

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КІЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
НАВЧАЛЬНО-НАУКОВИЙ ФІЗИКО-ТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
КАФЕДРА ПРИКЛАДНОЇ ФІЗИКИ**

«До захисту допущено»

В. о. завідувача кафедри

Г. Е. Монастирський

(підпис)

(ініціали, прізвище)

**Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра**

зі спеціальності 105 «Прикладна фізика та наноматеріали»

(код і назва)

на тему: **Оцінка параметрів концепту гібридної електрохімічної силової установки літального апарату**

Виконав: студент 6 курсу, групи ФФ-11МН

Макарчук Богдан Олексійович

(прізвище, ім'я, по батькові)

(підпис)

Науковий керівник доцент, к.ф.-м.н. Пономаренко С. М.

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

(підпис)

Консультант 2, 3

(номер розділу)

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

(підпис)

Рецензент с.н.с., к.т.н. Доник Т. В.

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

(підпис)

Засвідчую, що у цій дипломній роботі
немає запозичень з праць інших авторів
без відповідних посилань.

Студент _____

(підпис)

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий Фізико-технічний інститут
Кафедра фізики енергетичних систем

Рівень вищої освіти — другий (магістерський)
Спеціальність 105 «Прикладна фізика та наноматеріали»

«ЗАТВЕРДЖЕНО»

Завідувач кафедри

Монастирський Г. Є.

(підпис)

(ініціали, прізвище)

« » 2023 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту

Макарчуку Богдану Олексійовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

(підпис)

1. Тема роботи: Оцінка параметрів концепту гібридної електрохімічної силової установки літального апарату,
науковий керівник роботи доцент, к.ф.-м.н. Пономаренко С. М.,

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «07 » червня 2023 р № 1459-с

2. Термін подання студентом роботи « 10 » червня 2023 р.

3. Об'єкт дослідження: Термогазодинамічні процеси та кінетика горіння паливої суміші в камері РРД за присутності присадки калію.

4. Предмет дослідження: Баланс параметрів паливної суміші та іонізуючої присадки для збільшення питомого імпульсу досліджуваного двигуна.

5. Перелік завдань, які потрібно розробити: Змоделювати процес горіння палива у камері згоряння РРД за заданих геометричних параметрів, витрати пального та окиснювача та параметрів системи охолодження камери; Провести моделювання за допомогою програмного комплексу ANSYS; Провести моделювання вищеозначеного процесу за присутності заданої концентрації частинок калію; порівняти параметри потоку без присадки та за її присутності; отримати вихідні параметри тяги та питомого імпульсу досліджуваного двигуна, спираючись на параметри конкретного РРД та відповідної йому за геометричними та масовими параметрами МПД-установки; порівняти їх із показниками вихідного РРД.

6. Орієнтовний перелік ілюстративного матеріалу: презентація — 16 аркушів А4

7 Орієнтовний перелік публікацій: Оцінка параметрів концепту гібридної електрохімічної рушійної установки літального апарату

8 Консультанти розділів дисертації

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
2			
3			

9 Дата видачі завдання « 10 » вересня 2020 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	Опрацювання літератури за темою	10.09.2020 - 31.10.2020	
2.	Написання літературного огляду	01.11.2020 - 28.12.2020	
3.	Моделювання роботи РРД з присадкою калію	05.01.2021 - 18.03.2021	
4.	Написання другої частини дипломної роботи	19.03.2021 - 11.05.2021	
5.	Підготовка тез	11.05.2021 - 13.05.2021	
5.	Виступ на конференції	14.05.2021	
6.	Написання третьої частини дипломної роботи	15.05.2021 - 29.05.2021	
7.	Написання висновків	30.05.2021 - 31.05.2021	
8.	Подання роботи на рецензування	01.06.2021	
9.	Підготовка доповіді та презентації	19.05.2023 - 22.05.2023	
10.	Подання роботи до захисту	23.05.2023	

Студент

(підпис)

Б. О. Макарчук

(Б. О. Макарчук)

Науковий керівник роботи

(підпис)

С. М. Пономаренко

(ініціали, прізвище)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка дипломної роботи за обсягом становить 57 сторінки, містить 5 таблиці та 19 рисунків. Для дослідження було використано 0 бібліографічних найменувань.

Метою роботи є доведення можливості поєднання РРД і МПД-прискорювача у межах однієї силової установки КА з точки зору процесів термо-, газодинаміки і фізики горіння шляхом умовного з'єднання камери згоряння РРД і МПД-канала і моделювання стабільної роботи двигуна у такій конфігурації. Предметом дослідження є аспекти роботи такої моделі, що визначають приріст питомого імпульсу двигуна, а саме вплив компоненти робочого тіла МПД-прискорювача на процеси, протікаючі у камері згоряння РРД.

Виконане числове моделювання потоків робочого тіла рідинного ракетного двигуна (РРД) заданих параметрів (горюча суміш газів під високим тиском) і магнітоплазмодинамічного (МПД) прискорювача (іонізуюча присадка металічного дрібнодисперсного калю) та їх взаємодії у межах одного робочого перерізу. У ході аналізу результатів було з'ясовано, що профілі температур і швидкостей дискретної фази (присадки) мають розподіл значень, близький до розподілу параметрів потоку РРД; досягається певна рівновага між частинками й потоком, що впливає на результируючі робочі характеристики досліджуваної схеми рушійної установки.

Аналіз результатів проведеного моделювання показав, що МПД-компонент плазморідинного двигуна для компенсації малої витрати присадки за габаритів, не перевищуючих довжину камери досліджуваного РРД і маючи котушки технологічно досяжних параметрів має прискорювати потік струмами порядку 1...10 кА, що потребує підведення потужності порядку 2...20 МВт.

Ключові слова: числове моделювання, теорія ракетних двигунів, горіння, газодинаміка, дискретна фаза, двигунобудування, РРД, МПД-прискорювач, іонізуюча присадка, питомий імпульс.

SUMMARY

The diploma work explanatory note includes 57 pages of the text, 5 tables and 19 illustrations. At the problem modern state analysis, overall 0 references were used.

The purpose of this work is to prove the possibility of combination of liquid propellant rocket engine (LPE) and magnetoplasmadynamic (MPD) accelerator within a joint spacecraft propulsion system in terms of thermodynamics, fluid dynamics and combustion theory in a way of simulation of stable simultaneous work of LPE combustion chamber and MPD channel in a single volume. The object of this research is a number of aspects that determine an increase of specific impulse of the engine, namely the influence of MPD accelerator propellant on LPE chamber workflow conditions.

During the research a numerical simulation of combined LPE - MPD propellant fluid flow was provided, using the specifications of a particular engine and accelerator. During the results analysis it was found that the profiles of velocity magnitude and temperature of the discrete phase flow have a distribution of values similar to these of a LPE fluid flow; as a result, there appears a state of thermodynamic equilibrium between MPD propellant additive and LPE propellant flow; this would make a notable influence on parameters of a propulsion system described in the research.

Analysis of numerical simulation results has proved that, for a compensation of losses caused by low mass flow, MPD component of a described propulsion system, that should also have the acceptable size and field magnitude of the coils, has to accelerate the propellant by high currents (a value of 1...10 kA), that factor requires a remarkably high electric power input (2..20 MW).

Key words: *numerical simulation, rocket engine theory, combustion, fluid dynamics, discrete phase, spacecraft propulsion, liquid propellant engine, MPD accelerator, ionizing additive, specific impulse.*

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.	5
ВСТУП	6
РОЗДІЛ 1. Теоретичні засади проблеми	8
1.1. Характеристики ракетного двигуна. Основні параметри РРД	8
1.2. Базові цикли ракетних двигунів і їх характеристика	10
1.3. Процеси, протікаючі в камері згоряння РРД	17
1.3.1. Хімічна кінетика: горіння в КЗ	18
1.3.2. Термодинамічний опис	19
1.3.3. Газодинамічні процеси	21
1.4. МПД-прискорювач: узагальнений опис пристрою	22
1.5. Бар'єр питомого імпульсу існуючих РД	24
1.6. Плазморідинний ракетний двигун: проблематика і принцип роботи.	25
1.7. Висновки до розділу 1	27
РОЗДІЛ 2. Моделювання термодинамічних процесів у камері. Оцінка параметрів МПД-прискорювача	29
2.1. Чисрова модель ТД-розрахунків: комплекс Астра.4	29
2.2. Верифікація моделі. Порівняння з попередніми аналогами	31
2.3. Постановка умов задачі. Розрахунки на основі параметрів існуючих РРД	33
2.4. Параметри робочого тіла МПД-прискорювача	35
2.5. Висновки розділу 2.	36
РОЗДІЛ 3. Результати моделювання. Оцінка характеристик двигуна	38
3.1. Результати моделювання термодинамічних процесів у камері РРД	38
3.2. Взаємна інтеграція установок і її вплив на результатуючі параметри	41
3.3. Оцінка характеристик МПД-прискорювача	44
3.3.1. Живлення установки	44

3.3.2. Оцінка тяги та швидкості витікання	46
3.4. Перспективи використання РРД з МГД-прискорювачем	49
3.5. Висновки розділу 3.	52
ВИСНОВКИ.	54
ДОДАТКИ.	55
Додаток А. Параметри реакцій горіння палива РРД ($\text{LH}_2 - \text{LOX}$) . . .	55

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

ЕРД — електричний ракетний двигун

КЗ — камера згоряння

ТД — розрахунок — термодинамічний розрахунок

ККД — коефіцієнт корисної дії

МПД-прискорювач — магнітоплазмодинамічний прискорювач

ПРРД — плазморідинний ракетний двигун

РД — ракетний двигун

РРД — рідинний ракетний двигун

РТ — робоче тіло

ТНА — турбонасосний агрегат

ЯРД — ядерний ракетний двигун

ВСТУП

У даний момент у ракетній техніці наявні актуальні проблеми, зокрема такі, що заважають подальшому розвитку ракетобудування в цілому [Alemasov]. Однією з таких проблем є бар'єр питомого імпульсу: конкретні типи ракетних двигунів залежно від свого принципу роботи мають зумовлені ним обмеження ефективності. Деякі задачі ракетобудування сьогодні залишаються невирішеними саме через недостатню ефективність рушійних установок, пов'язану з обмеженнями енергообміну у схемі їх роботи.

Ефективність найпоширеніших ракетних двигунів — хімічних (таких, що працюють за рахунок енергії згоряння паливної суміші за термодинамічним циклом ракетного двигуна), залежить у першу чергу від характеристик пального, а також від умов середовища на визначеній ділянці траєкторії ракети [Sutton]. Наразі існують лише симетричні рішення означеної проблеми – знаходження оптимальних параметрів газодинамічного тракту двигуна, вибір найбільш високоенергетичних та масоекспективних паливних компонентів та найбільш витривалих, а отже й дороговартісних матеріалів, що не вирішує проблему хімічних ракетних двигунів якісним чином.

Хімічні ракетні двигуни мають ряд обмежень характеристик, наприклад залежність питомого імпульсу від зовнішнього тиску. Окрім того, бар'єр питомого імпульсу для них полягає в тому, що енергія, що може бути надана робочому тілу рушійною установкою, обмежена значенням внутрішньої енергії паливних компонентів; можливість надання кінетичної енергії ззовні для підвищення швидкості витікання відсутня [Walther].

В аналогічних типів ракетних двигунів (електричні, ядерні тощо) обмеження для надання енергії робочому тілу менш істотні порівняно з хімічними двигунами. Отже, асиметричним рішенням проблеми питомого імпульсу існуючих та найбільш поширених у ракетобудуванні рідинних двигунів може бути

гібридна рушійна установка, що поєднує у собі параметри існуючих пристройів, частково усуваючи бар'єр питомого імпульсу хімічного двигуна.

У цій роботі розглядається концепт вищеописаної гібридної електрохімичної рушійної установки літального апарату — плазморідинного ракетного двигуна, що складається зі скомпонованих особливим чином рідинного ракетного двигуна і магнітоплазмодинамічного прискорювача. Така установка поєднує велику тягу РРД на номінальному режимі й високу швидкість витікання на режимі другої ступені за рахунок електродинамічного прискорення робочого тіла МГД-прискорювачем. Предметом дослідження є визначення оптимальної схеми компонування двигуна, а також оцінка його основних параметрів.

Мета роботи — оцінка ефективності поєднання РРД і МПД-прискорювача у межах однієї силової установки літального апарату з точки зору процесів термо- і газодинаміки шляхом умовного з'єднання камери згоряння РРД і МПД-канала, моделювання термодинамічних процесів у такому двигуні, а також кількісної оцінки його параметрів.

Завдання роботи — описати оптимальну схему роботи плазморідинного ракетного двигуна; зmodелювати термодинаміку камери згоряння і сопла РРД за присутності робочого тіла МПД-прискорювача; оцінити тягу та питомий імпульс досліджуваного двигуна, спираючись на параметри конкретного РРД та відповідної йому за геометричними та енергетичними параметрами МПД- установки; оцінити приріст ефективності у порівнянні з вихідним РРД.

РОЗДІЛ 1.

ТЕОРЕТИЧНІ ЗАСАДИ ПРОБЛЕМИ

1.1. Характеристики ракетного двигуна. Основні параметри РРД

Ракетний двигун є пристроєм, що забезпечує рух літального апарату за рахунок сили, яка виникає внаслідок відкидання маси певного робочого тіла, що має кінетичну енергію. Ця сила називається *реактивною тягою*; вона виражається наступним чином:

$$\vec{P} = m_r \vec{a},$$

де \vec{P} — тяга, m_r — маса літального апарату, \vec{a} — результатуюче прискорення. В альтернативному вигляді цей вираз має назву рівняння Мещерського:

$$\vec{P} = -\vec{u} \dot{m}_f,$$

де \vec{u} — швидкість витікання РТ, \dot{m}_f — масова витрата РТ.

Реактивна тяга є наслідком виконання закону збереження імпульсу у системі ”літальний апарат – робоче тіло РД” [Sivuhin]. Точною прикладання цієї сили вважають центр зрізу сопла двигуна, а її вектор є протилежним до вектору швидкості витікання робочого тіла.

Другою основною характеристикою ракетного двигуна є питомий імпульс (англ. specific impulse) — відношення тяги до масової витрати РТ:

$$I_{sp} = \frac{P}{\dot{m}},$$

де I_{sp} — питомий імпульс, P — тяга, \dot{m} — витрата РТ.

Питомий імпульс є характеристикою ефективності перетворення енергії витікаючого робочого тіла у кінетичну енергію руху літального апарату. В

ідеальному випадку питомий імпульс дорівнює ефективній швидкості витікання робочого тіла; на практиці вони відрізняються внаслідок втрати кінетичної енергії під час проміжних перетворень [Alemasov] [Sutton].

Окрім цього важливими параметрами, що визначають характеристики хімічного РД, є витратний комплекс, тяговий комплекс та ступінь розширення сопла.

Витратним комплексом є співвідношення виду:

$$\beta = \frac{p_{ch} F^*}{\dot{m}},$$

де p_{ch} — тиск у камері згоряння, F^* — площа критики, \dot{m} — масова витрата РТ.

Витратний комплекс є характеристикою, що визначає ефективність роботи камери згоряння РД безпосередньо, не враховуючи вплив сопла. Також вона визначає ступінь досконалості підібраної паливної суміші (пального і окиснювача у певному співвідношенні).

Іншою характеристикою ракетного двигуна є тяговий комплекс (коєфіцієнт тяги), що виражається як:

$$K_p = \frac{P}{p_{ch} F^*}$$

де P — сумарна тяга двигуна, p_{ch} — тиск у камері згоряння, F^* — площа критики.

Тяговий комплекс визначає відношення усієї тяги двигуна до складової тяги, яку створює камера згоряння.

Питомий імпульс хімічного РРД пов'язаний з витратним та тяговим комплексом співвідношенням:

$$I_{sp} = \beta K_p$$

Геометричний ступінь розширення сопла визначає основні його параметри: відношення тиску у критичному перерізі до тиску на його краївому перерізі (зрізі сопла), число Маха у газовому потоці на виході з двигуна тощо. Він дорівнює відношенню:

$$\varepsilon = \frac{F_e}{F^*}$$

де F_e — площа зрізу сопла, F^* — площа критики.

Наведені параметри є основними характеристиками, що використовуються для опису роботи рідинних ракетних двигунів [Dobrovolskiy].

