

ОЦІНКА ПАРАМЕТРІВ КОНЦЕПТУ ГІБРИДНОЇ ЕЛЕКТРОХІМІЧНОЇ РУШІЙНОЇ УСТАНОВКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Б. О. Макарчук^{1, a}, С. М. Пономаренко¹

¹Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»,
НН Фізико-технічний інститут

Анотація

У даному дослідженні розглядається гібридизація рідинного ракетного двигуна (РРД) і магнітоплазгодинамічного (МПД) прискорювача у межах однієї рушійної установки літального апарата, а саме термодинамічний розрахунок РРД і оцінка потужності, доступної для живлення МПД-прискорювача порівнянних з РРД параметрів. Наведені результати дають можливість визначити діапазон потужностей та особливості конструкції двигуна, оптимальний для використання РРД з МПД-прискорювачем у якості єдиної рушійної установки — плазморідинного ракетного двигуна.

Ключові слова: теорія ракетних двигунів, числове моделювання, горіння, термодинаміка, рідинний ракетний двигун, трикомпонентний РРД, МГД-прискорювач

Вступ

У даний момент у ракетній техніці ключовою для інтенсивного розвитку є галузь двигунобудування. Досконалість рушійної установки ракети-носія або окремого літального апарата диктує показники ефективності усієї транспортної системи. Водночас окремі типи ракетних двигунів, що зараз використовуються, є обмеженими у своїх теоретичних та практичних параметрах. Здебільшого це пов'язано з джерелом енергії, яка надається робочому тілу ракетного двигуна. Хімічні ракетні двигуни (зокрема рідинні ракетні двигуни (РРД)), що розглядатимуться надалі) не здатні надати витікаючому реактивному струменю енергію більшу за значення внутрішньої енергії компонентів палива ракети. Для надання якомога більшої частки внутрішньої енергії витікаючим газам застосовуються різноманітні конструктивні модифікації схеми подачі палива, камери згоряння, сопла тощо — усі вони критично ускладнюють двигун як пристрій. Це і є так званою проблемою бар'єру питоного імпульсу, що описується авторами [1, 2]. Цю проблему можна подолати, застосувавши до робочого тіла одного двигуна кілька способів надання енергії, створивши гібридну рушійну установку. У цьому дослідженні пропонується установка, що складається з РРД і магнітоплазгодинамічного (МПД) прискорювача, робочі об'єми яких об'єднані, а джерелом потужності МПД-прискорювача слугує спеціально створений надлишковий крутний момент на валу турбонасосного агрегата РРД — плазморідинний ракетний двигун.

Метою даного дослідження є оптимізація конструкції плазморідинного ракетного двигуна з точки зору термодинаміки РД.

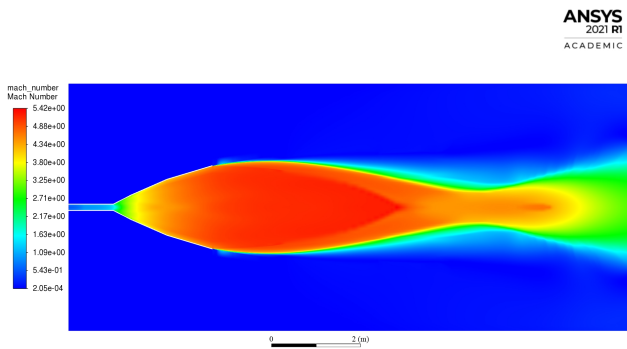
Завданням є визначення оптимальної принципової схеми плазморідинного двигуна і діапазону потужностей такої установки.

1. Результати CFD-моделювання камери двигуна

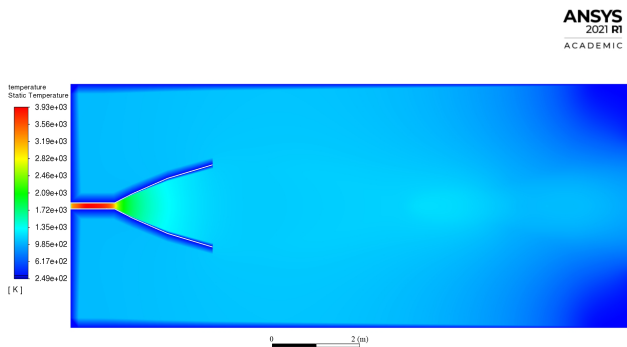
Попередньо у рамках дипломної роботи було проведено CFD-моделювання газодинамічних і термодинамічних процесів у камері РРД за додавання у неї робочого тіла МПД-прискорювача. Моделювання проведене у програмному пакеті ANSYS, геометрія підбиралась згідно існуючого зразка РРД, що використовується у верхній ступені важкої ракети-носія (одна з можливих сфер використання плазморідинного двигуна). Застосована модель турбулентності $k - \varepsilon$ з розрахунком релаксаційного множника для турбулентної в'язкості (схема Realizable $k - \varepsilon$) [3], радіаційна модель Rosseland із заданим параметром матеріалу стінки та її товщиною. Для моделювання руху частинок присадки застосовується лагранжева модель дискретної фази (DPM) з урахуванням теплообміну між газом та частинками [4]. Використана розрахункова модель (солвер) Pressure-Based Coupled Solver [5].

