 0.12 \text{ м} \quad (21)$$

Максимальне значення радіальної складової індукції магнітного поля:

$$B_{\max} = 0.15(b_k \cdot 10^3)^{-0.8} = 0.014 \text{ Тл} \quad (21)$$

Тоді значення струму в соленоїді:

$$I_{cW} = k_{sm} I_{ic} \frac{B_{\max}}{\mu_0} = 3.341 \text{ А} \quad (22)$$

Де, $k_{вт}$ - коефіцієнт втрат; μ_0 - магнітна проникність у вакуумі.

Для створення оптимального магнітного поля визначаємо кількість ампер-витків:

$$I_{cWW} = I_{cW} \sqrt{\frac{U_p}{300}} = 21 \cdot 10^3 \quad (23)$$

Звідки

$$W = \frac{I_{cWW}}{I_p} = 210 \quad (24)$$

Число витків у внутрішній і зовнішній котушках відповідно:

$$W_H = 0.4W = 84 \quad (25)$$

$$W_{BH} = 0.6W = 126 \quad (26)$$

5.4. Розрахунок роботоздатності двигуна

Для забезпечення заданого ресурсу вибираємо схему з винесеним магнітним полем:

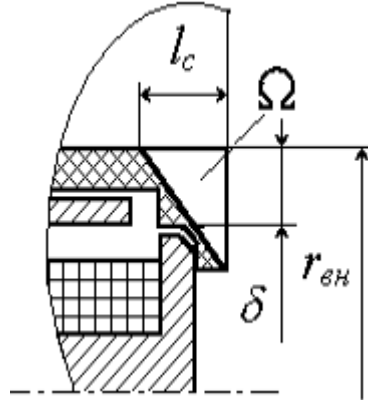


Рис. 5.3. схема з винесеним магнітним полем

Обчислимо внутрішній радіус камери:

$$r = \frac{d_{nd} - b_k}{2} = 8.75 \text{ см} \quad (27)$$

Визначимо протяжність шару іонізації і прискорення:

$$l_c = 5 \sqrt{\frac{m_e U_p}{e B_{\max}^2}} = 0.09 \text{ А} \quad (28)$$

Обчислимо обсяг розпилення стінки:

$$\Omega = \pi \left[2 \left(r + \frac{\delta}{3} \right) l_c^2 - r l_c \delta - l_c^3 \right] = 5 \cdot 10^{-4} \quad (30)$$

β_{cm} = - частка іонізованих атомів випадають на стінку

Площа зони розпилення на стінках розрядної камери:

$$S_z = 2\pi d_{nd} l_c = 0.07 \text{ м}^2 \quad (31)$$

Щільність іонного струму на стінці:

$$i_{cm} = \frac{m_a e \beta_{cm}}{M_{Xe} S_z} = 2.5 \text{ А/см}^2 \quad (32)$$

Струм іонів на стінку:

$$I_{cm} = 2i_{cm}\pi l_c = 0.12\text{A} \quad (33)$$

Однак ресурс двигуна повинен бути в 1,5 рази більше номінального. Цього можна домогтися оптимізацією двигуна. З огляду на, що допускається розпорошення до третини полюса і що порожнечу можна заповнити діелектриком.

5.5. Розрахунок запасу робочого тіла

Розрахунок робочого тіла через катод:

$$m_k = 0.1m_a = 83 \cdot 10^{-6} \quad (34)$$

Розрахунок робочого тіла сумарний:

$$m_{\Sigma} = m_a + m_k = 913 \cdot 10^{-6} \quad (35)$$

5.6. Розрахунок магнітної системи

Для побудови геометричної моделі та розрахунку магнітної системи використовуємо програмний комплекс ELCUT.

Всі розміри установки беремо з пункту 4.

Завдання полягає в отриманні максимуму магнітного поля на кінці прискорює каналу, отримання великого градієнта магнітного поля, а також отримання нульового поля на аноді.