1.2. Базові цикли ракетних двигунів і їх характеристика

Існує багато видів та підвидів ракетних двигунів. Кожен з них має свої особливості, але усі вони об'єднані у 3 типи: хімічні, ядерні та електричні.

Найбільш поширені хімічні ракетні двигуни, в яких, в результаті екзотермічної хімічної реакції пального і окиснювача (разом називаються паливом), продукти згоряння нагріваються в камері згоряння до високих температур, розширюючись, розганяються в надзвуковому соплі і витікають з двигуна. Паливо хімічного ракетного двигуна є джерелом як теплової енергії, так і газоподібного робочого тіла, при розширенні якого його внутрішня енергія перетворюється в кінетичну енергію реактивного струменя. Хімічні двигуни мають на даний момент найбільшу тягу серед РД, але вони мають малий питомий імпульс, тому витрата палива у цих двигунів дуже висока; їхня ефективність змінюється при різних значеннях тиску, тому на етапі виходу з верхніх шарів атмосфери двигун є занадто витратним.

Ядерний ракетний двигун — реактивний двигун, робоче тіло в якому (наприклад, водень, аміак та ін.) нагрівається за рахунок енергії, що виділяється при ядерних реакціях (розпаду або термоядерного синтезу). Розрізняють

ядерні та термоядерні ракетні двигуни. ЯРД за агрегатним станом ядерного палива в них поділяються на твердо-, рідинно- і газофазні. У твердофазних ЯРД речовина, яка ділиться, як і в звичайних ядерних реакторах, розміщена в збірках — стрижнях (ТВЕЛах) складної форми з розвиненою поверхнею, що дозволяє ефективно нагрівати (променистою енергією в даному випадку можна знехтувати) газоподібне робоче тіло (зазвичай — водень, рідше — аміак), що одночасно є теплоносієм, охолоджуючим елементи конструкції і самі збірки [**Koroteyev**]. Існують проекти потужних ядерних двигунів, які на даний момент є єдиним економічним та доступним рішенням проблеми пілотованих експедицій на Місяць і Марс, але можливості сучасних ЯРД сильно обмежені параметрами матеріалів, що використовуються в конструкції активної зони, до того ж велика кількість запусків КА з такими двигунами може сильно погіршити екологічну ситуацію; окрім того, відпрацьовані установки потрібно буде утилізувати.

В електричних ракетних двигунах (ЕРД) як джерело енергії для створення тяги використовується електрична енергія. Питомий імпульс електричних ракетних двигунів може досягати 200 км/с. Залежно від способу перетворення електричної енергії в кінетичну енергію реактивного струменя, розрізняють електротермічні ракетні двигуни, електростатичні (іонні) ракетні двигуни і електромагнітні ракетні двигуни. У електротермічному РД електрична енергія застосовується для нагріву робочого тіла (РТ) з метою звернення його в газ з температурою 1000 – 5000 К; газ, витікаючи з реактивного сопла (аналогічного соплу хімічного РД), створює тягу. У електростатичному РД, наприклад іонному, спочатку проводиться іонізація РТ, після чого позитивні іони прискорюються в електростатичному полі (за допомогою системи електродів) і, витікаючи з сопла, створюють тягу (для нейтралізації заряду реактивного струменя в неї інжектуються електрони). З-поміж усіх ЕРД вирізняють плазмові ракетні двигуни, робоче тіло яких набуває прискорення, перебуваючи в стані плазми. Електричні двигуни мають великий питомий імпульс та ресурс

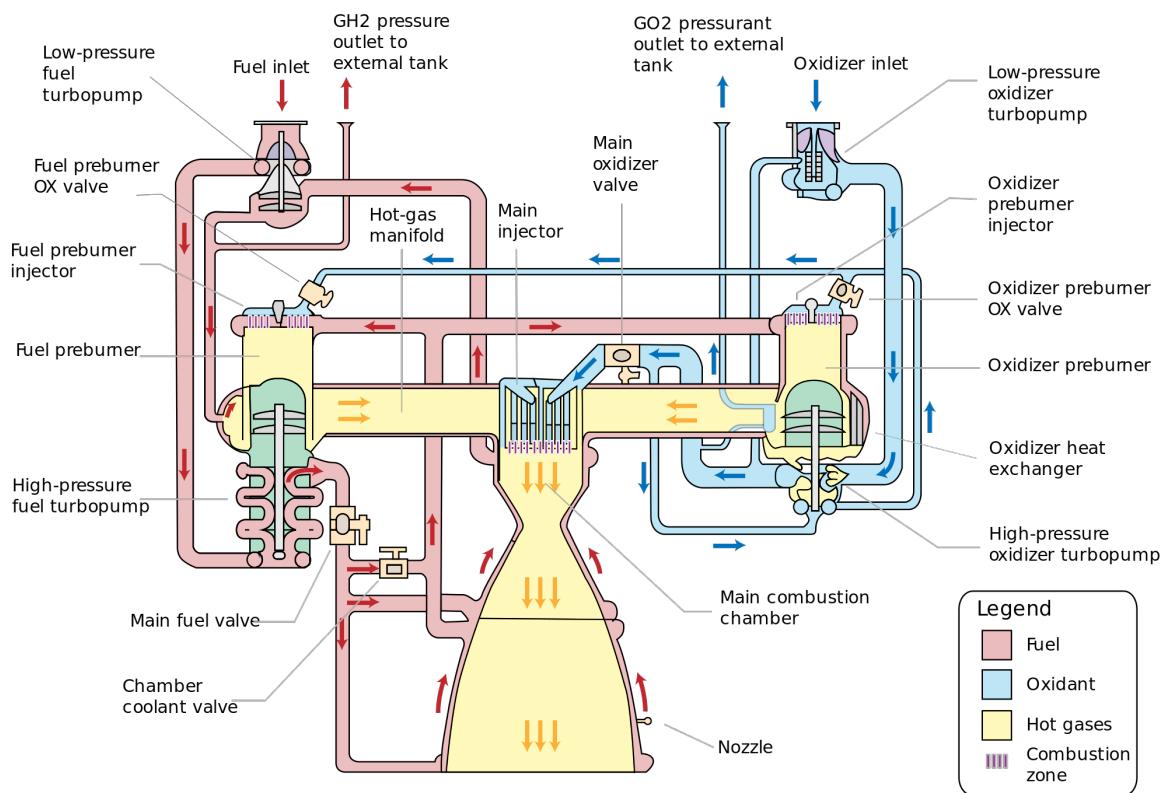


Рис. 1.1. Умовна схема роботи РРД RS-25 з насосною подачею компонентів палива

роботи, але їх тяга є надто малою для використання в апаратах, які працюють в межах системи «Земля-Місяць».

Варто детальніше розглянути такий тип хімічних ракетних двигунів, як рідинні, оскільки вони ретельно розглядаються нижче. Принцип роботи рідинного ракетного двигуна з насосною подачею компонентів палива можна описати наступним чином (рис. 1.1).

Компоненти палива — паливо і окиснювач надходять з баків на відцентрові насоси, що приводяться в рух газовою турбіною. Під високим тиском компоненти палива надходять на форсункову головку — вузол, в якому розміщені форсунки, через які компоненти нагнітаються в камеру згоряння, переміщуються і згорають, створюючи нагріте до високої температури газоподібне робоче тіло, яке, розширюючись у соплі, здійснює роботу і перетворює внутрішню енергію газу в кінетичну енергію його направленого руху. Через сопло газ виходить з великою швидкістю, надаючи двигуну реактивну тягу.

Паливна система РРД складається з елементів, що використовуються для подачі палива в камеру згоряння — паливних баків, трубопроводів, турбонасосного агрегату — вузла, що складається з насосів і турбіни, змонтованих на єдиному валу, форсункової голівки і клапанів, які регулюють подачу палива. Насосна подача палива дозволяє створити в камері двигуна високий тиск, від десятків до сотень атмосфер. Високий тиск забезпечує більший ступінь розширення робочого тіла, що є передумовою для досягнення високого значення питомого імпульсу. Крім того, при великому тиску в камері згоряння досягається краще значення тягооснащеності двигуна — відношення величини тяги до маси двигуна. Чим більше значення цього показника, тим менше розміри і маса двигуна (за тієї ж тяги), і тим вище ступінь його досконалості. Переваги насосної системи особливо позначаються в РРД з великою тягою — наприклад, у рушійних установках ракет-носіїв.

Відпрацьовані гази з турбіни ТНА надходять через форсункову голівку в камеру згоряння разом з компонентами палива. Такий двигун називається двигуном із замкнутим циклом (інакше — з закритим циклом), при якому усе витрачене паливо, включаючи використовуване в приводі ТНА, проходить через камеру згоряння РРД (рис. 1.2).

Тиск на виході турбіни в такому двигуні вищий, ніж у камері згоряння РРД, а на вході в газогенератор, що приводить в рух турбіну, — ще вище. Щоб задовольнити ці вимоги, для приводу турбіни використовуються ті ж компоненти палива (під високим тиском), на яких працює сам РРД (з іншим співвідношенням компонентів, як правило, — з надлишком пального, щоб знизити теплове навантаження на турбіну).

Альтернативою замкнутому циклу є відкритий цикл, при якому вихлоп турбіни викидається прямо в навколишнє середовище через відвідний патрубок (рис. 1.3).

Реалізація відкритого циклу технічно простіша, оскільки робота турбіни не пов'язана з роботою камери РРД, і в цьому випадку ТНА взагалі може мати

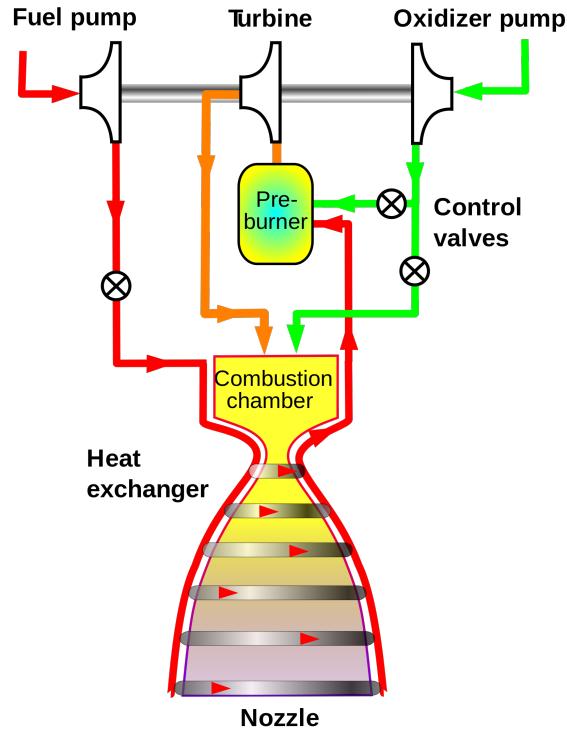


Рис. 1.2. Принципова схема РРД закритого циклу (англ. closed cycle engine)

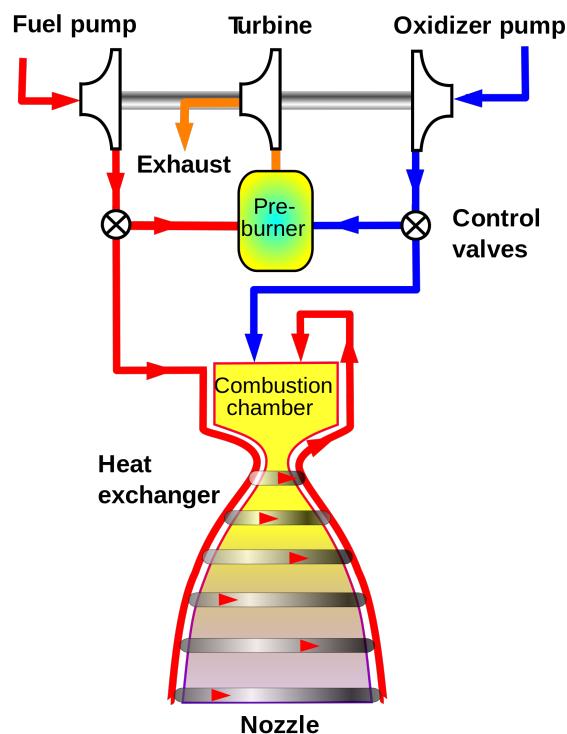


Рис. 1.3. Принципова схема РРД відкритого циклу (англ. gas generator cycle engine)

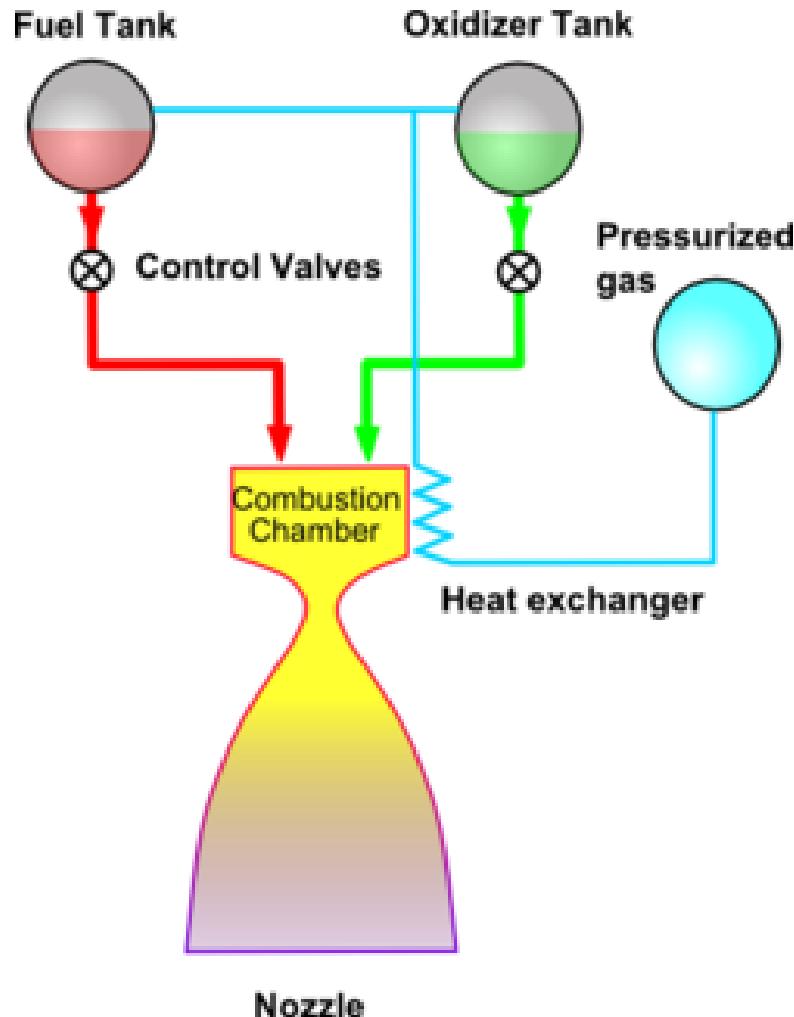


Рис. 1.4. Принципова схема РРД з витискувальною подачею палива (англ. pressure-fed engine)

свою незалежну паливну систему, що спрощує процедуру запуску всієї рушійної установки. Але системи з замкнутим циклом мають трохи кращі значення питомого імпульсу, і це змушує конструкторів долати технічні труднощі їхньої реалізації, особливо для великих двигунів ракет-носіїв, до яких пред'являються особливо високі вимоги за цим показником.

При невеликій тязі двигуна (і, отже, невеликій витраті палива) турбонасосний агрегат стає занадто важким елементом, що погіршує масові характеристики рушійної установки. Альтернативою насосній паливній системі служить витискувальна, при якій надходження палива в камеру згоряння забезпечує тиск наддуву в паливних баках, створюваний стисненим газом, найчастіше азотом, який є незаймистим, неотруйним, не є окиснювачем і порівняно дешевий у виробництві (рис. 1.4).