Результати верифікації моделі наведені на рис. 1(a) (поле числа Маха) і рис. 1(б) (поле температур у камері і реактивному струмені). Далі було проведено моделювання за наявності присадки калію, що дозволило оцінити ступінь входження струменя присадки у термодинамічну рівновагу з потоком продуктів згоряння РРД. Згідно результатів моделювання були визначені оптимальні розміри частинок присадки (мінімальний розмір за найбільшої швидкості і найвищої температури) — ними є частинки фракцією 10...20 мкм (рис. 2(a) та 2(б)).

^ab.makarchuk@gmail.com



(а) Поле числа Маха



(б) Поле температур у камері і реактивному струмені

Рис. 1. Розрахунок полів без введення присадки

необхідно враховувати кінетику високотемпературних реакцій взаємодії компонентів палива, а також частинок присадки, що можуть інтенсифікувати або ж за певних умов пригнічувати процес горіння у камері згоряння (КЗ). Для такого розрахунку застосовувався програмний пакет Астра.4/рс, що дозволяє моделювати дво- і трикомпонентні реакції горіння за визначеними моделями таких процесів при заданому тиску та співвідношенню компонентів [6]. Програмний пакет написаний мовою Fortran, для роботи застосовується оболонка Python (рис. 3).

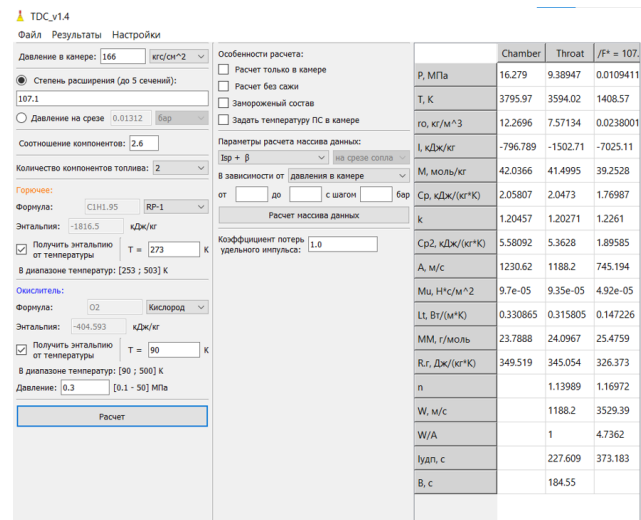
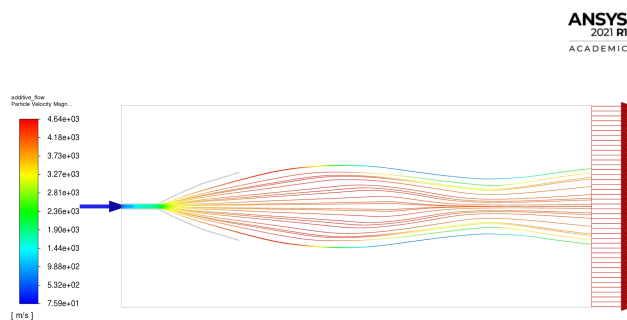
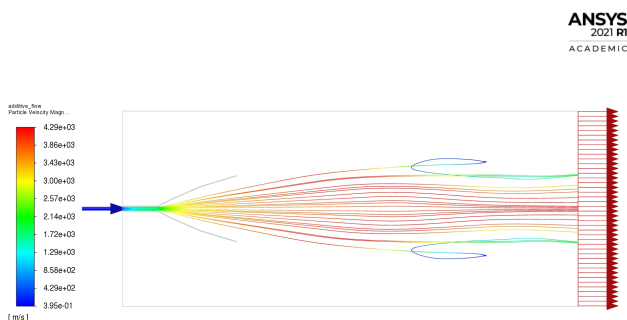


Рис. 3. Інтерфейс оболонки програмного комплексу Астра.4/рс



(а) 10 мкм



(б) 20 мкм

Рис. 2. Траєкторії введених в РРД частинок присадки калію оптимальних фракцій

2. Термодинамічний розрахунок камери двигуна

Для збільшення точності розрахунку термодинамічних параметрів камери плазморідного двигуна

Для розрахунку були підібрані кілька камер ракетних двигунів різних діапазонів потужностей — від декількох тонн (Flight Control SV3, 3 тс) до великих установок для важких ракет-носіїв (РД-120, 85 тс; РД-0120, 200 тс).