Після побудови моделі вирішуємо завдання і отримуємо картину радіальної складової магнітної індукції поля:

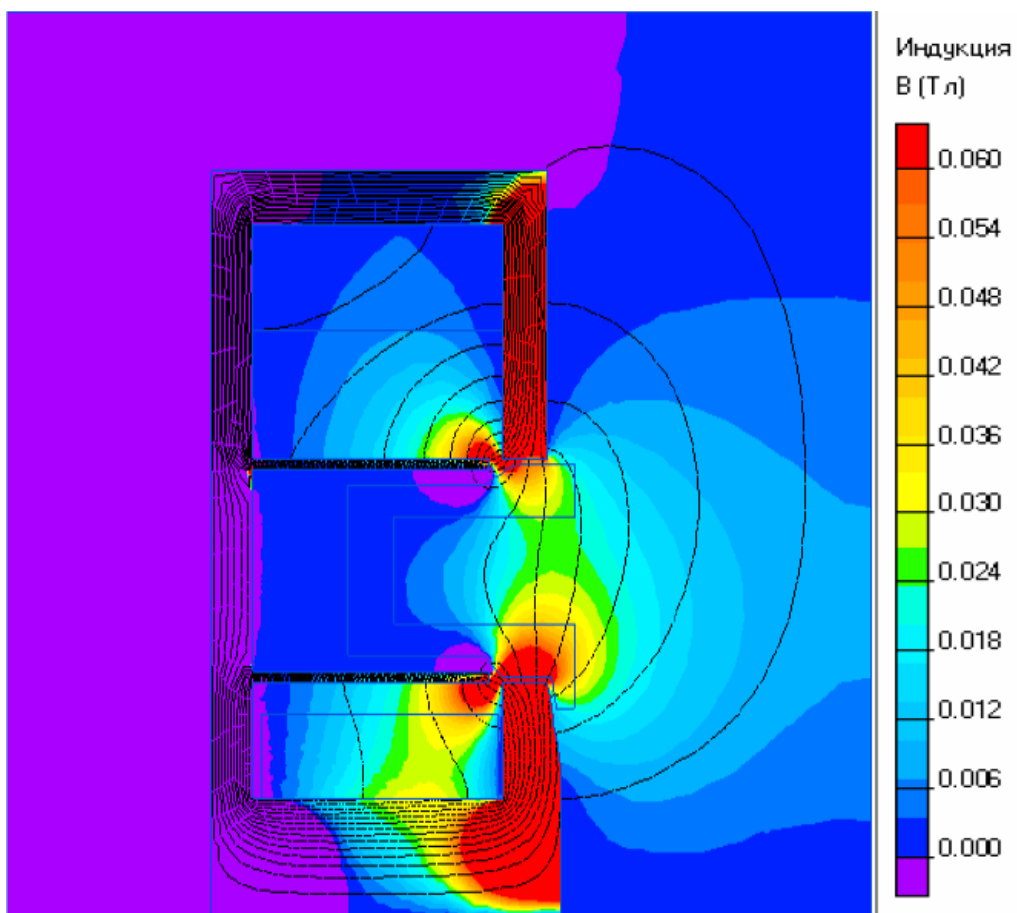


Рис.5.4. Картина радіальної складової магнітної індукції поля.

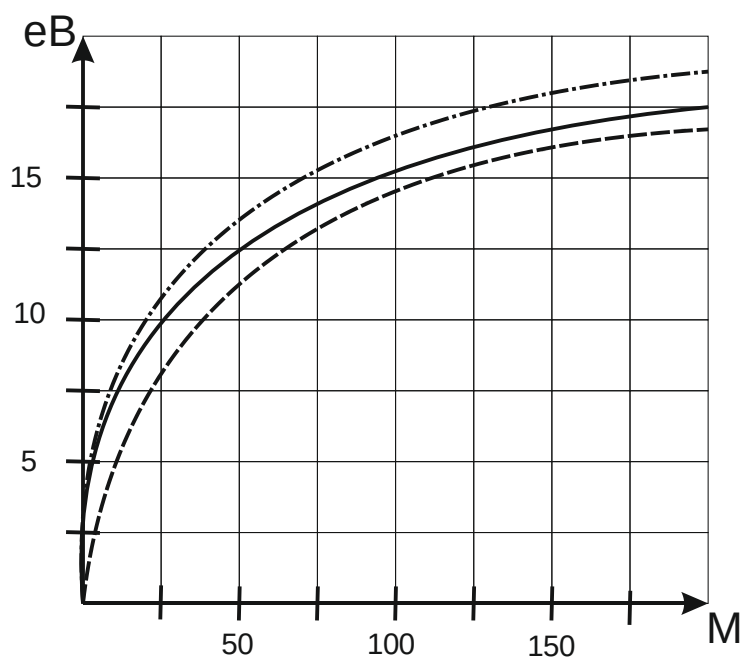


Рис. 5.5. Потенціал плазми (вольт) кратний температурі електрона (eV) в порівнянні з масою іонів