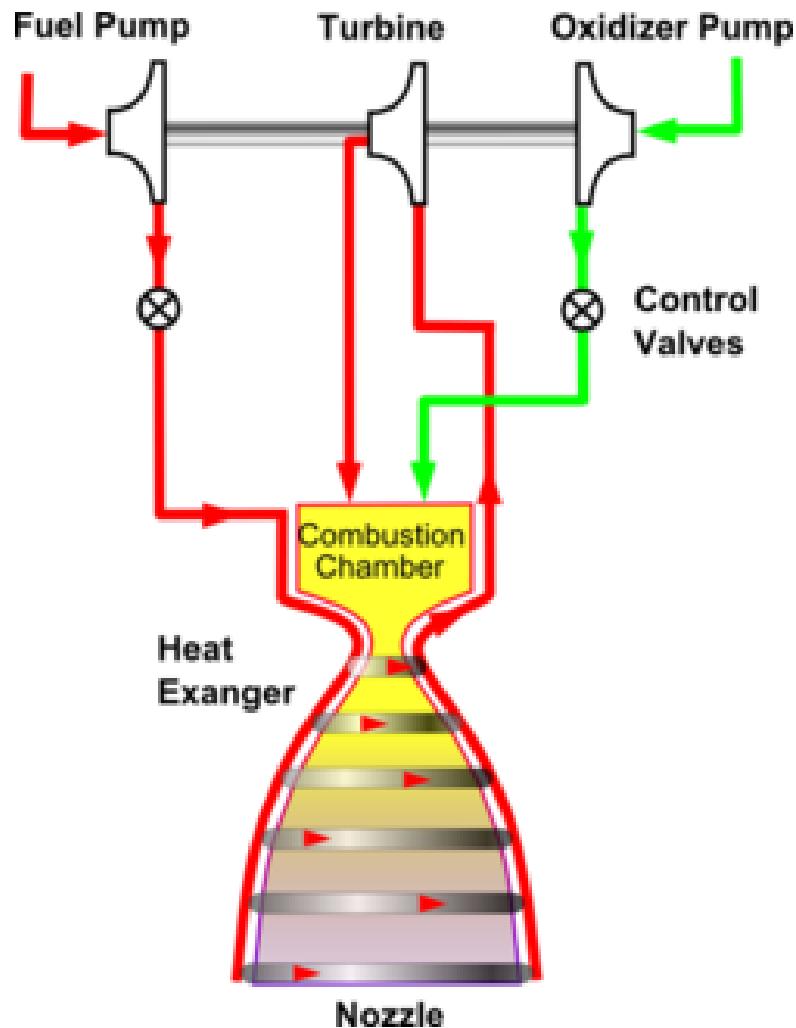


Рис. 1.5. Принципова схема циклу РРД з фазовим переходом (безгазогенераторний РРД) (англ. expander cycle engine)

Для наддуву баків з рідким воднем використовується гелій, оскільки інші гази при температурі рідкого водню конденсуються і перетворюються в рідини [Dorofeyev].

Аналогом газогенераторного циклу є інша схема роботи РРД, двигун такої схеми і розглянатиметься у ході роботи — цикл з фазовим переходом (англ. expander cycle) (рис. 1.5).

Принцип роботи циклу з фазовим переходом полягає у збільшенні енергії потоку пального (а також окиснювача у деяких варіантах виконання) за рахунок тепла, виділеного камeroю згоряння. Тепло передається охолоджуючим кожухом, розташованим навколо КЗ і сопла. Потік, що увібрал теплоту, направляється у ТНА, який відбирає частину енергії потоку для розкрутки

турбін пального і окиснювача. Щойно випущений з ТНА потік впорскується в КЗ і згоряє у випадку закритого циклу з фазовим переходом, або ж викидається з контура у варіанті відкритого циклу. Зазвичай у таких установках використовуються кріогенні паливні компоненти, наприклад рідкі водень (LH_2) та кисень (LOX).

Функція турбонасоса у такому циклі полягає у збільшенні тиску у потоці до значення, що компенсує перепад тиску в системі охолодження та контурі загалом, спад тиску внаслідок розширення у турбіні та забезпечує необхідний тиск у форсуночній камері.

Надійність установок, що використовують цикл з фазовим переходом, забезпечується простотою схеми і відносно малими механічними й тепловими навантаженнями на переріз турбіни. Межа використання такого циклу двигуна пов'язана із значенням температури на вході в турбіну, оскільки площа, яку покриває охолоджувальний кожух, обмежена. Проблема пояснюється законом квадрата-куба: зі зростанням розмірів сопла внаслідок збільшення тяги, площа його поверхні збільшується пропорційно квадрату діаметра, проте об'єм пального, що потрібно нагріти, зростає пропорційно діаметру в кубі. Звідси маємо, що існують максимальні габарити двигуна, поза якими площині поверхні сопла вже не вистачає для нагрівання пального, достатнього для розкрутки ним турбіни і відповідно усього ТНА [Cantiani].

1.3. Процеси, протікаючі в камері згоряння РРД

Рідинний ракетний двигун є складним пристроєм, у камері згоряння якого протікає не лише екзотермічна реакція окиснення пального, а й низка важливих супутніх явищ, що є взаємопов'язаними: зокрема це газодинамічне прискорення робочого тіла через перепад тисків на вході й виході та його ізobarне нагрівання.

1.3.1. Хімічна кінетика: горіння в КЗ

У типовому рідинному ракетному двигуні тиск всередині камери згоряння може досягати 200 атмосфер, що є набагато більшим, ніж тиск в інших більш поширеніх двигунах внутрішнього згоряння, таких як автомобільний чи газотурбінний. Для того, щоб зрозуміти та спрогнозувати процес горіння у РРД, потрібен новий деталізований кінетичний механізм системи H_2 / O_2 , оскільки усі моделі, запропоновані до цього часу, не були перевіреними за умов високого тиску, що обмежує їх застосування. Збір експериментальних даних для отримання констант швидкості реакції за таких складних умов сам по собі є задачею, вартою окремого фізико — хімічного дослідження. Деякі константи можуть бути розраховані теоретично, без використання результатів експерименту. Окрім того, у горінні палива в РРД не задіяний розчинник, водночас в багатьох експериментальних установках для визначення швидкості горіння полум'я чи затримки займання присутні азот чи аргон. Це також ускладнює задачу створення детальної кінетичної моделі, що може описувати процеси в РРД. [Shimizu]

У табл. А.1 наведена детальна кінетична модель, що в рамках даного дослідження [Shimizu] включає в себе більшість відомих елементарних реакцій між сполуками та радикалами H_2 , O_2 , H_2O , H , O , OH , HO_2 , і H_2O_2 . Дано модель створювалась із використанням уточнених або перерахованих констант реакцій розроблених у попередній моделі авторства Кітано та ін. [Kitano]. У процесі розробки цієї моделі не передбачалось узгодження констант реакцій з перевірочними даними, окрім випадку з $H + OH + M = H_2O + M$. Натомість, ці значення бралися з надійних літературних джерел. У першу чергу потрібно було визначити величину показників трикомпонентних взаємодій (англ. third-body efficiencies — авт.) для H_2 , O_2 і H_2O , оскільки вони є важливими у рамках

моделі та впливають на її точність в умовах високого тиску та відсутності розчинника. [Shimizu].

Для отримання валідних і верифікованих результатів термодинамічних розрахунків камери гібридної електрохімічної ракетної установки необхідно враховувати кінетику хімічних реакцій компонентів паливної суміші за умов високих температур і тисків РРД у присутності частинок присадки, що може призвести до інтенсифікації або сповільнення цих реакцій у камері згоряння (КЗ) двигуна. Високотемпературні реакції за високих тисків, характерних для РРД, ретельно досліджувались та описані у роботах багатьох авторів, зокрема [Shimizu] для воднево-кисневої суміші. На практиці для опису таких процесів у галузі застосовуються спеціальні програмні пакети, що враховують особливості термодинаміки КЗ ракетних двигунів. Одним із таких є Astra.4/pc, що дозволяє моделювати дво- і трикомпонентні реакції горіння за визначеннями моделями таких процесів при заданому тиску (процеси у камері за визначенням циклу Брайтона ізобарні) та співвідношенні компонентів [Astra]. Пакет написаний мовою Fortran, для роботи застосовується оболонка у середовищі Python.

1.3.2. Термодинамічний опис

Камера згоряння (КЗ) — це частина РД, де відбувається власне процес горіння паливної суміші. Температура горіння палива чи не завжди є більшою, ніж температура плавлення матеріалів стінок камери. Отже, основними проблемами цієї частини двигуна є охолодження та/або обмеження часу роботи окремих вузлів під тепловим навантаженням.

Найчастіше камери згоряння виконуються циліндричної форми, з подальшим звуженням до критичного перерізу сопла уздовж осі симетрії. Форма й об'єм КЗ обираються відповідно до основних керуючих параметрів: необхі-

дного значення об'єму для повного змішування і згоряння паливної суміші, спаду тиску газу уздовж осі для прискорення РТ (має бути мінімальним для мінімізації спаду швидкості витікання, а отже й тяги та питомого імпульсу), величини критичного перерізу, що визначає тиск у камері та відповідно її допустимі габарити за даних характеристик і матеріалів тощо.

Теплота передається до усіх внутрішніх поверхонь та обладнання, що відкриті до потоку розжарених газів, зокрема на плиту інжектора, стінки камери і сопла. Густина теплового потоку у камері залежить від параметрів конкретного двигуна; в основному лише 0.5 ... 5 % усієї енергії, вивільненої газом, передається у вигляді теплоти на стінки камери. Для типового двигуна тягою 44820 Н (10000 lbf) тепловий потік на стінку КЗ може сягати 0.75 – 3.5 МВт, в залежності від фактичних умов роботи й конструкції.

Кількість теплоти, що передається через теплопровідність газу камері є нехтуваною. Найбільшим за часткою є конвективний теплообмін. Частину (зазвичай від 5 до 35%) становить радіаційна передача теплоти.

За фіксованого параметру тиску у КЗ та збільшенні тяги двигуна площа поверхні зростає менш швидко, ніж об'єм. Тому охолодження камери легше реалізується у великих габаритах установки, водночас у менших двигунах знятий системою охолодження тепловий потік є критично важливим параметром внаслідок дії закону квадрата-куба.

Вищий тиск у камері згоряння спричиняє збільшення питомого імпульсу, поряд з тим збільшуєчи масу двигуна. Однак, результуюче збільшення інтенсивності теплообміну зі стінкою часто накладає межі зростання практичного значення тиску у КЗ як для твердопаливних, так і для рідинних РД.

Величина теплового потоку у хімічних РД може варіюватись від менш, ніж 50 W/cm^2 до понад 16 kW/cm^2 . Найбільшими є значення у критичному перерізі великогабаритних КЗ та твердопаливних РД високого тиску. Меншими є показники для газогенераторів, ділянок біля зрізу сопла, або малих КЗ малого тиску [Sutton].

1.3.3. Газодинамічні процеси

У типовому надзвуковому соплі велика частина теплової енергії газу в КЗ перетворюється у кінетичну енергію його руху. Тиск газу і його температура швидко спадають, водночас швидкість може досягти кількох миль за секунду. Це зазвичай є ізоентропійним процесом. Якщо внутрішня стінка сопла має дефект (зварний шов чи скол), кінетична енергія газу локально перетворюється у теплову, причому температура й тиск приймають значення таких для потоку газу у камері, спричиняючи руйнування стінки; отже, вона має бути гладкою і позбавленою нерівностей.

Температура у КЗ в ізоентропійному процесі мало відрізняється від стагнаційної температури (температури горіння у хімічних РД). Швидкість витікання газу з сопла є функцією відношення тисків у КЗ і ззовні, адіабатичного показника продуктів згоряння, а також температури на вході у сопло і газової сталої для даної суміші. Оскільки газова стала пропорційна молярній масі, швидкість витікання (або ж питомий імпульс, має розмірність швидкості) є функцією відношення температури на вході у сопло і молярної маси потоку. Це відношення є важливим для оптимізації масової пропорції компонентів палива.

Максимальна теоретична швидкість витікання є скінченою, попри те, що відношення тисків може бути нескінченно великим; це пов'язано з тим, що внутрішня енергія хімічних сполук приймає скінченне значення; нескінченого розширення відбутись не може, оскільки воно призводить до фазових переходів газу.

У соплах ракетних двигунів можуть бути отримані великі швидкості витікання (більші, ніж 1 км/с). Спад температури продуктів згоряння є дуже помітним; уздовж короткого відрізу вона може падати на 2 – 3 порядки. Зі збільшенням кінетичної енергії руху потоку газу зменшується його ентальпія,

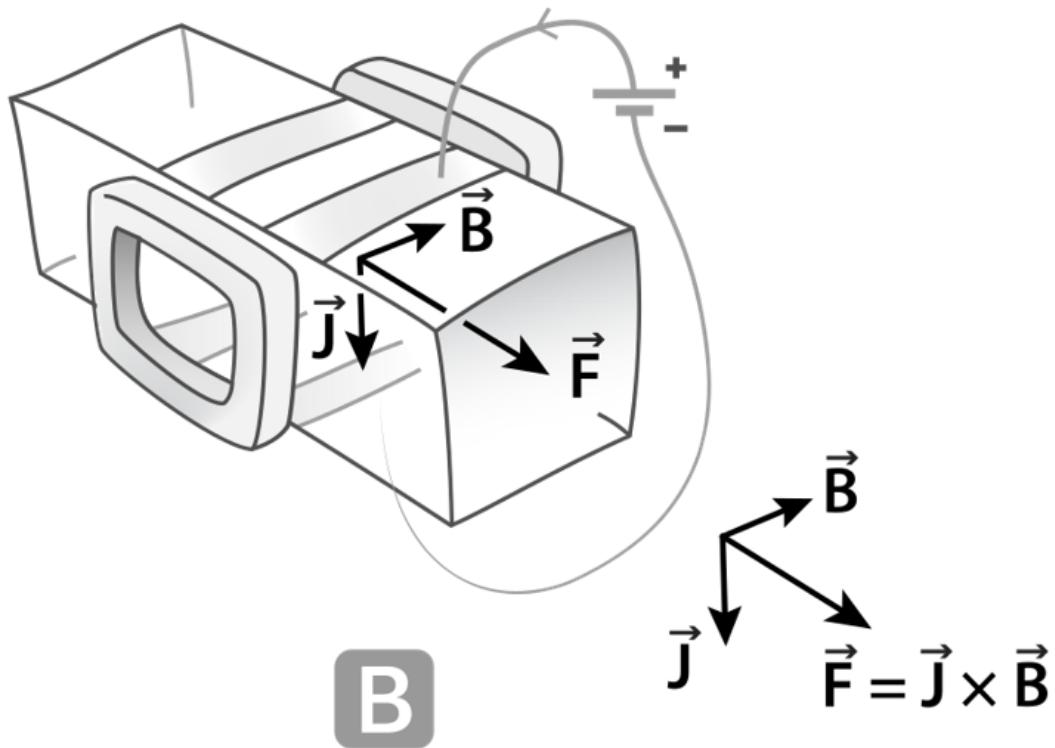


Рис. 1.6. Ілюстрація принципу роботи МПД-прискорювача

що пропорційно знижує температуру. Оскільки газ одразу після проходження зрізу сопла усе ще є розжареним (типові температури порядку 1000 K), він містить істотну кількість тепла, не перетвореного у кінетичну енергію потоку.

Неідеальна поведінка камер і сопел РД тісно пов'язана з присутністю у реальних установках стрибків ущільнення, або ж ударних хвиль, що здебільшого виникають у дифузорній ділянці сопла й існують лише у надзвукових потоках. Хвилі розрідження, що також є суто надзвуковим феноменом, утворюються за зрізом сопла й знижують тиск потоку до значень, відповідних навколошньому середовищу. [Sutton]

1.4. МПД-прискорювач: узагальнений опис пристрою

Для надання кінетичної енергії потоку робочого тіла (порошок присадки металічного калію, що іонізується у потоці розжареного газу РРД) МПД-

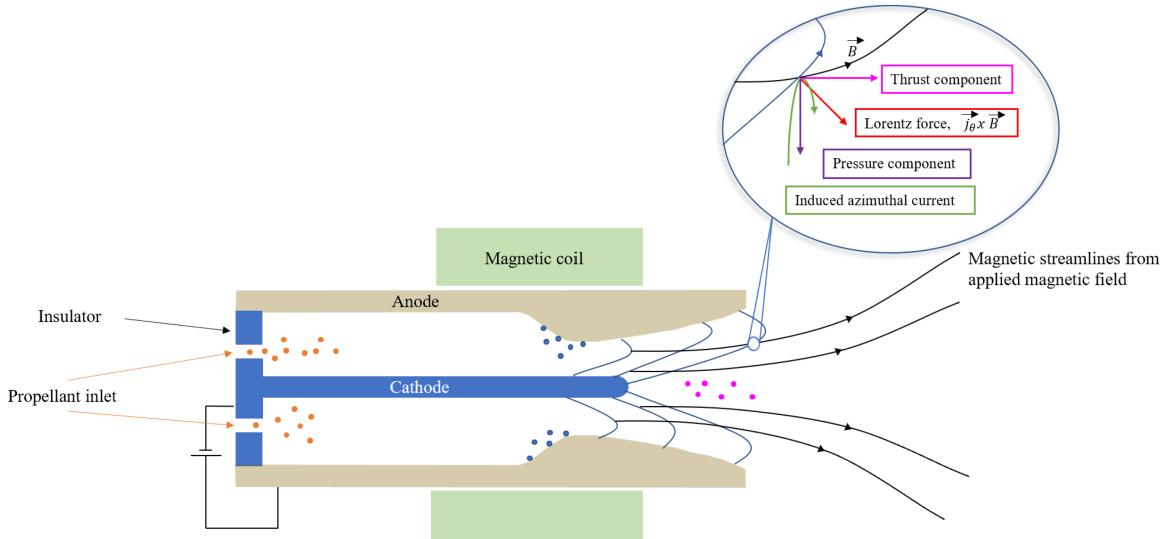


Рис. 1.7. Схема роботи МГД-прискорювача (аналог; катод показаний коаксіальним)

прискорювач використовує схрещені електричне та магнітне поля, що створюються протилежно розташованими електродами і котушками з віссю, перпендикулярною до осі каналу, по якому рухається робоче тіло (МПД-канал, він же у плазморідинному двигуні є камeroю і соплом РРД) (рис. 1.6). Принципова схема рушійної МГД-установки наведена на рис. 1.7; на схемі один з електродів розташований коаксіально, у схемі ж плазморідинного двигуна, що розглядається, обидва електроди розміщені на протилежних стінках МПД-каналу.

В МГД-прискорювачах щільних плазмових середовищ проходить зворотне до МГД-генератора перетворення виду енергії, тобто електрична енергія, яку ми підводимо, перетворюється в кінетичну і теплову. В каналі МГД-прискорювача відбувається прискорення плазмового середовища під дією пондеромоторної сили (сили Ампера), що дозволяє отримати в лабораторних умовах гіперзвукові швидкості потоку, характерні для аерокосмічних польотів. При швидкостях повітряного чи газового потоку з числом Маха $M > 10$ температура, ентальпія і гальмівний тиск досягають величин, неможливих при спаленні хімічного палива ($> 10 \text{ кК}$, $> 20 \text{ МДж/кг}$, $\geq 1000 \text{ ат}$ відповідно). МГД-прискорювачі вже знайшли практичне використання у складі аеродина-

мічних труб для моделювання аерокосмічних польотів та високошвидкісного обтікання тіл (конструкцій). [Panchenko]

1.5. Бар'єр питомого імпульсу існуючих РД

Основні параметри ракетних двигунів (тяга та питомий імпульс) мають обмеження, пов'язані здебільшого з умовами протікання процесів надання енергії робочому тілу.

Усі розглянуті схеми РРД у більшій чи меншій мірі розв'язують одну й туж проблему — збільшення питомого імпульсу за умови збереження тягооснащеності (додавання газогенератора, замикання контуру пального та окиснювача на камері згоряння тощо); це зводиться до простого підвищення тиску в КЗ, а він у свою чергу залежить від теплоти згоряння пального та тиску в системі перед КЗ, що пов'язані з потужністю ТНА пального та окиснювача; відповідно маємо, що ефективність РРД обмежена максимальною теплотою згоряння в КЗ, або ж у випадку використання газогенератора — температурою плавлення лопаток його турбіни. Ці параметри зумовлюють обмеження питомого імпульсу двокомпонентних РРД величиною близько 4800 м/с (блізько 490 с); в істотно важчих з точки зору технічної реалізації трикомпонентних схем рекордне значення досягає 542 с (паливна суміш літій – водень – фтор).

Виникає потреба усунути або ж компенсувати обмеження швидкості РТ, надавши їйому додаткову енергію. Відомо, що за тисків та температур у КЗ набуває істотності процес дисоціації продуктів згоряння та їх часткової іонізації. Ступінь іонізації газу є незначним (блізько 1-2 процентів), проте надалі надавати теплоту робочому тілу невигідно, оскільки основний механізм її надання (горіння) переривається внаслідок вищезгаданої рекомбінації реагентів. Поряд із цим надлишкова енергія РТ, що частково йде на іонізацію, у РРД ніяк не використовується. Газодинамічна складова проблеми полягає у

неможливості адаптації сопла до широкого діапазону навколошніх тисків; за надто високих значень тиску середовища має місце перерозширення сопла, за малих — недорозширення; використання соплових насадків є невигідним через відсутність можливості плавної адаптації РД до зміни тиску.

МПД-установки були апробовані в якості двигунів малої тяги для супутників, проте для їх роботи потрібне потужне джерело електроенергії, що зменшує тягооснащеність силової установки до значень, неприйнятних для використання в ролі маршової рушійної установки в межах атмосфери; ця ж проблема постає для всіх існуючих електричних ракетних двигунів.

1.6. Плазморідинний ракетний двигун: проблематика і принцип роботи

Новий тип ракетного двигуна, принцип роботи якого теоретично та чисельно описується у цій роботі, є потенційно ефективнішим, ніж існуючі зразки рідинних ракетних двигунів, і відповідно виступає кращим зразком рушійної установки для верхніх ступеней ракет-носіїв для виведення вантажів по траєкторії з верхніх шарів атмосфери у вакуум на низькі й перехідні орбіти Землі з меншими втратами палива і питомого імпульсу — це рідинний ракетний двигун з магнітоплазмодинамічним прискорювачем, або плазморідинний ракетний двигун.

Така установка може вирішити проблему ефективного високоатмосферного РД шляхом комбінування РРД та МПД-прискорювача в гібридну установку, що використовує як хімічний/газодинамічний, так і електромагнітний способи надання енергії РТ для збільшення швидкості витікання, а отже і питомого імпульсу.

Рідинні ракетні двигуни мають дуже велику кількість різновидів конструкцій та схем роботи: двигуни з витіснюальною подачею палива, турбонасосні

відкритого циклу, закритого циклу з допалюванням окиснюального, генераторного газу тощо [Dobrovolskiy]. Розглядаючи новий тип гібридного двигуна, варто обирати тип РРД, що відповідає двом показникам:

- якомога більший питомий імпульс;
- можливість використання потужності двигуна для живлення МПД-прискорювача.

Такими різновидами РРД є безгенераторні двигуни з фазовим переходом (англ. *expander cycle engine*) та двигуни закритого циклу [Sutton]. Перші відрізняються відсутністю газогенератора, що полегшує та спрощує конструкцію двигуна, проте позбавляють можливості масштабування через те, що потужність установки обмежується властивостями робочого тіла (палива) — у безгенераторних двигунів зазвичай використовується водень як пальне з найбільшим відношенням внутрішньої енергії до молярної маси, проте теоретична потужність такого двигуна незначна. Можливість зняття потужності з безгенераторного двигуна відсутня, оскільки уся енергія робочого тіла використовується для розкрутки турбонасосного агрегата (ТНА). Двигуни закритого циклу можуть мати значну тягу та питомий імпульс — їхні характеристики обмежуються допустимим тиском у газогенераторі, що використовується для розкрутки ТНА і має бути більшим за тиск у камері згоряння [Ovsyannikov]. Проте уся енергія робочого тіла такого РРД використовується для максимізації потужності насосів та збільшення тиску у камері згоряння, що виключає можливість відбору потужності з установки без істотних змін у конструкції газогенератора і турбіни.

Отже, для інтеграції РРД і МПД-прискорювача без додавання окремої енергоустановки, використовуючи внутрішню енергію палива РРД, необхідно використати цикл і принципову схему двигуна, що передбачатиме наявність окремої газової турбіни, не пов'язаної з ТНА РРД принаймні на його номінальному режимі.

Електромагнітне прискорення РТ вимагає певних значень ступеня його іонізації; продукти згоряння РРД мають високу температуру та достатньо надлишкової енергії через високий тиск у КЗ, проте іонізованих частинок там недостатньо. Для збільшення ступеня іонізації потоку в нього через окрему форсунку на етапі змішування вводиться присадка дрібнодиспергованого калію у розмірі декількох процентів від масової витрати двигуна; калій обраний через його малу енергію іонізації, що зумовлює найбільш повний перехід у потік заряджених частинок, що можуть бути прискорені електромагнітним полем МПД-каналу; у моделях, що розглядаються у розділі 2, вхідний переріз потоку з паливом РРД спільній. МПД-канал згідно такої схеми подачі присадки розташовується у закритичному перерізі сопла РРД, що є принциповою відмінністю поряд із конструкціями, що розглядались у попередніх роботах [Previous].

1.7. Висновки до розділу 1

Проведений аналіз літературних джерел показав, що рідинні ракетні двигуни мають межу ефективності, пов'язаний з бар'єром питомого імпульсу цих установок — кінетична енергія руху обмежується внутрішньою енергією паливних компонентів, а зовнішнє підведення енергії відсутнє, що призводить до зменшення ефективності використання літальних апаратів з цими двигунами.

Запропонована принципова схема плазморідинного ракетного двигуна потребує належного числового моделювання термодинаміки процесів у ньому, для подальшої валідної оцінки її ефективності, потребується змоделювати термо- та газодинаміку потоку робочого тіла РРД і МПД-прискорювача у спільному середовищі. Також необхідно враховувати конструктивні обмеження конфігурації гіbridної рушійної установки внаслідок особливостей умов роботи МПД-компоненту.

З урахуванням особливостей процесів, розглянутих під час аналізу літературних джерел, результати числового моделювання ТД-процесів у РРД за присутності робочого тіла МПД-установки дозволять кількісно оцінити ефективність поєднання РРД і МПД-прискорювача у межах однієї рушійної установки.

РОЗДІЛ 2.

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕРМОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ У КАМЕРІ. ОЦІНКА ПАРАМЕТРІВ МПД-ПРИСКОРЮВАЧА

2.1. Числова модель ТД-розрахунків: комплекс Астра.4

В основу алгоритму багатоцільовоого програмного комплексу Астра.4/рс покладений універсальний термодинамічний метод визначення характеристик довільних гетерогенних систем, заснований на фундаментальному принципі максимуму ентропії. Цей метод надає можливість узагальненого опису будь-якого високотемпературного стану за допомогою фундаментальних законів термодинаміки, незалежно від умов та способів досягнення стану рівноваги. Метод потребує мінімальної інформації про саму систему та її оточення.

Формульовання задачі ТД-моделювання полягає у призначенні двох умов рівноваги досліджуваної системи з навколошнім середовищем. Ними можуть бути або числові значення ТД-характеристик, або функціональні співвідношення між ними.

Допущення моделі розрахунку у комплексі наступні:

- розглядаються системи у стані зовнішньої та внутрішньої термодинамічної рівноваги (повної чи локальної);
- розглядаються замкнені системи, тобто такі, що не обмінюються речовиною з навколошнім середовищем;
- присутність газової фази є обов'язковим; газова фаза описується рівнянням стану ідеального газу;
- поверхневі ефекти на границі поділу фаз не враховуються, розчинність газів у рідкій та твердій фазі відсутня;
- конденсовані речовини утворюють однокомпонентні незмішувані фази, або включаються у склад ідеальних конденсованих розчинів.

Допускається наявність інших параметрів:

- виключення зі складу враховуваних компонентів рівноваги будь-яких індивідуальних речовин;
- можливість призначати (фіксувати) концентрації однієї або декількох речовин з подальшим розрахунком рівноваги іншої частини системи;
- розгляд неідеальних конденсованих розчинів шляхом введення надлишкової енергії Гіббса;
- врахування власного об'єму, що займають конденсовані речовини.

Розрахунки складу фаз та характеристик рівноваги проводяться з використанням внутрішньої бази даних властивостей індивідуальних речовин. База даних є складовою частиною програмного комплексу **Astra.4/pc.**

Основу інформації у базі даних становлять термодинамічні, теплофізичні та термохімічні властивості індивідуальних речовин, систематизовані у Національному інституті стандартів і технологій США (NIST) та інших ресурсах, опублікованих у відкритих джерелах, обробених розробником комплексу, у тому числі за власними калориметричними та спектроскопічними даними.

У програмному комплексі передбачена можливість введення вихідного складу ТД-систем, утворених дво- та трикомпонентними паливними сумішами за допомогою коефіцієнту надлишку окиснювача та масових часток відповідно. Теоретично необхідне співвідношення компонентів палива, відносно якого задається надлишок окиснювача, обчислюється за допомогою вищих валентностей елементів, що відповідає утворенню повних продуктів згоряння.

В основному режимі розрахунку параметрів адіабатичного розширення передбачається використання гіпотези локальної термодинамічної рівноваги. Однак можливе проведення обчислень за допомогою різних схем "заморожування" складу суміші у соплі.

Програмний комплекс дозволяє виконувати розрахунок "замороженого" розширення до заданого тиску, заданого відносного діаметру або ж заданого геометричного ступеня розширення сопла [**Astra**].

Під час розрахунку коефіцієнти втрат питомого імпульсу, втрат в об'ємі камери та соплі для спрощення розрахунку вважались рівними одиниці (розглядається теоретичний випадок поза уточненими експериментально параметрами окремих установок, що можуть індивідуально впливати на ефективність конкретного двигуна).

Процеси впливу електромагнітного поля на потоки іонізуючої присадки та розжарених продуктів згоряння РРД у рамках числової моделі не розглядаються; параметри МПД-прискорювача є результатом оцінки, наведеної у розділі 3.

2.2. Верифікація моделі. Порівняння з попередніми аналогами

Для верифікації моделі використовувались технічні параметри існуючого рідинного ракетного двигуна із циклом фазового переходу (expander cycle engine) — Vinci, що був розроблений у лабораторії DLR Європейського космічного агентства і є одним з найефективніших РРД за показником питомого імпульсу у даний момент [VinciData].

У ході попередніх досліджень [Previous] для побудови аналогічної моделі поведінки потоку робочого тіла у двигуні застосовувався програмний пакет ANSYS Student 2021R1 (підпроцесор Fluent), результати роботи якої було порівняно з розрахунком у пакеті Астра.4/pc.

Основні параметри моделі-аналога:

- тип розрахункової моделі – PBCS (Pressure-based Coupled Solver);
- чисельно розв'язувалась система рівнянь Ейлера для стисливого газу (нерозривності, збереження імпульсу та збереження енергії) [GuidePBCS];
- задача симетрична відносно осі камери і сопла, була задана кінетична схема горіння пального в окиснювачі (водень/кисень);

- модель турбулентності $k - \varepsilon$ з розрахунком релаксаційного множника для турбулентної в'язкості (т. зв. схема Realizable $k - \varepsilon$) [**GuideKEpsilon**] із застосуванням методу Finite-Rate/Eddy-Dissipation для уточнення впливу турбулентних течій на кінетику реакцій у КЗ [**GuideChemistry**];
- застосована радіаційна модель Rosseland із заданим параметром матеріалу стінки та її товщиною [**GuideRosseland**];
- для моделювання руху частинок присадки застосовується лагранжева модель дискретної фази (DPM) з урахуванням теплообміну між газом та частинками [**GuideDPM**].

Границі умови задані на вході у камеру згоряння (масова витрата палива, а також температура подачі компонентів, зазначена у документації [**VinciDataDLR** – 250 K]) і на виході з розрахункової області, зовнішній тиск відповідно до середовища роботи даного РРД становить 50 мбар (5 кПа), температура 293 K.

Товщина стінки камери й сопла – 20 мм. Матеріал — алюміній, наявний у переліку матеріалів солвера, коефіцієнти поглинання задані за умовчанням.

Додатково у попередній CFD-моделі було проведено моделювання за присутності присадки калію для визначення оптимального розміру частинок за визначеної масової частки у робочому тілі двигуна.