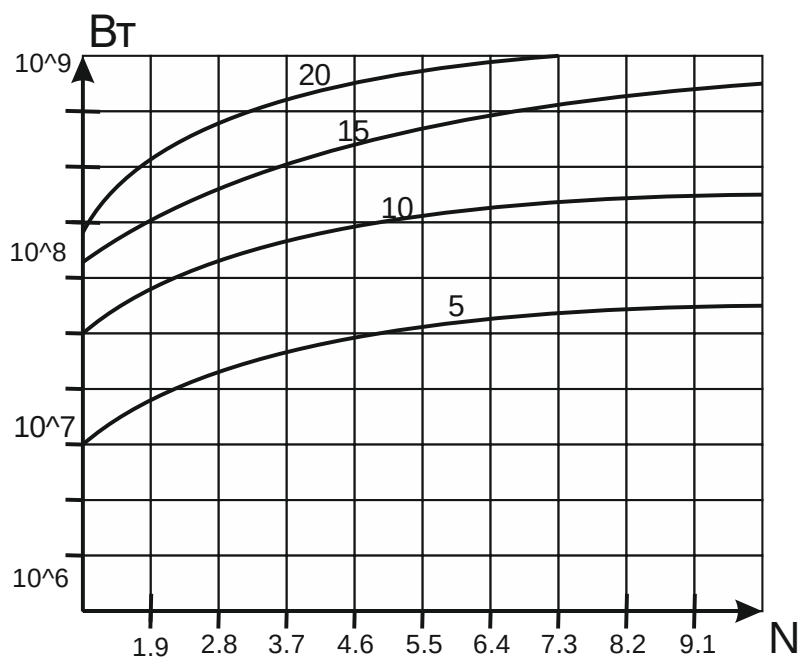


Рис. 5.6. Залежність потужності прискорювача від молекулярної концентрації повітря та швидкості вітру (м/с)

Таблиця 5.1.

Параметр	Газ						
	Водо-род	Гелій	Ам-миак	Азот	Воз-дух	Аргон	Ксе-нон
Хим. формула	H ₂	He	NH ₃	N ₂		Ar	Xe
Молекулярная масса, кг/моль	2	4	17	28	29	40	131
Газовая постоянная, Дж/(кг К)	4157	2078,5	489,06	296,93	286,69	207,85	63,466
Показатель адиабаты	1,4	1,66	1,29	1,4	1,4	1,66	1,66
Удельный импульс, с	5197,4	3191,5	1949	1388,8	1365,9	1010,6	567,06
Масса РТ, кг	9,6203	15,66	25,65	36	36,607	48,05	80,76
Масса СХП, кг	212,64	181,02	89,512	90,623	90,339	101,75	115,86
Масса всей системы, кг	222,26	196,68	115,16	126,62	126,94	149,8	196,62