Умови для потоку присадки – металічний дрібнодисперсний калій з заданими значеннями густини $856 \text{ кг}/\text{м}^3$ і теплоємності $871 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$; подача присадки здійснюється з входу в камеру згоряння поряд з паливними компонентами, температура 300 K, швидкість подачі взята аналогічно швидкості потоку палива на вході ($118 \text{ м}/\text{s}$; розраховується автоматично процесором після задання граничних параметрів). Задана витрата становить $0.397 \text{ кг}/\text{s}$, що становить 0.01 витрати робочого тіла установки (характерне значення, використовуване в МПД-прискорювачах, згідно даних [**Panchenko**]).

Верифікація здійснювалась шляхом порівняння тиску та температури у камері, розрахованих у пакеті Fluent (рис. 2.1), з отриманими значення-

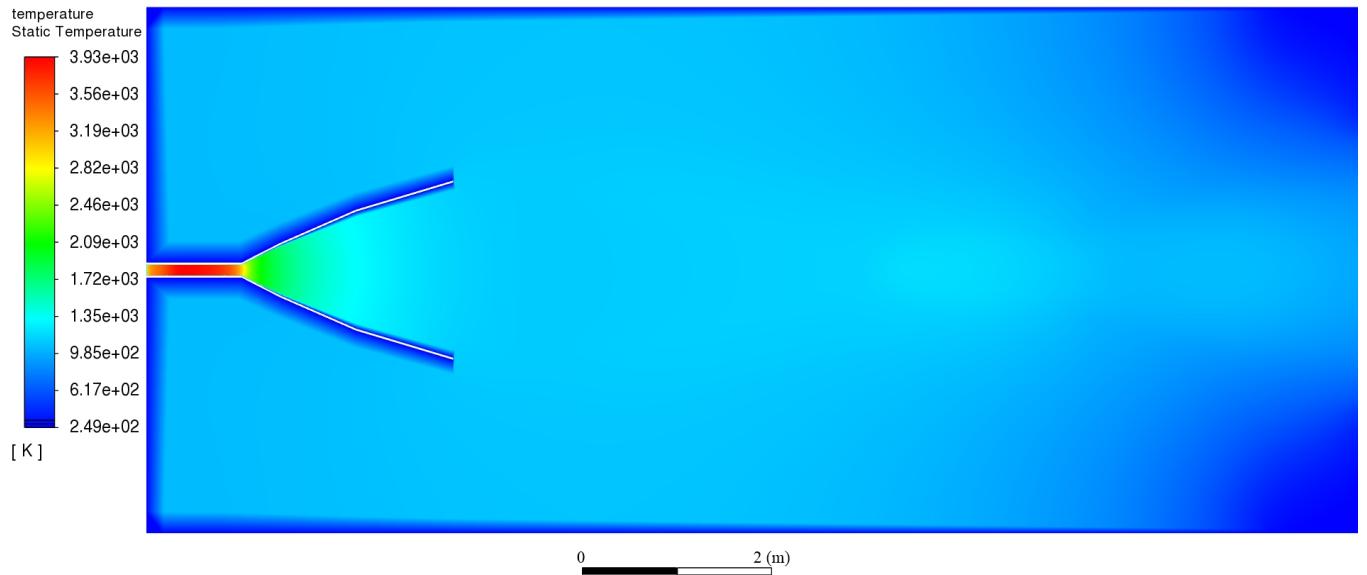


Рис. 2.1. Поле температур (розрахунок без введення присадки, CFD-модель з попереднього дослідження) [Previous]

Таблиця 2.1

Результати верифікації моделі розрахунку у комплексі Астра.4/pc відносно фактичних характеристик РРД ESA Vinci [VinciData] [VinciDataDLR] і CFD-моделі ANSYS Fluent

	Література	Fluent	Астра.4
Тиск у камері, бар	60.8	80	60.8
Температура у камері, К	3600	3930	3497
Відхилення показника тиску, %	–	31.58	–
Відхилення температури, %	–	9.17	2.86

ми з розрахунку у пакеті Астра.4/pc (рис. 2.2) і фактичними значеннями характеристик двигуна. Результати верифікації наведені у табл. 2.1.

2.3. Постановка умов задачі. Розрахунки на основі параметрів існуючих РРД

Для додаткової верифікації моделі (порівняння з фактичними параметрами існуючих РРД) були розраховані термодинамічні параметри (без додавання

 TDC_v1.4

[Файл](#) [Результаты](#) [Настройки](#)

Давление в камере:	60.8	Бар	<input type="button" value="▼"/>
<input checked="" type="radio"/> Степень расширения (до 5 сечений):	243		
<input type="radio"/> Давление на срезе	<input type="text"/>	кгс/см ²	<input type="button" value="▼"/>
Соотношение компонентов:	6.1		
Количество компонентов топлива:	2		
Горючее:			
Формула:	H2	Водород	<input type="button" value="▼"/>
Энталпия:	-3875.64	кДж/кг	
<input checked="" type="checkbox"/> Получить энталпию от температуры	T =	20	K
В диапазоне температур: [20 ; 500] K			
Давление:	6	[0.1 - 50]	MПа
Окислитель:			
Формула:	O2	Кислород	<input type="button" value="▼"/>
Энталпия:	-401.508	кДж/кг	
<input checked="" type="checkbox"/> Получить энталпию от температуры	T =	90	K
В диапазоне температур: [90 ; 500] K			
Давление:	6	[0.1 - 50]	MПа
<input type="button" value="Расчет"/>			

Особенности расчета:			
<input type="checkbox"/> Расчет только в камере	<input type="checkbox"/> Расчет без сажи	<input type="checkbox"/> Замороженный состав	<input type="checkbox"/> Задать температуру ПС в камере
Параметры расчета массива данных:			
Isp + β	<input type="button" value="▼"/>	на срезе сопла	<input type="button" value="▼"/>
В зависимости от	давления в камере		
от	<input type="text"/>	до	<input type="text"/>
с шагом	<input type="text"/>	бар	
<input type="button" value="Расчет массива данных"/>			
Коэффициент потерь удельного импульса:			
1.0			

	Chamber	Throat	/F* = 243.
P, МПа	6.08	3.50826	0.0012579
T, K	3497.03	3309.96	915.891
ρо, кг/м ³	2.84109	1.75166	0.00236421
I, кДж/кг	-890.823	-2029.4	-11476.2
M, моль/кг	73.5985	72.7743	69.8706
Ср, кДж/(кг*K)	3.78959	3.75143	2.66325
k	1.19258	1.19232	1.279
Ср2, кДж/(кг*K)	9.20977	8.48031	2.66324
A, м/с	1559.97	1509.02	824.934
Mu, Н*c/м ²	9e-05	8.66e-05	3.14e-05
Lt, Вт/(м*K)	0.552388	0.523615	0.140169
MM, г/моль	13.5872	13.7411	14.3122
R.g, Дж/(кг*K)	611.946	605.093	580.949
n		1.137	1.19626
W, м/с		1509.02	4601.15
W/A		1	5.5776
lудп, с		289.241	480.983
B, с		234.59	

Рис. 2.2. Розрахунок термо- і газодинамічних параметрів камери двигуна ESA Vinci (інтерфейс оболонки програмного комплексу Астра.4/pc)

присадки) камер декількох ракетних двигунів різних діапазонів потужностей – від кількох тонн (Flight Control SV3, 3 тс) до великих установок для важких ракет-носіїв (РД-120, 85 тс; РД-0120, 200 тс), що можуть бути потенційно застосовані у складі плазморідинного двигуна. За результатами, теоретичні розрахункові параметри РРД, зокрема тяга, питомий імпульс і витратний комплекс (без урахування коефіцієнтів реальних втрат камери, сопла та ін.) відповідають їх характеристикам.

Після верифікації у цьому ж пакеті (застосовуючи ідентичні моделі кінетики взаємодії компонентів) були проведені розрахунки за присутності визначеної масової частки присадки робочого тіла МПД-прискорювача, що складала 2% від витрати двигуна. За результатами двох розрахунків (камера без присадки і за її присутності) визначався спад параметрів камери РРД. Отримані значення наведені у розділі 3 (табл. 3.1).

2.4. Параметри робочого тіла МПД-прискорювача

У якості робочого тіла МПД-прискорювач використовує дрібнодисперсний порошок калію; подача присадки має здійснюватись з окремої форсунки паралельно з паливними компонентами. Оптимальний розмір частинок був визначений у попередньому дослідженні [Previous]; спираючись на результати CFD-моделювання, для забезпечення належного прогріву частинок у потоці газу (максимізації температури присадки на виході з камери) і водночас мінімізації можливих процесів ерозії стінки КЗ і сопла розмір частинок присадки доцільно брати рівним 10 мкм (див. рис. 2.3б). Для збільшення питомої тяги електроракетної установки частка присадки збільшена до 2% (0.02 витрати робочого тіла установки; характерне значення, використовуване в МПД-прискорювачах, згідно даних [Panchenko], становить від 1 до 10% для МГД-установок на присадках лужних металів).

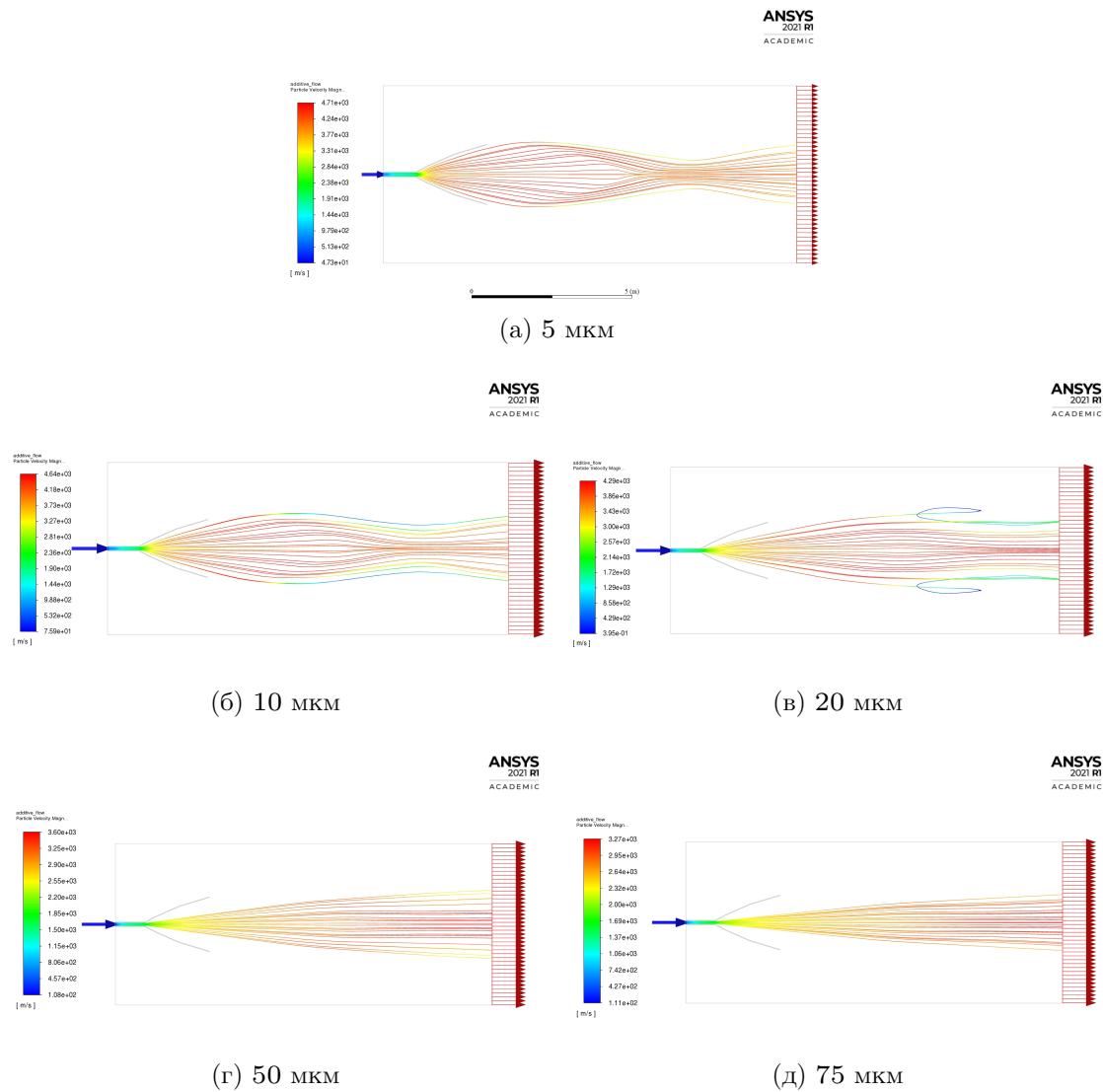


Рис. 2.3. Траєкторії частинок присадки калію різних фракцій, введеної в РРД (CFD-модель з попереднього дослідження) [Previous]

2.5. Висновки розділу 2

Для належної точності числового моделювання необхідно застосувати програмний комплекс, що включає у себе моделі поведінки паливних компонентів за умов камери згоряння РРД. Такий комплекс було підібрано, проведена верифікація згідно відомих енергетичних параметрів декількох типів існуючих РРД; було проведене порівняння з CFD – моделлю для аналогічних розрахунків, виконаною у попередньому дослідженні.

Задача термодинамічного моделювання поведінки паливних сумішей є апробованою, проте має певні особливості (високі значення тисків та тем-

ператур, наявність активних процесів рекомбінації тощо), що враховуються застосованим програмним комплексом.

Побудована і верифікована відносно параметрів існуючих двигунів модель дозволяє виводити усі основні необхідні параметри енергетичного розрахунку РРД.

Параметри двигунів були опрацьовані вищеозначеним програмним комплексом **Астра.4/pc**, здійснене моделювання термодинаміки КЗ трьох різних двигунів, проведений їх енергетичний розрахунок.

РОЗДІЛ 3.

РЕЗУЛЬТАТИ МОДЕЛЮВАННЯ. ОЦІНКА ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГУНА

3.1. Результати моделювання термодинамічних процесів у камері РРД

За допомогою програмного комплексу відкритого доступу Астра.4/pc після верифікації моделі було проведено термодинамічний розрахунок дво- і трикомпонентних реакцій у камері трьох різних РРД, розглянутих у розділі 2 за присутності компонентів паливної суміші та визначеної масової частки присадки (рис. 3.1, 3.2, 3.3). Спад тяги після введення третього компонента розрахований на основі отриманих основних параметрів камери згоряння та сопла: тиску в ядрі потоку, питомого імпульсу, витратного і тягового комплексів та площі критики.

Результати розрахунку для усіх трьох двигунів наведені у табл. 3.1.

Таблиця 3.1

Характеристики РРД за ТД-розрахунком у пакеті Астра.4/pc

	РД-0120	РД-120 (11Д123)	Flight Control SV3
Паливо	LH2+LOX	РГ-1+LOX	Jet A-1+LOX
Маса, кг	3450	1125	140
Тягооснащеність	57,97	75,56	21,43
Тяга, тс	200	85	3
Питомий імпульс, м/с	4462	3432	3482,55
Спад тяги з присадкою (%)	1,018	0,991	0,942

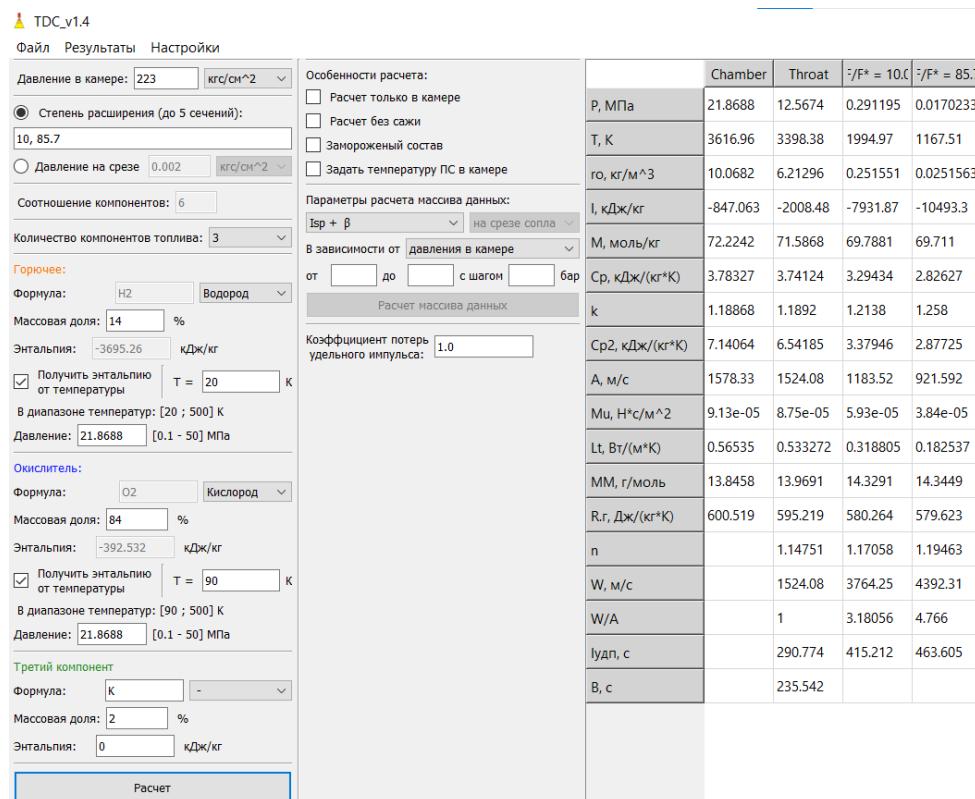


Рис. 3.1. Розрахунок термо- і газодинамічних параметрів камери і визначених перерізів сопла двигуна РД-0120 за присутності частинок присадки (інтерфейс оболонки програмного комплексу Астра.4/pc)

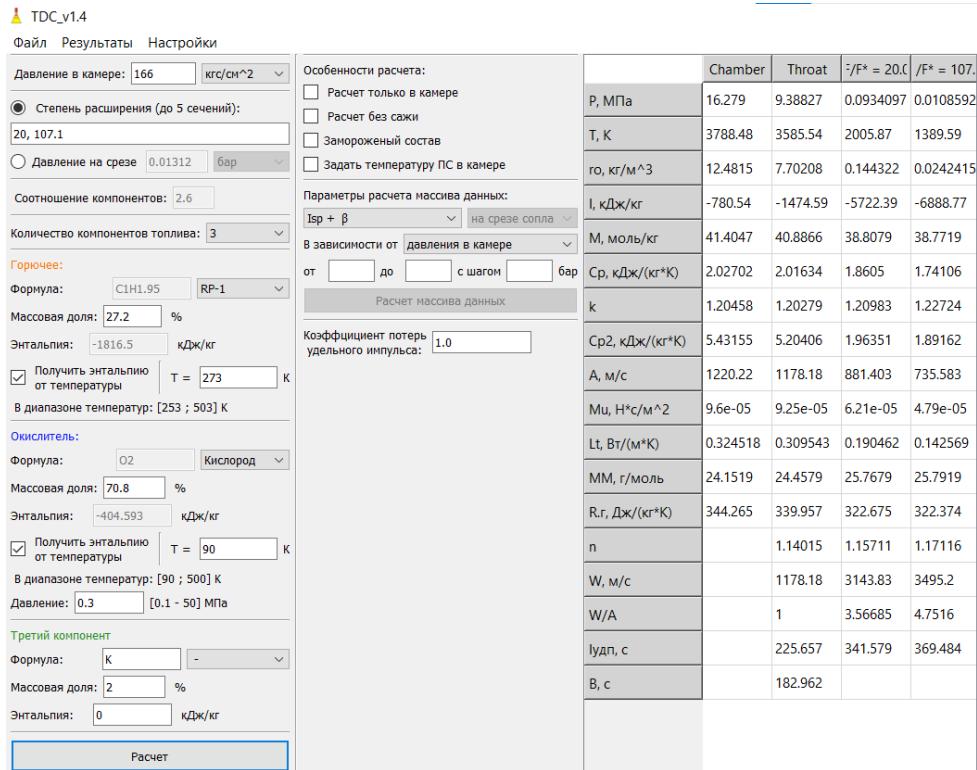


Рис. 3.2. Розрахунок термо- і газодинамічних параметрів камери і визначених перерізів сопла двигуна 11Д123 за присутності частинок присадки (інтерфейс оболонки програмного комплексу Астра.4/pc)

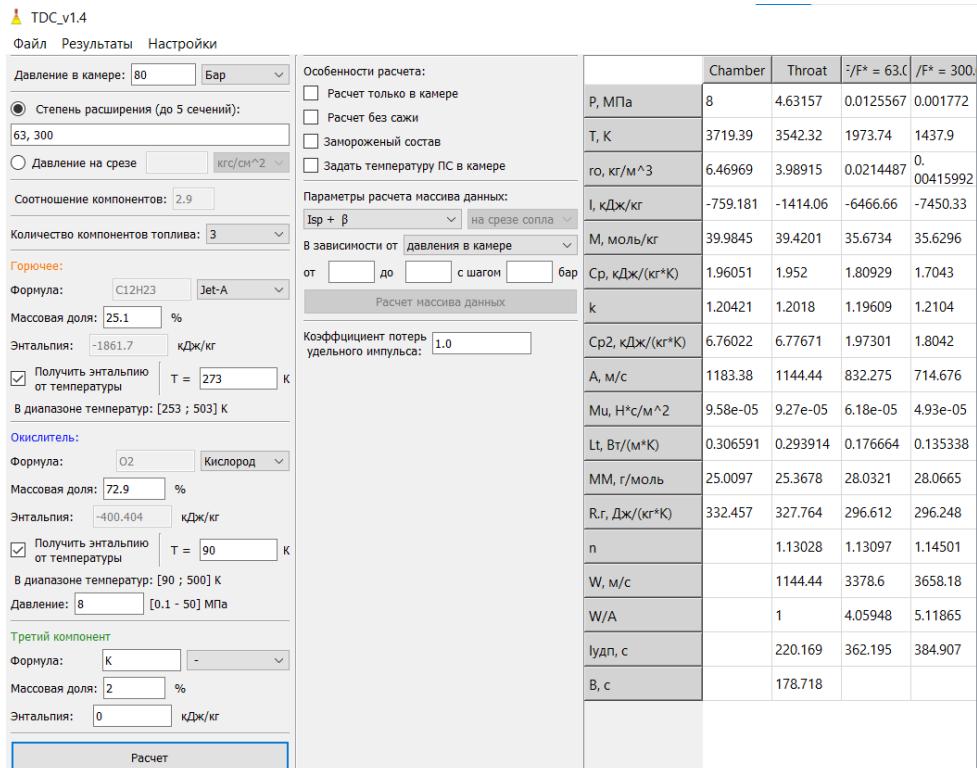


Рис. 3.3. Розрахунок термо- і газодинамічних параметрів камери і визначених перерізів сопла двигуна SV-3 за присутності частинок присадки (інтерфейс оболонки програмного комплексу Астра.4/pc)

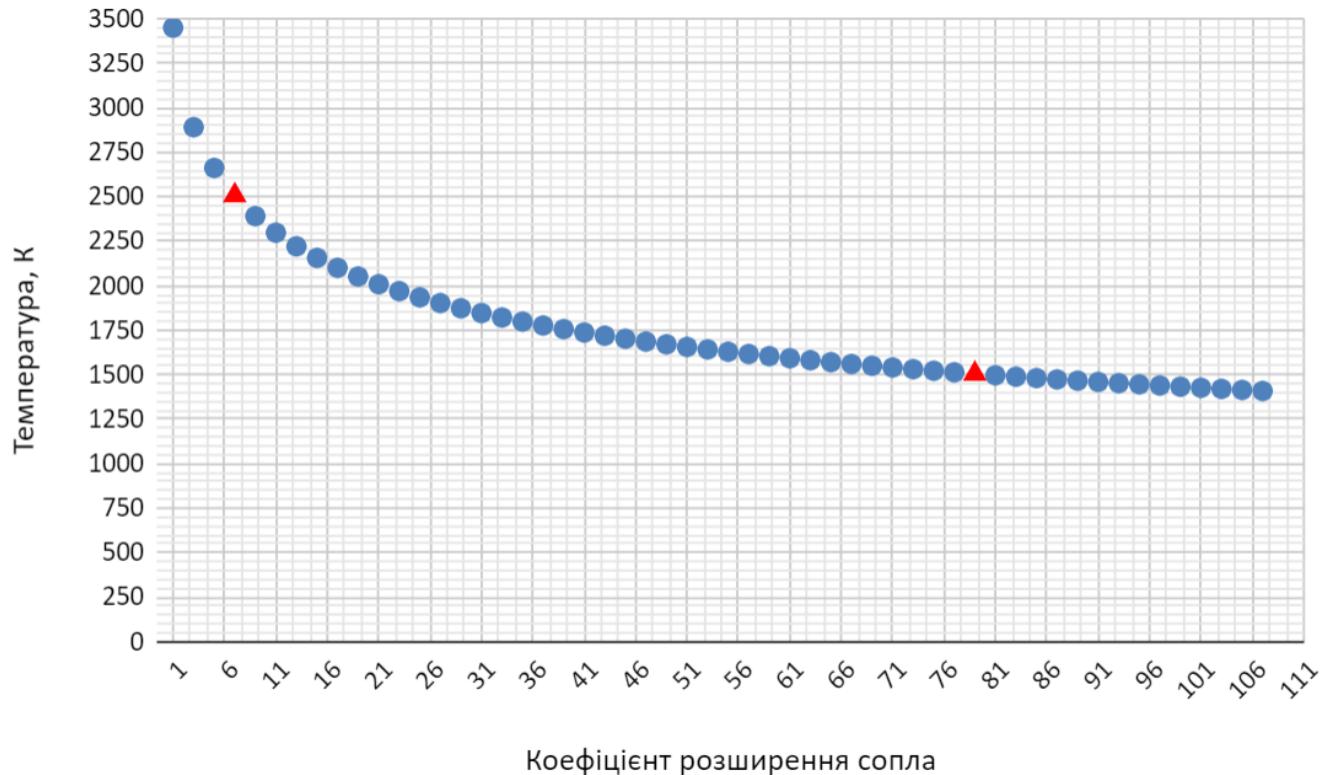


Рис. 3.4. Профіль температури у соплі 11Д123; червоним показані перерізи розташування МПД-каналу

3.2. Взаємна інтеграція установок і її вплив на результатуючі параметри

Однією з ключових конструктивних проблем рушійної установки, що розглядається у цій роботі, є визначення місця установки МПД-каналу у поздовжньому перерізі РРД. Частинки калію є іонізованими за певних значень температури їх потоку (діапазон 3000–1500 К за даними [Panchenko]), а отже електромагнітне поле має бути прикладене у перерізі РРД з температурою у цьому діапазоні. Okрім цього з результатів CFD-моделювання у попередньому дослідженні [Previous] було якісно помічено, що частинки можуть вступати у термодинамічну рівновагу з потоком газу, а отже у критичному перерізі сопла вони набуватимуть швидкості, не більшою за швидкість потоку продуктів згоряння, тому їх електромагнітне прискорення до критики неможливе. Тому у складі плазморідинного двигуна МПД-прискорювач і його канал має бути

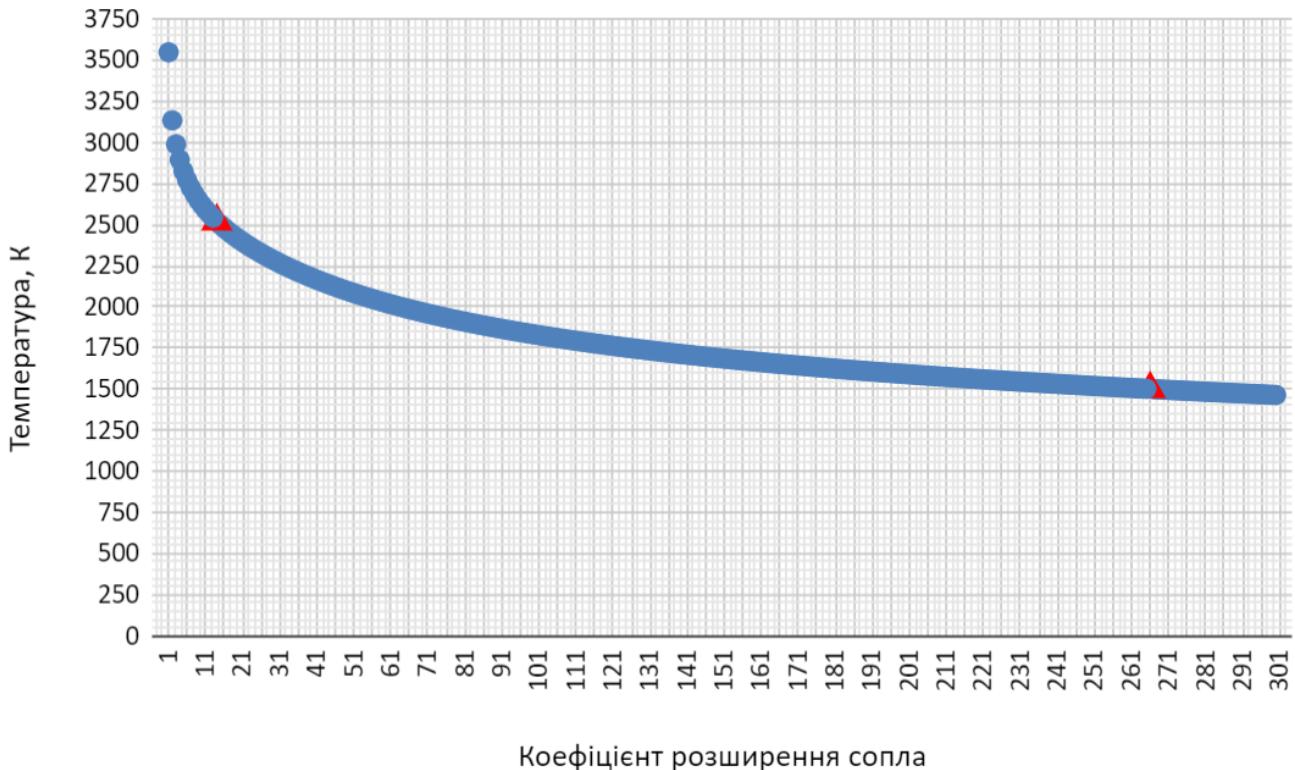


Рис. 3.5. Профіль температури у соплі двигуна SV3; червоним показані перерізи розташування МПД-каналу

розташований у закритичному перерізі сопла, на довжину, що відповідає температурі перерізу потоку робочого тіла $1500 - 3000$ К.

Для визначення меж розташування каналу також був використаний розрахунок з програмного пакету Астра.4/рс: для двигунів за визначеними раніше термодинамічними параметрами (11Д123, SV3 і РД-0120) були отримані профілі температури у ядрі потоку по осі сопла РРД, зображені на рис. ??, 3.5 і 3.6 відповідно. Червоним відмічені перерізи установки каналу у межах, що відповідають ступеню іонізації частинок присадки, близькому до одиниці, за оптимального тиску для роботи МПД-каналу (за даними [Panchenko], для лужних металів і температур РРД 10 бар та нижче відповідно).

Після визначення місця розташування МПД-каналу для розглянутих у розділі 2 двигунів з урахуванням параметрів МГД-установок, зазначених у [MHDG], були розраховані робочі об'єми каналу; ці величини прямо впливають на тягу прискорювача, оскільки ними обмежується переріз, у якому на присадку діє поле електродів та котушок установки.