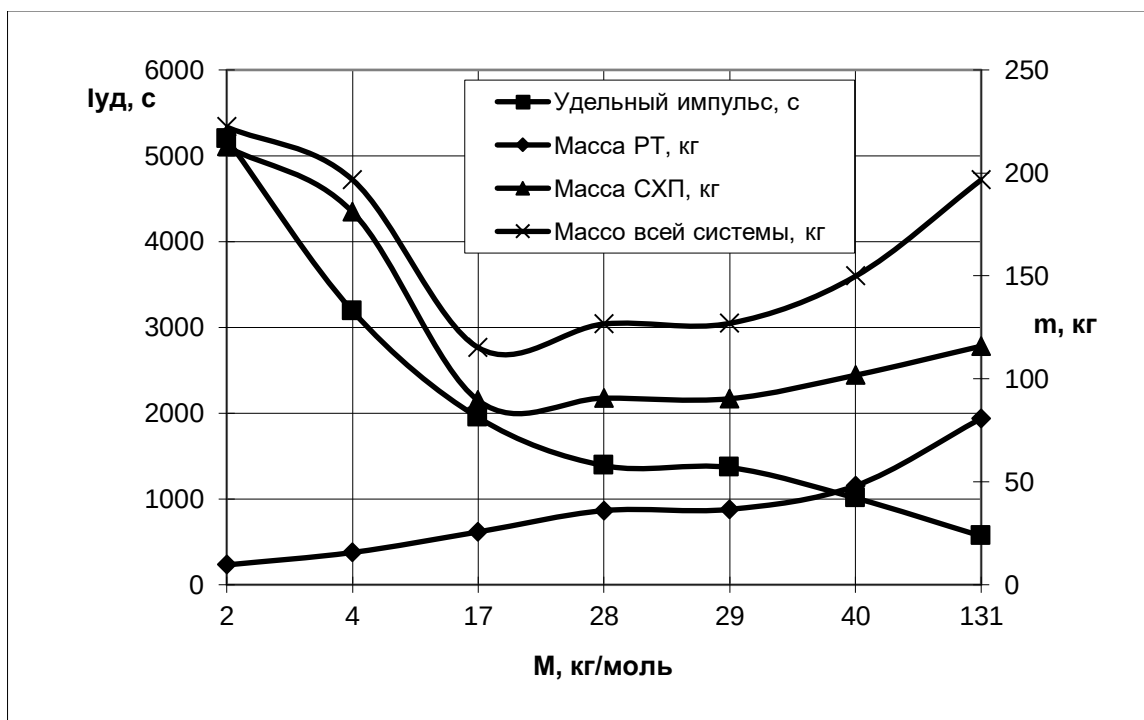


Рис. 5.7. Залежності питомої імпульсу РД, маси необхідного робочого тіла, маси СХП цього робочого тіла, і сумарної маси СХП і робочого тіла від роду робочого тіла.

Висновок

Як основний рушій літального апарата в верхніх шарах атмосфери був обраний плазмовий двигун, що працює на водню в якості пропеленту. Водень був обраний через його високу концентрацію на даній висоті, тому були проведені розрахунки плазмового двигуна, що працює на відповідному паливі.

Тип плазмового двигуна – радіочастотний плазмовий двигун. Оскільки данні модель являється найбільш перспективною в використанні для даного випадку. Недоліки та переваги такого двигуна були наведені вище.

Однак слід зауважити, що при розрахунку виявилось що утворена тяга двигуна не задовольняє умов системи. А саме двигун не створює необхідної потужності та тяги для пересування літального апарату.

Це спричинено низьким ККД сучасних сонячних батарей, що з кожним роком зростає в результаті поліпшення конструкцій та будови самих

фотоелементів. Тому в майбутньому ця проблема може бути вирішена з вирішенням певних питань з покращенням ККД фотоелектричних елементів, а також застосування допоміжних засобів для перетворення повного спектру сонячного випромінювання в електроенергію. Іншою проблемою виявилось не достатня кількість водню що утворюється в результаті хімічних реакцій. Це є відносно новим методом видобування водню без застосування електроенергії, технологія запропонована в кінці 2017 року, проте вона є перспективною, та розвивається. Як результат покращення цієї технології створить достатнє джерело водню для апарату.

Сама система реактивного двигуна також має ряд конструктивних недоліків. Недоліки отриманої реактивної системи:

- 1) велика товщина стінок магнітопровода і його наконечників;
- 2) магнітне поле на аноді не дорівнює нулю;
- 3) канал занадто сильно винесено щодо магніторовода.

Удосконалення системи:

- 1) зменшуємо стінки магнітпровода;
- 2) зменшуємо винос каналу щодо муздрамтеатру;
- 3) зменшуємо відстань між екраном і каналом, і між екраном і наконечниками муздрамтеатру.
- 4) Оптимізацією двигуна. З огляду на те, що допускається розпорошення до третини полюса, тому порожнечу можна заповнити діелектриком.

6. РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ

Метою даного розділу є проведення маркетингового аналізу стартап проекту для визначення принципової можливості його ринкового впровадження та можливих напрямів реалізації цього впровадження.

6.1 Опис ідеї проекту

Опис ідеї стартап-проекту наведено у таблиці 6.1.

Таблиця 6.1 – Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Розробка літального апарату, в області стратосфери, який буде використовувати природні ресурсі середовища для самодостатнього забезпечення функціонування.	1. Мобільне розміщення в верхніх шарах атмосфери електронних пристроїв	Дозволяє розміщувати різноманітні системи на літальному апараті в стратосфері
		Дозволяє мобільно змінювати знаходження літального апарату
	2. Економічне переміщення літального апарату в стратосфері	Економія палива, так як основне джерело палива знаходиться в стратосфері

У таблиці 6.2 наведено сильні, слабкі та нейтральні характеристики ідеї проекту.