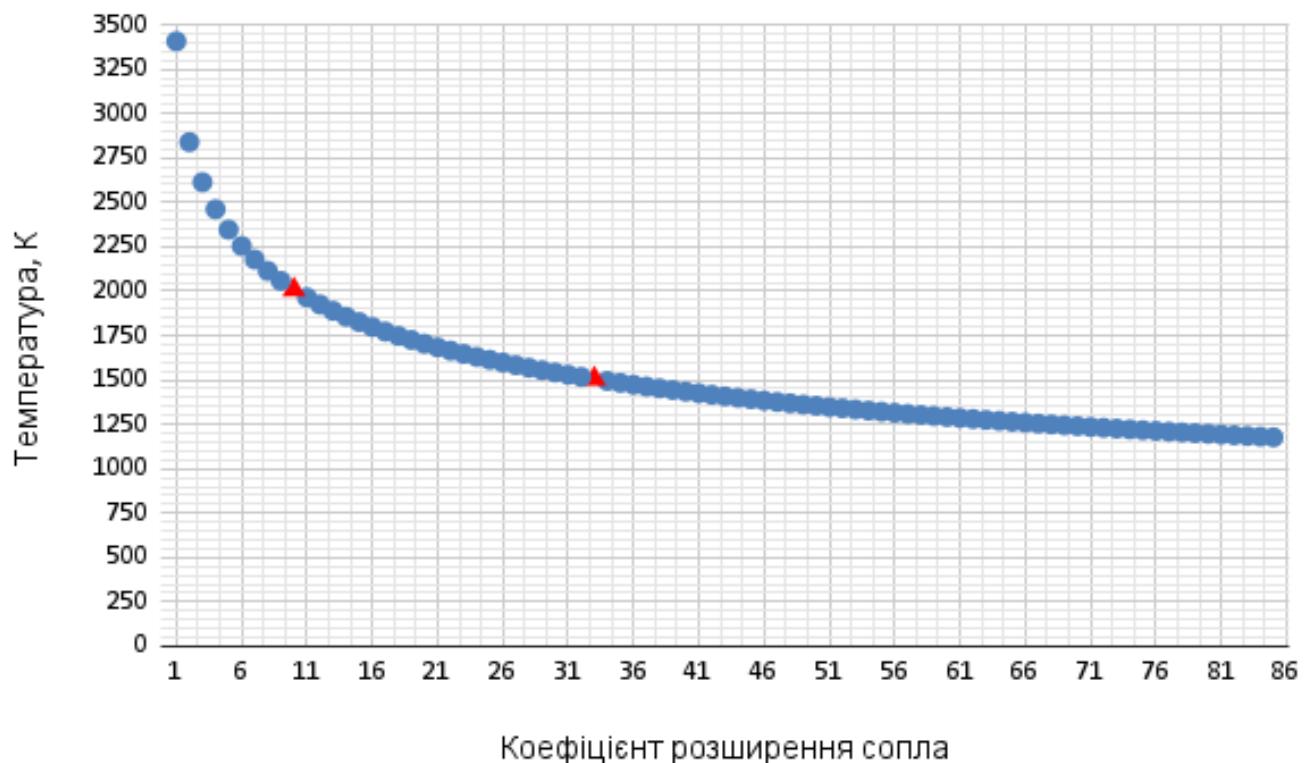


Рис. 3.6. Профіль температури у соплі РД-0120; червоним показані перерізи розташування МПД-каналу

3.3. Оцінка характеристик МПД-прискорювача

3.3.1. Живлення установки

Для генерації електромагнітного поля і надання швидкостей робочого тіла у декілька км/с прискорювач потребує підведення потужності порядку мегават. В установці, що розглядається, ця потужність була б доступна на валу системи подачі палива РРД за умови її надлишкової генерації турбіною газогенератора. Проте більшість циклів роботи РРД не дозволяють здійснити відбір потужності (ця проблема розглянута у розділі 1).

Для оцінки потужностей, необхідних для отримання високої швидкості витікання МПД-прискорювача, можемо використати термодинамічні параметри двигунів, що розглядались вище (табл. 3.1), а також за допомогою пакету Астра.4/рс розрахувати характеристики газогенератора, необхідного для генерації потужності окремої, паралельної турбіни для живлення МПД-прискорювача. Після генерування потужності на валу турбіни вона може бути перетворена у корисну із застосуванням синхронного електрогенератора на постійних магнітах – сучасні установки такого типу дозволяють досягти масової ефективності понад 25 кВт/кг [PMSG]. Результати оцінки на основі розрахованих ТД-параметрів газогенераторів на відновному газі (потужність турбіни та витрата палива для її роботи) наведені у табл. 3.2.

Потужність турбіни живлення залежить від параметрів газу, що поступає на неї з газогенератора (ГГ); чим більшу внутрішню енергію має паливо, тим більша питома потужність установки. Для порівняння були взяті газогенератори двигунів РД-0120 (водневий високого тиску на відновлювальному газі) та 11Д123 (РД-120, паливна пара керосин-кисень, на окиснювальному газі); дані по параметрах газогенераторів взяті з джерел [Fatuiev; RD-0120]. Оцінка проводилася з огляду на коефіцієнт корисної дії активних турбін РРД розгля-

Таблиця 3.2

Параметри МПД-установок для РРД різних потужностей (згідно характеристик аналогічних пристрій [MHDG])

	РД-0120 (паралельна турбіна)	Flight Control SV3 (з водневою турбіною живлення)
Паливо	LH2+LOX	Jet A-1+LOX / LH2+LOX
Корисна потужність турбіни живлення, МВт	16,817 L	2,9
Витрата на турбіну живлення (без урахування допалювання), кг/с	12,876	2,221
Тяга, тс	2,463	1,297
Витрата присадки (частка 2%), кг/с	1,2045	0,2079
Швидкість витікання, м/с	20054,768	61180,736

нутрих класів та синхронних генераторів на постійних магнітах. Для водневого газогенератора РД-0120 значення газової сталої продуктів згоряння майже на порядок перевищує цей показник у керосинового ГГ РД-120; потужність на валу водневої турбіни дозволяє отримати прийнятні значення потужності за допустимої витрати палива, керосинова ж турбіна має надто велике споживання. Для 11Д123 з оцінки випливає потреба у витраті на турбіну живлення МПД-установки близько 70% сумарної витрати самого РРД, що виключає будь-яку доцільність використання МПД-каналу у цьому двигуні.

Витрата палива для генерації корисної потужності у випадку двигуна РД-0120 з урахуванням подальшого допалювання у КЗ становить 12 % від витрати основної турбіни ТНА РРД. У випадку SV3 воднева турбіна для отримання належної для роботи МПД-каналу густини потужності потребуватиме більше палива, ніж сам РРД (125% основної витрати двигуна з урахуванням допалювання у КЗ), отже у конструкції цього двигуна застосування МПД-установки також стає недоцільним.

3.3.2. Оцінка тяги та швидкості витікання

За умови надання необхідної електричної потужності з генератора на валу турбонасосного агрегата (ТНА) РРД МПД-прискорювач отримує певну частку енергії з циклу рідинного двигуна, перетворюючи її у кінетичну енергію потоку заряджених частинок присадки калію. Тяга, створена таким потоком, незначна внаслідок малої частки присадки у потоці газу, проте вона може мати значно більшу швидкість, що дозволяє отримати більший питомий імпульс установки за умови компенсації втрат на іонізацію калію у потоці робочого тіла РРД.

Маючи розраховану потужність турбіни живлення та корисну потужність, що подається на МПД-канал з генератора (розглянуті у розділі 3.3.1), можливо оцінити параметри струму на електродах прискорювача і відповідно густину струму в МПД-каналі. Потужність самого прискорювача також диктується геометрією МПД-каналу, оскільки поле створюється у визначеному об'ємі; це визначає силу, яка діє на потік заряджених частинок, що проходять у перерізі каналу і відповідно створюють реактивну тягу, витікаючи з визначеною швидкістю. У рамках оціночного розрахунку рух частинок присадки вважається прямолінійним.

Тяга МПД-прискорювача була оцінена з виразу для пондеромоторної сили, що діє на електропровідний потік присадки у поздовжньому перерізі на осі МПД-каналу (ідеальний випадок) і утворена взаємодією схрещених електричного та магнітного полів (див. розділ 1):

$$P_{MPD} = j B \sin \alpha,$$

де j — густина струму у перерізі каналу (поздовжньому), B — індукція котушок, α — кут між лініями електричного й магнітного полів на осі каналу (конструктивно зумовлено, що на осі МПД-каналу $\alpha = 90 \text{ deg}$).

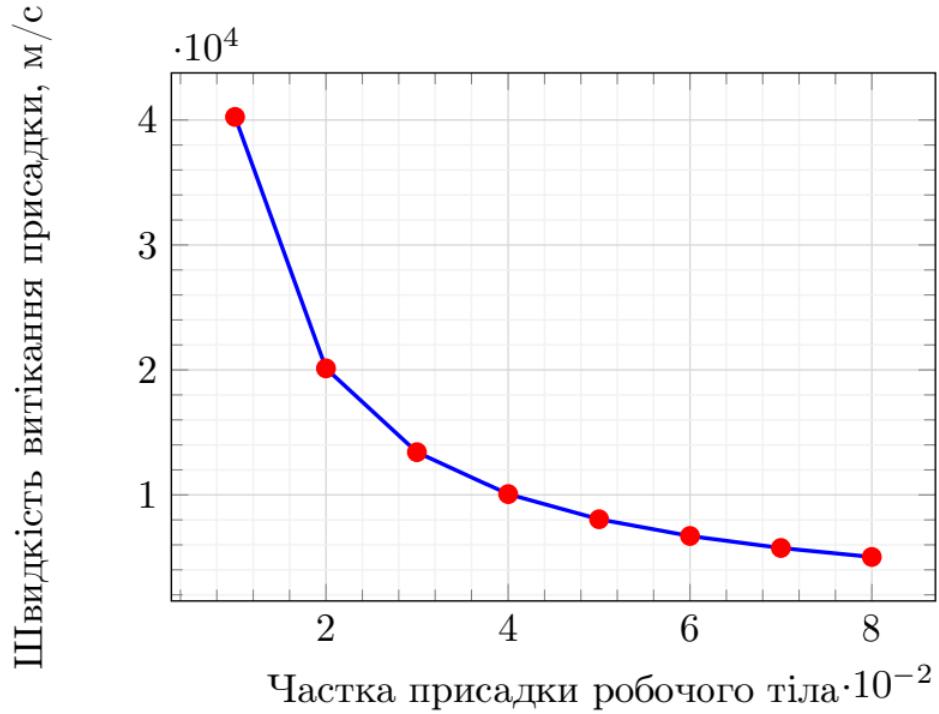


Рис. 3.7. Графік залежності швидкості витікання робочого тіла МПД-прискорювача від витрати присадки у робочому тілі двигуна (РД-0120, режим низької тяги, РРД дросельзований)

Теоретична густина струму на електродах МПД-прискорювача розраховується за формулою (супутніми явищами типу ефекту Холла та ін. нехтуємо):

$$j = \frac{I}{F_{el}},$$

де I — струм на розгінних електродах, F_{el} — площа поздовжнього перерізу каналу.

Тяга МПД-прискорювача пов'язана з витратою та швидкістю витікання (у випадку електричного ракетного двигуна вона ж є питомим імпульсом у $\text{м}/\text{с}$) наступним співвідношенням:

$$P_{MPD} = v_e \dot{m}_{MPD},$$

де v_e — швидкість витікання РТ (чисельно дорівнює питомому імпульсу ЕРД), \dot{m}_{MPD} — масова витрата РТ прискорювача.

Таблиця 3.3
Характеристики гібридної рушійної установки на основі вибраного РРД

	РД-0120 (паралельна турбіна)
Частка витрати на турбіну живлення, %	2,57
Тяга РРД на другій ступені, тс	27,956
Тяга МПД-прискорювача, тс	2,463
Швидкість витікання присадки (частка 2%), м/с	20054,768
Питомий імпульс РРД, м/с	4567,977
Приріст питомого імпульсу (РРД + МПД-прискорювач), %	6,67%

Параметри МПД-установки, оцінені згідно геометрії сопла РРД, у яко-му розташовується МПД-канал, та характеристик створених електричного і магнітного полів, наведені у табл. 3.2.

З отриманого перерізу МПД-каналу, використавши електричну потужність прискорювача, можна оцінити густину струму у каналі і відповідно тягу МПД-компоненту установки. Для двигуна з-поміж розглянутих вище РРД з допу-стимою витратою палива для живлення (РД-0120) тяга встановленого у соплі прискорювача становить близько 2,5 тс за значення масової частки присадки 2%. Тягу можливо підвищити, збільшивши процент присадки, проте це зни-зить кінетичну енергію потоку РРД і швидкість витікання потоку присадки, оскільки параметри прискорюючого поля диктуються доступною для роботи установки електричною потужністю. Залежність швидкості витікання робочого тіла МПД-прискорювача від частки присадки наведена на рис. 3.7.

Результати оцінки (характеристики плазморідинної силової установки на основі РД-0120) наведені у табл. 3.3.

В установці пропонується використання надпровідних котушок для зменше-ння уже наявного (внаслідок близького розташування КЗ) значного теплового навантаження; це дозволить мінімізувати втрату корисної потужності в еле-ментах МПД-прискорювача. Струм на електродах розрахований з потужності, поданої на прискорювач, індукція магнітного поля і напруга підібрані з ураху-ванням параметрів аналогічних установок [MHDG]. Ефективність установки

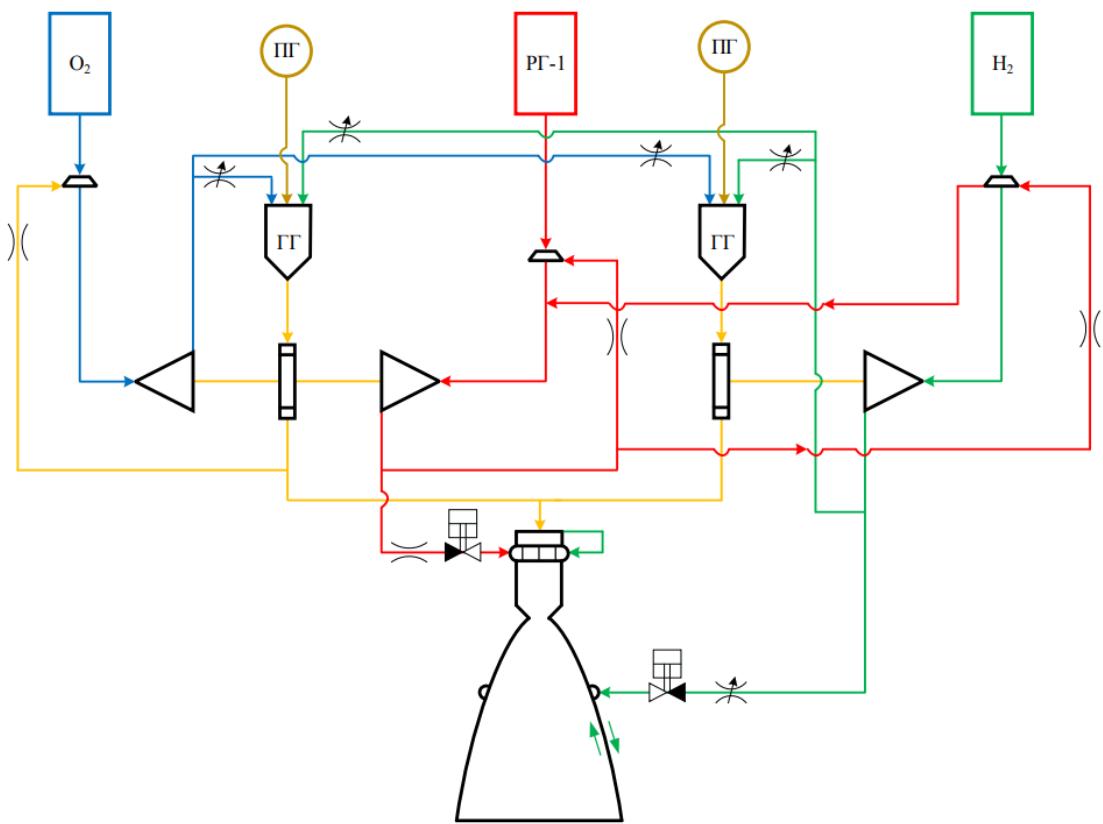
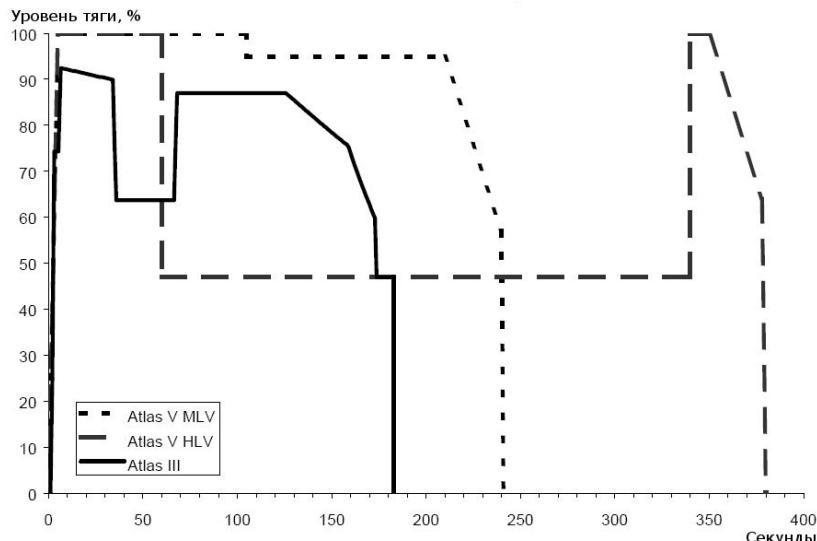


Рис. 3.8. Принципова схема дворежимного трикомпонентного ракетного двигуна РД-701; на другому режимі використовується воднева турбіна

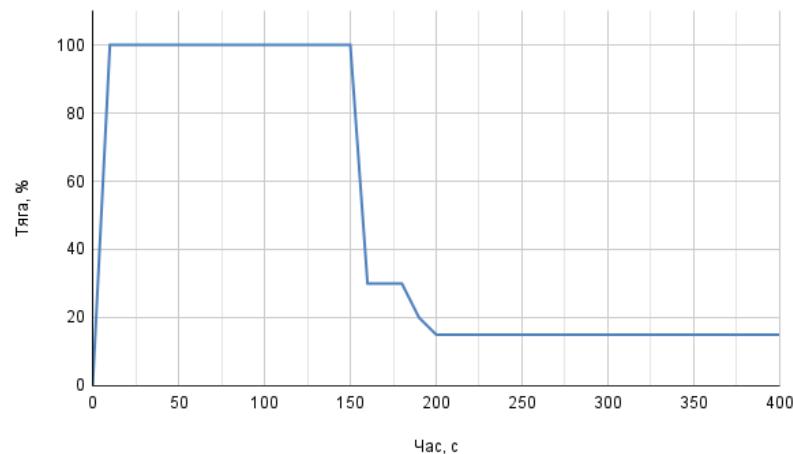
можна покращити шляхом додавання контуру регенеративного охолодження котушок; це дозволить збільшити температуру пального на вході у камеру, підвищуючи характеристики РРД на величину порядку 1-2%.