Таблиця 6.2 – Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко- економічні	(потенційні) товари/концепції конкурентів	W (слабка	N (нейтра	S (сильна
----------	------------------------	--	--------------	--------------	--------------

	характеристики ідеї	Мій проект	Конкурент1	Конкурент2	сторона а)	сторона б)	сторона в)
1	Тип апарату	Дирижабль з плазмовим двигуном	Куля	Планер	+		
2	Собівартість	Висока	Низька	Низька		+	
3	Мобільність	+	-	+			+
4	Тривалість використання	+	-	-		+	
5	Паливо	-	+/-	+		+	

6.2 Технологічний аудит ідеї проекту

Технологічну здійсненність ідей проекту наведено у таблиці 7.3.

Таблиця 6.3 – Технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Використання плазмового водневого двигуна на	Плазмовий двигун для супутників низьких орбіт	Наявна	Доступна
2	Видобування водню з вологого повітря	MoS _x	Наявна, потребує вдосконалення	Важкодоступна
3	Основа конструкції	Дирижабль	Наявна	Доступна
4	Додаткове джерело електроенергії	Сонячний парус	Наявна, потребує вдосконалення	Важкодоступна

6.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Попередню характеристику потенційного ринку стартап-проекту наведено у таблиці 6.4.

Таблиця 6.4 – Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	3
2	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
3	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Наявні
4	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Наявні
5	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	$R = (3000000 * 100) / (1000000 * 12) = 25\%$

Характеристику потенційних клієнтів стартап-проекту наведено у таблиці 6.4.

Таблиця 6.5 – Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1	Необхідність у літальних апаратах різноцільового	Компанії яким необхідно розташовувати електронні	Різні пристрої, різний час знаходження пристроїв в	Тривале розміщення електронних систем в

	застосування в верхніх шарах атмосфери.	пристрої в верхніх шарах атмосфери та утримувати їх там певний період часу.	експлуатації, зона покриття.	стратосфері.
--	---	---	------------------------------	--------------

Фактори загроз наведено у таблиці 6.6.

Таблиця 6.6 – Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Конкуренція	NASA, Google	1) Вихід з ринку 2) Запропонувати великій компанії поглинути себе 3) Передбачити додаткові переваги власного апарату
2	Технології що потребують вдосконалень	Деякі технології, що на даний момент знаходяться в стадії вдосконалення можуть виявитись не відповідними в майбутньому	1) Передбачити можливість альтернативних замін для технологій, що на даний момент знаходяться в стадії вдосконалення

Фактори можливостей наведено у таблиці 6.7.

Таблиця 7.7 – Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Зростання можливостей потенційних покупців	Ріст зацікавленості до продукту серед інших груп користувачів	Збільшення кількості виробництва та функціональних можливостей

У таблиці 6.8 наведено ступеневий аналіз конкуренції на ринку.

Таблиця 6.8 – Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)
1. Вказати тип конкуренції - досконала	Існує 3 основні конкуренти	Врахувати ціни конкурентних компаній на початкових етапах створення бізнесу, реклама (вказати на конкретні переваги перед конкурентами)
2. За рівнем конкурентної боротьби - міжнародний	Компаній – з інших країни	Надавати послуги та консультації на різних мовах
3. За галузевою ознакою - зовнішньогалузева	Компоненти використовуються в різних галузях	Створити гнучкий конструктор зборки апарата з взаємозамінними частинами для різних

		потреб
4. Конкуренція за видами товарів: - товарно-видова	Види товарів є однаковими	Створити апарат, враховуючи недоліки конкурентів
5. За характером конкурентних переваг - нецінова	Вдосконалення технології створення апарату, щоб собівартість була нижчою	Використання менш дорогих технологій для розробки, ніж використовують конкуренти
6. За інтенсивністю - марочна	Бренди присутні	Активна реклама, яка вказує на переваги саме даного рішення, натякаючи на недоліки конкурентів

У таблиці 6.9 наведено аналіз конкуренції в галузі за М. Портером.

Таблиця 6.9 – Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари-замінники
	Навести перелік прямих конкурентів	Визначити бар'єри входження в ринок	Визначити фактори сили постачальників	Визначити фактори сили споживачів	Фактори загроз з боку замінників
Висновки:	Існує 3 великі, відомі	Є конкуренти, є можливі	Є унікальні складові обладнання,	Важливим для користувача	Товари-замінники можуть

	конкуренти, які диктують умови та новинки в цій галузі	вість виходу на ринок	тому є велика залежність від постачальників	є надійність та довготривалість використання	використати більш дешеву технологію та зменшити собівартість товару.
--	--	-----------------------	---	--	--

У таблиці 6.10 наведено обґрунтування факторів конкурентоспроможності.

Таблиця 6.10 – Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Дешевше за конкурентів	Оскільки основні конкуренти є загально відомі компанії їхні ціни на послуги та технології є високими.
2	Гнучкість конструкції	Клієнто-орієнтований продукт. Дозволяє створити механізм який відповідає потребам споживача.

У таблиці 6.11 наведено порівняльний аналіз сильних та слабких сторін

Таблиця 6.11 – Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні				
			-2	-1		1	2
1	Дешевше за конкурентів	15			+		
2	Тривалість використання	20			+		

У таблиці 6.12 наведено SWOT- аналіз стартап-проекту.

Таблиця 6.12 – SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: Довгортивалість в використанні. Як паливо використовується навколишнє середовище.	Слабкі сторони: Висока взаємозалежність компонентів. Деякі складові потребують покращення функціональності.
Можливості: відсутність абсолютно подібних аналогів.	Загрози: не зрозуміє користувач.

У таблиці 6.13 наведено альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту.

Таблиця 6.13 – Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Використання електролітичного методу виділення водню.	70%	6 місяців
2	Використання Аргону як палива для двигуна.	90%	6 місяців

Обираємо альтернативу 2, тому що вона має більшу ймовірність отримання ресурсів та менший час реалізації.

Після аналізу зазначити обрану альтернативу.

З означених альтернатив обирається та, для якої: а) отримання ресурсів є більш простим та ймовірним; б) строки реалізації – більш стислими.

6.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

У таблиці 6.14 наведено вибір цільових груп потенційних споживачів.

Таблиця 6.14 – Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/ п	Опис профілю цільової групи потенційни х клієнтів	Готовність споживачі в сприйняти продукт	Орієнтовни й попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Метео - компанії	Готові прийняти при надійності технології	Високий попит	Існують конкуренти, які надають схожі рішення.	Необхідно переконати в перспективі використанн я апарату
2	Зв'язкові компанії	Готові прийняти при надійності технології	Високий попит		Необхідно переконати в перспективі використанн я апарату
3	Компанії яким необхідно розміщувати апаратуру в верхніх шарах атмосфери	Готові прийняти при надійності технології	Високий попит		Необхідно переконати в перспективі використанн я апарату

У таблиці 6.15 наведено визначення базової стратегії розвитку.

Таблиця 6.15 – Визначення базової стратегії розвитку

№ п/п	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспромо жні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
1	Використання Аргону як палива	Ринкове позиціонування	Тривалість роботи апарату. Паливо здобувається з навколишнього середовища	Диференціації

У таблиці 6.16 наведено визначення базової стратегії конкурентної поведінки.

Таблиця 6.16 – Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№ п/п	Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
1	Ні	Так	Основа що утримує апарат в атмосфері	Зайняття конкурентної ніші

У таблиці 6.17 наведено визначення стратегії позиціонування.

Таблиця 6.17 – Визначення стратегії позиціонування

№ п/п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспро- можні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту (три ключових)
1	Тривале знаходження апарату в стратосфері	Диференціації	Тривале знаходження апарату в стратосфері. Використання водню здобутого з навколишнього середовища	Довготривале використання апарату

6.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

У таблиці 6.18 наведено визначення ключових переваг концепції потенційного товару.

Таблиця 6.18 – Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Кастомізація	Можливість інтеграції з апаратурою клієнта	Можливість роботи з модулями інших систем та пристроями
2	Тривалість	Час проведений в стратосфері	Користувач не повинен хвилюватися о тривалості знаходження апарата в стратосфері

У таблиці 6.21 наведено формування системи збуту.

Таблиця 6.21 – Формування системи збуту

№ п/п	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Пристрій будується під клієнта	Напряму	Власна

У таблиці 6.22 наведено концепція маркетингових комунікацій.