3.4. Перспективи використання РРД з МГД-прискорювачем

Для оцінки параметрів МПД-прискорювача у складі плазморідинного двигуна використовувались зазначені вище три зразки РРД: високоенергетичний великої потужності (РД-0120), висотний керосиновий великої потужності (РД-120) і двигун верхньої ступені з порівняно меншою тягою (Flight Control SV3).



(а) Типовий РРД верхніх ступеней (широкий пунктир)



(б) Плазморідинний РД

Рис. 3.9. Профілі тяги типового РРД верхньої ступені ракети-носія (а) і плазморідинного двигуна у двоступеневій схемі (перша ступінь – робота РРД, друга ступінь – глибоко дросельований РРД паралельно з МПД-прискорювачем)

Були розраховані спад тяги і питомого імпульсу РРД внаслідок додавання присадки, корисна потужність на МПД-прискорювач і відповідно отримана тяга та питомий імпульс гібридної установки.

Варто зазначити, що витрати палива для отримання електричної потужності не у всіх трьох розглянутих випадках є оптимальними (у випадку SV3 витрата сягає значень номінальної для РРД на режимі, що виключає можливість ефективного використання ТНА; для 11Д123 МПД-прискорювач недоцільний через неоптимальну геометрію для МПД-каналу у соплі та не-

обхідність додавання масивної водневої паливної системи). Двигун верхньої ступені на парі LH₂ + LOX може бути більш придатним для використання у складі розглянутої електрохімічної рушійної установки.

Для компенсації втрат ентальпії потоку продуктів згоряння РРД в установці наявна можливість дogrіву пального окремим контуром регенеративного охолодження для компенсації спаду імпульсу (у випадку SV3 нагрів на 200 К повністю компенсує втрату тяги камери).

Існує альтернативний цикл роботи РРД — трикомпонентна схема, за якої використовуються два ТНА для трьох різних компонентів палива (це дозволяє підвищити масову ефективність і питомий імпульс на різних ділянках польоту, використовуючи два різних види пального з одним окиснювачем) (рис. 3.8). Другий ТНА цього двигуна можна використати під час його простою для отримання потужності для МПД-прискорювача, таким чином РРД стає однорежимним (рис. 3.9а), або ж має два режими (рис. 3.9б):

- великої потужності (працюють обидва ТНА, МПД-прискорювач вимкнено);
- високоефективний режим малої тяги (працює один ТНА на більш високоенергетичному компоненті + МПД-прискорювач).

Існує протестований зразок дворежимного трикомпонентного двигуна на компонентах РГ-1 + LH₂ + LOX — РД-0750 [RD-0120]. За попередньою оцінкою, використовуючи другий водневий газогенератор такого РРД, можна отримати потужність для МПД-прискорювача порядку 15% від потужності ТНА спряженого РРД. Для випадку газогенератора РД-0750 витрата, необхідна для отримання потужності, що подаватиметься на МПД-прискорювач, становить близько 13% витрати двигуна на номінальному режимі.

Отримані результати дають змогу оцінити доцільність використання МПД-прискорювача з огляду на порядок приросту тяги та питомого імпульсу РРД у розглянутій гіbridній рушійній установці.

Наведена оцінка потребує подальшого уточнення за допомогою CFD-моделювання МПД-каналу у поєднанні з газодинамічним трактом РРД і взаємодії прискорених іонізованих частинок присадки з надзвуковим потоком продуктів згоряння РРД за наявності схрещених електричного та магнітного полів. Також потребується врахування складної конструкції магнітної системи котушок складної форми (вигнутої по формі сопла РРД). Важливим є питання ерозії стінок камери і сопла за присутності калію для оцінки ресурсу роботи рушійної установки визначених параметрів. Уточнення вищеозначеніх аспектів моделі дозволить оптимізувати співвідношення робочих тіл РРД і МПД-прискорювача, збалансувавши тягу та питомий імпульс складових розглянутого концепту рушійної установки літального апарату.

3.5. Висновки розділу 3

Наведені результати енергетичного розрахунку та термодинамічних параметрів трьох різних РРД, без введення присадки та за її наявності. Розрахований спад тяги двигунів, пов'язаний з введенням робочого тіла МПД-установки у паливну суміш.

На основі результатів ТД-розрахунку були виведені профілі температур по осі сопла, що дозволило розрахувати доступний об'єм МПД-каналу для прискорювача.

Була розрахована потужність турбіни живлення МПД-прискорювача на основі характеристик водневого газогенератора двигуна РД-0120, була оцінена доступна електрична потужність для плазморідинного двигуна.

Було визначено тягу та питомий імпульс МПД-прискорювача для двигуна РД-0120; окреслено недоцільність компонування МПД-компонентом двох інших РРД внаслідок надмірної витрати палива для живлення.

Результати моделювання та подальшої кількісної оцінки свідчать про те, що приріст ефективності плазморідинного двигуна залежить у першу чергу від доступної для МПД-прискорювача потужності, для масових часток присадки порядку декількох процентів витрати РРД спад характеристик рідинного двигуна є незначним, проте для істотного підвищення параметрів МПД-компонента необхідна значно більша потужність, ніж може дати паралельно встановлена воднева газова турбіна.

При розв'язанні проблеми компактного енергоносія для ЕРД плазморідинний двигун може бути ефективним дворежимним РД верхньої ступені ракети-носія внаслідок високої швидкості витікання робочого тіла установки.

ВИСНОВКИ

У даному дослідженні проведена оцінка приросту ефективності гібридної електрохімічної ракетної рушійної установки у порівнянні з сучасними рідинними двигунами, що використовуються у ракетах-носіях у даний момент.

Проаналізувавши існуючі конструкції турбоагрегатів РРД, зроблено висновок, що схеми відкритого, закритого (з допалюванням) циклів і циклу з фазовим переходом є малопридатними для використання у якості компонента плазморідинного двигуна.

Було проведено термодинамічний розрахунок дво- і трикомпонентних реакцій у камері плазморідинного двигуна за допомогою програмного комплексу відкритого доступу Астра.4/рс.

Було визначено, що проблема енергообміну між паливною системою РРД і МПД-прискорювачем у випадку живлення останнього від згенерованої потужності на валу турбіни є комплексною і ключовою у даній установці. Використання компактного джерела енергії мегаватної потужності дозволить підвищити тягу МПД-прискорювача, не знижуючи його питомий імпульс.

Схема з паралельною водневою турбіною для живлення МПД-установки і трикомпонентна схема, з конструктивних міркувань, були визначені як оптимальні для компонування з МПД-прискорювачем, оскільки містять додатковий турбоагрегат, що не зазнаватиме критичних навантажень і зумовлює дворежимність установки — цей фактор може суттєво розширити сферу використання двигуна.

Описаний концепт рушійної установки літального апарату за належної оптимізації та застосування компактного джерела електроенергії для живлення МПД-прискорювача може бути використаний в якості двигуна верхньої ступені або розгінного блоку ракети-носія, в умовах, де необхідний передусім значний питомий імпульс.

ДОДАТКИ

Додаток А. Параметри реакцій горіння палива РРД (ЛН₂ – LOX)

Таблиця А.1

Схема протікання реакції горіння водню в умовах, наблизених до умов камери згоряння РРД [Shimizu]

№	Реакція	A	n	E_a	F_c	Параметри ефективності
1	$\text{OH} + \text{H}_2 = \text{H}_2\text{O} + \text{H}$	$2.160 \cdot 10^8$	1.51	3440	–	–
2	$\text{H} + \text{O}_2 = \text{OH} + \text{O}$	$1.910 \cdot 10^{14}$	0	16440	–	–
3	$\text{O} + \text{H}_2 = \text{OH} + \text{H}$	$5.080 \cdot 10^4$	2.67	6292	–	–
4	$\text{OH} + \text{HO}_2 = \text{H}_2\text{O} + \text{O}_2$	$2.890 \cdot 10^{13}$	0	-500	–	–
5	$\text{H} + \text{HO}_2 = \text{H}_2 + \text{O}_2$	$3.660 \cdot 10^6$	2.09	-1450	–	–
6	$\text{H} + \text{HO}_2 = \text{OH} + \text{OH}$	$7.080 \cdot 10^{13}$	0	300	–	–
7	$\text{H} + \text{HO}_2 = \text{H}_2\text{O} + \text{O}$	$1.340 \cdot 10^{13}$	0	1340	–	–
8	$\text{O} + \text{HO}_2 = \text{O}_2 + \text{OH}$	$3.250 \cdot 10^{13}$	0	0	–	–
9a	$\text{HO}_2 + \text{HO}_2 = \text{H}_2\text{O}_2 + \text{O}_2$	$4.200 \cdot 10^{14}$	0	12000	–	–
9b	$\text{HO}_2 + \text{HO}_2 = \text{H}_2\text{O}_2 + \text{O}_2$	$1.320 \cdot 10^{11}$	0	-1192	0.5	Однакові для усіх компонентів
9c	$\text{HO}_2 + \text{HO}_2 + \text{M} = \text{H}_2\text{O}_2 + \text{O}_2 + \text{M}$	$6.890 \cdot 10^{14}$	0	-1947	0.5	Однакові для усіх компонентів
10	$\text{OH} + \text{OH} = \text{O} + \text{H}_2\text{O}_2$	$4.330 \cdot 10^3$	2.7	-2485	–	–
11	$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{H} = \text{H}_2\text{O} + \text{OH}$	$8.190 \cdot 10^8$	1.55	3455	–	–
12a	$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{H} = \text{HO}_2 + \text{H}_2$	$8.067 \cdot 10^{19}$	-1.574	16838	–	–
12b	$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{H} = \text{HO}_2 + \text{H}_2$	$1.042 \cdot 10^{13}$	0	6569	–	–

Продовження табл. А.1

№	Реакція	A	n	E_a	F_c	Параметри ефективності
13a	$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{HO}_2$	$1.700 \cdot 10^{18}$	0	29407	—	—
13b	$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{HO}_2$	$2.000 \cdot 10^{12}$	0	427	—	—
14	$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{O} = \text{HO}_2 + \text{OH}$	$6.620 \cdot 10^{11}$	0	3974	—	—
15a	$\text{H} + \text{O}_2 = \text{HO}_2$	$1.933 \cdot 10^{12}$	0.56	0	0.62	—
15b	$\text{H} + \text{O}_2 + \text{M} = \text{HO}_2 + \text{M}$	$4.570 \cdot 10^{18}$	-1.12	0	0.62	—
15c	$\text{H} + \text{O}_2 = \text{HO}_2$	$1.933 \cdot 10^{12}$	0.56	0	0.5	—
15d	$\text{H} + \text{O}_2 + \text{H}_2 = \text{HO}_2 + \text{H}_2$	$3.520 \cdot 10^{18}$	-0.896	0	0.5	—
15e	$\text{H} + \text{O}_2 = \text{HO}_2$	$1.933 \cdot 10^{12}$	0.56	0	0.67	—
15f	$\text{H} + \text{O}_2 + \text{N}_2 = \text{HO}_2 + \text{N}_2$	$1.750 \cdot 10^{19}$	-1.232	0	0.67	—
15g	$\text{H} + \text{O}_2 = \text{HO}_2$	$1.933 \cdot 10^{12}$	0.56	0	0.5	—
15h	$\text{H} + \text{O}_2 + \text{O}_2 = \text{HO}_2 + \text{O}_2$	$1.410 \cdot 10^{18}$	-0.849	0	0.5	—
15i	$\text{H} + \text{O}_2 = \text{HO}_2$	$1.933 \cdot 10^{12}$	0.56	0	0.81	—
15j	$\text{H} + \text{O}_2 + \text{H}_2\text{O} = \text{HO}_2 + \text{H}_2\text{O}$	$3.630 \cdot 10^{19}$	-1.0	0	0.81	—
15k	$\text{H} + \text{O}_2 = \text{HO}_2$	$1.933 \cdot 10^{12}$	0.56	0	0.59	—
15l	$\text{H} + \text{O}_2 + \text{He} = \text{HO}_2 + \text{He}$	$3.630 \cdot 10^{19}$	-1.0	0	0.59	—
16a	$\text{H} + \text{H} + \text{M} = \text{H}_2 + \text{M}$	$7.000 \cdot 10^{17}$	-1.0	0	—	$\text{O}_2 = 2.2;$ $\text{H}_2\text{O} = 14.4$
16b	$\text{H} + \text{H} + \text{H}_2 = \text{H}_2 + \text{H}_2$	$1.000 \cdot 10^{17}$	-0.6	0	—	—
16c	$\text{H} + \text{H} + \text{N}_2 = \text{H}_2 + \text{N}_2$	$5.400 \cdot 10^{18}$	-1.3	0	—	—
16d	$\text{H} + \text{H} + \text{H} = \text{H}_2 + \text{H}$	$3.200 \cdot 10^{15}$	0	0	—	—
17	$\text{H} + \text{OH} + \text{M} = \text{H}_2\text{O} + \text{M}$	$3.500 \cdot 10^{22}$	-2.0	0	—	$\text{H}_2\text{O} = 12.0;$ $\text{Ar} = 0.38;$ $\text{He} = 0.38$
18	$\text{H} + \text{O} + \text{M} = \text{OH} + \text{M}$	$6.750 \cdot 10^{18}$	-1.0	0	—	$\text{H}_2\text{O} = 5.0$

Продовження табл. А.1

№	Реакція	A	n	E_a	F_c	Параметри ефективності
19a	$O + O + M = O_2 + M$	$6.160 \cdot 10^{15}$	-0.5	0	-	$H_2 = 2.5;$ $H_2O = 12.0$
19b	$O + O + Ar = O_2 + Ar$	$1.890 \cdot 10^{13}$	0	-1790	-	-
19c	$O + O + He = O_2 + He$	$1.890 \cdot 10^{13}$	0	-1790	-	-
20a	$H_2O_2 = OH + OH$	$3.000 \cdot 10^{14}$	0	48482	0.44	$H_2 = 3.0;$ $O_2 = 2.2;$ $H_2O = 15.0;$ $N_2 = 3.0$
20b	$H_2O_2 + M = OH + OH + M$	$2.290 \cdot 10^{16}$	0	43634	-	-
21	$O + OH + M = HO_2 + M$	$3.820 \cdot 10^{15}$	-0.216	0	-	-