Таблиця 6.22 – Концепція маркетингових комунікацій

№ п/п	Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
1	Замовлення через угоду о співпраці	Інтернет. Відділ продажів	Тривале знаходження апарату в стратосфері. Використання водню здобутого з навколишнього середовища	Показати переваги такого розміщення апаратури	Демо-ролик із перевагами апарату

Висновки

Згідно до проведених досліджень:

- існує можливість ринкової комерціалізації проекту;
- існують перспективи впровадження з огляду на потенційні групи клієнтів, бар'єри входження не є високими, проект має дві значні переваги перед конкурентами;
- необхідно вдосконалення деяких елементів апарата;
- подальше удосконалення та клієнтоорієнтованість є доцільною.

ВИСНОВКИ

1. Електричний двигун може бути дуже корисним як для супутників, так і для літальних апаратів, або шляхом зменшення маси палива або створення можливих випадків, які в іншому випадку були б неможливими. Плазмовий реактивний двигун має ряд унікальних властивостей, які можуть зробити його особливо придатним для малих космічних апаратів, включаючи компактність, низьку потужність та роботу з низькими напругами. Необхідна подальша робота, необхідне підвищення рівня зрілості концепції, особливо в області відриву від струменя.

2. При використанні водню в якості робочого тіла ми можемо досягти більших значень швидкості витoku (тобто більшого питомого імпульсу) і отримати більш безпечну систему з точки зору зберігання робочого тіла та експлуатації двигуна установки. Крім того, при розгляді як варіанту нагрівання робочого тіла в камері реактивного двигуна методу високочастотного нагріву слід враховувати той факт, що для досягнення найбільшого КПД процесу передачі енергії від високочастотного розряду до робочої тіла необхідна повна або часткова іонізація, або активація останнього.

3. Представлена фотокаталітично активна чорнильна структура на основі багатих на сіру $\text{MoS}_{11/3}$ у поєднанні з наночастинками TiO_2 , які функціонують як фотосенсибілізатор та ко-каталізатор. Виявлено, що друковані плівки цього композиту каталітично активні у вологих атмосферах, без потреби в електролітах або зовнішніх джерелах живлення. Хоча загальна ефективність виробництва водню нижча, ніж та, що зазвичай спостерігається при використанні суспендованих в електролітах каталізаторів, цей процес напроцуд ефективний, оскільки він повністю спирається на виявлену гігроскопічну природу $\text{MoS}_{11/3}$ як джерело води. Температура еволюції водню в $11,09 \text{ ммоль г}^{-1} \text{ год}^{-1}$ може бути досягнута в оптимізованих умовах, що

також привело до набагато більшої ефективності, ніж будь-яка раніше відома система розділення фотокаталітичної газофазної води.

4. слід зауважити, що при розрахунку виявилось що утворена тяга двигуна не задовольняє умов системи. А саме двигун не створює необхідної потужності та тяги для пересування літального апарату.

Це спричинено низьким ККД сучасних сонячних батарей, що з кожним роком зростає в результаті поліпшення конструкцій та будови самих фотоелементів. Тому в майбутньому ця проблема може бути вирішена з вирішенням певних питань з покращенням ККД фотоелектричних елементів, а також застосування допоміжних засобів для перетворення повного спектру сонячного випромінювання в електроенергію. Іншою проблемою виявилось не достатня кількість водню що утворюється в результаті хімічних реакцій. Це є відносно новим методом видобування водню без застосування електроенергії, технологія запропонована в кінці 2017 року, проте вона є перспективною, та розвивається. Як результат покращення цієї технології створить достатнє джерело водню для апарату.

Сама система реактивного двигуна також має ряд конструктивних недоліків. Недоліки отриманої реактивної системи:

- 1) велика товщина стінок магнітопровода і його наконечників;
- 2) магнітне поле на аноді не дорівнює нулю;
- 3) канал занадто сильно винесено щодо магнітотора.

Удосконалення системи:

- 1) зменшуємо стінки магнітпровода;
- 2) зменшуємо винос каналу щодо муздравтеатру;
- 3) зменшуємо відстань між екраном і каналом, і між екраном і наконечниками муздравтеатру.
- 4) Оптимізацією двигуна. З огляду на те, що допускається розпорошення до третини полюса, тому порожнечу можна заповнити діелектриком.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Белан Н.В., Кім В.П., Оранський А.І., Тихонов В.Б. Стаціонарні плазмові двигуни. - Харків: Харьк.авіац.інститут,. - 1989.
2. Белан Н.В., Кім В.П., Севрук Д.Д. Методика інженерного розрахунку стаціонарних плазмових двигунів. - Харків: Харьк.авіац.інститут,. - 1980.
3. Хартом С.А. Розрахунок елементів рухової установки зі стаціонарним плазмовим двигуном / Навчальний посібник. - М . МАІ.
4. ELCUT. Моделювання двовимірних полів методом кінцевих елементів. - Версія 5.4, керівництво користувача. - Санкт-Петербург: Виробничий кооператив ТОР, 2006. – 54
5. Д-р Лінн Б, Олсон РЧ-плазми для використання в малих супутниках, космічні роботи нової Англії, 2015.
6. Л. Олсон, "Робота 50-ватного плазмового рушія", Спільна рушійна конференція, 8-11 липня 1999 року.
7. Ф.Р. Чанг Діаз, Дж.П. Скір, Р.Д. Бенгстон, Б.Н. Брейзман, Ф. В. Байт, М. Д. Картер, "Фізика та інженерія двигуна ВАСИМР", 36 конференція IAA / ASME / SAE / ASEE, 17-19 липня 2000 р.
8. Л. Олсон, "Ефективніший радіохвильовий плазмовий двигун", AIAA Paper 99-2437, 35 конференція спільної реанімації AIAA / ASME / SAE / ASEE, 20-24 червня 1999 р.
9. В.В. Сталард, Е.Б. Хопер, "Вістлер-керований, електрон-циклотрон-Резонансно-підігрівач двигуна: Експериментальний стан", журнал проходження і сила. 12, № 4, травень-червень 1996 р. с. 814-816.
10. Е.Б. Хопер, "Плазмовий відрив від магнітної форсунки", журнал проходження та живлення, т. 9, N.5, pp. 757-763
11. Д.А. Кауфман, Д.Г. Гудвін, Дж. К. Серцел, "Експериментальні дослідження плазмового двигуна ECR", AIAA Paper 93-2108, AIAA / SAE / ASME / ASEE, 28-30 червня 1993 р. / Monterey, CA.

12. Д.А. Кауфман, Д.Г. Гудвін, Дж. К. Серцел, "Розділення плазми від ліній магнітного поля в магнітній форсуні", AIAA Paper 93-0817, 31-а зустріч аерокосмічних наук, виставка, 11-14 січня 1993 р.

13. Е. К. Хаттер, Х. Хендель, Т. Віра, "Прискорення плазми за допомогою електронного циклотронного резонансу", 26-28 квітня 1965 р.

14. Безэлектродный разряд высокого давления. ЖТФ, №36, т.5, 1966г., С.913-919

15. Особливості розвитку імпульсних СВЧ-разрядів у різних газах. ЖТФ, №4, в.68, 1998г, с.33-36

16. Отримання атомного водорода у високочастотному газовому розряді та мас-спектрометричній діагностиці процесу. ЖТФ, №5, т.67, 1997р., с.140-142

17. К.Х. Грох, Г.Я. Лист. RIT 15 - радіочастотний іонний двигун середньої дальності.

18. Андро А. Інатюк М. Хатторі К. Шібата М., ІЦРФ нагрівання та прискорення плазми з відкритим магнітним полем, Технологія перетворення пального. в.51, №2, 2007р, с 72-74.

19. Інутаке М, Андо А, Макіта Т., Вироблення надзвукового потоку плазми використовуючи МГД підсилювач. Фізика плазми та контроль пального. в.49, 2007р, с 121-134.

20. Андо А, Татсуя Х, Домон М., Високопотужне нагрівання іонів в гелієвій та водневій плазмах для плазмових реактивних двигунів. JSASS Spasce Tech, в.7,2009р. с 35-39.

21. Даєнеке Т, Даш Н, Аткін П., Поверхність води, що залежать від властивостей сірчистих сірчистих молібденових сульфідів: безелектролітної газової фази, розщеплення води. ACS Nano 2017, 11, с. 6782–6794.

22. Ванг Л. Софер З. Люкса Ж. Пумера М. Тверді розчини MoxW1-XS2 як 3D-електроди для реакції вироблення водню. Адв. Матер. Інтерфейси 2015 року, 2, 1500041.

23. Сканлон Д. Даннілл В. Шевлін, С. Сокол А. Смуга вирівнювання рутилу та анатазу TiO_2 . Нот. Матер. 2013, 12, с. 798-801.

24. 1. Атмосфера. Довідник. під ред. О.В. Лапина, О.Д. Рейнгеверц. – 1991. -509с.