Був проведений розрахунок для верифікації параметрів камер вищезначених двигунів згідно їх фактичних технічних характеристик, далі проводився розрахунок за присутності визначеної масової частки присадки робочого тіла МПД-прискорювача (металічний калій). За результатами двох розрахунків (камера без присадки і за її присутності) визначався спад параметрів камери РРД. Отримані значення наведені у табл. 1.

3. Відбір потужності для МПД-прискорювача

Для надання кінетичної енергії потоку робочого тіла (порошок присадки металічного калію, що іонізується у потоці розжареного газу РРД) МПД-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 плазморідному двигуні є камерою і соплом РРД). Принципова схема рушійної МГД-установки наведена на рис. 4; на схемі один з електродів розташований коаксіально, у

Табл. 1. Характеристики РРД за ТД-розрахунком у пакежі Астра.4/рс

	РД-0120	РД-120	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 (%)	2,241	0,847	0,896

схемі ж плазморідинного двигуна обидва електроди розміщені на протилежних стінках МПД-каналу.

Для генерації електромагнітного поля і надання швидкостей робочого тіла у декілька км/с прискорювач потребує підведення потужності порядку мегават. Гіпотетично у плазморідинному двигуні цю потужність можливо отримати на валу системи подачі палива РРД за умови її надлишкової генерації турбіною газогенератора. Проте не всі цикли роботи РРД дозволяють здійснити відбір потужності (ця проблема розглянута у розділі 4).

Для оцінки потужностей, необхідних для отримання істотно вищої швидкості витікання МПД-прискорювача, можемо використати параметри двигуна з CFD-моделювання (Vinci, паливо LH2 + LOX, тяга на номінальному режимі 18 тс) (табл. 2). Для оцінки припускається, що відібрана потужність дорівнює загальній потужності ТНА двигуна.

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.

Окремо постає проблема визначення сегменту камери для установки МПД-каналу. Частинок калію є іонізованими за певних значень температури їх потоку (більше 2000 К), а отже електромагнітне поле має бути згенероване у зоні камери РРД з температурою, більшою або ж рівною цьому значенню. Окрім цього з результатів CFD-моделювання 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 розташований у закритичному перерізі сопла, на довжину, що відповідає температурі перерізу потоку робочого тіла 2000 К і вище.

4. Принципова схема РРД у складі плазморідинного двигуна

Внаслідок особливостей роботи РРД як пристрою здійснити відбір енергії з валу ТНА без його критичного перевантаження або повної перебудови конструкції є складною інженерною задачею. Тому для побудови плазморідинного двигуна потребується альтернативна схема роботи ТНА, або ж надання енергії МПД-компоненту установку від іншого зовнішнього джерела.

Відкритий цикл роботи РРД дозволяє позбавитись від перевантаження цілого ТНА і натомість збільшити потужність газогенератора на необхідну для роботи МПД-прискорювача величину. Проте питомий імпульс установки відкритого циклу при цьому скомпенсувати не вдасться через витік потоку з корисною ентальпією з сопла турбіни у навколишнє середовище.

Закритий цикл роботи передбачає замкнуту енергетику двигуна — усе робоче тіло, включаючи відпрацьований генераторний газ, проходить крізь кмеру і створює тягу. Однак значення тиску і температури у газогенераторі для отримання корисної потужності МПД-компонента є несумісними з можливостями сучасних РРД (для РД-0120 ці значення перевищуватимуть 500 бар і 900°C, відповідно), до того ж через пряму прив'язку до ТНА усі насосні агрегати теж потребують іншого режиму роботи і впливаючої з цього повної переробки паливної системи РРД з підвищенням маси і зниженням тягооснащеності.

Цикл з фазовим переходом (геометрія камери двигуна такого циклу, ESA Vinci, розглядалась під час CFD-моделювання РРД з присадкою) за визначенням не може бути використаний для плазморідинного двигуна через прив'язку потужності ТНА до теплоти, отриманої паливом від камери згоряння — істотна надлишкова потужність на валу не може бути досягнута через особливості принципу роботи такої установки.

Проте 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). Другий ТНА цього двигуна можна використати під час його простою для отримання потужності для

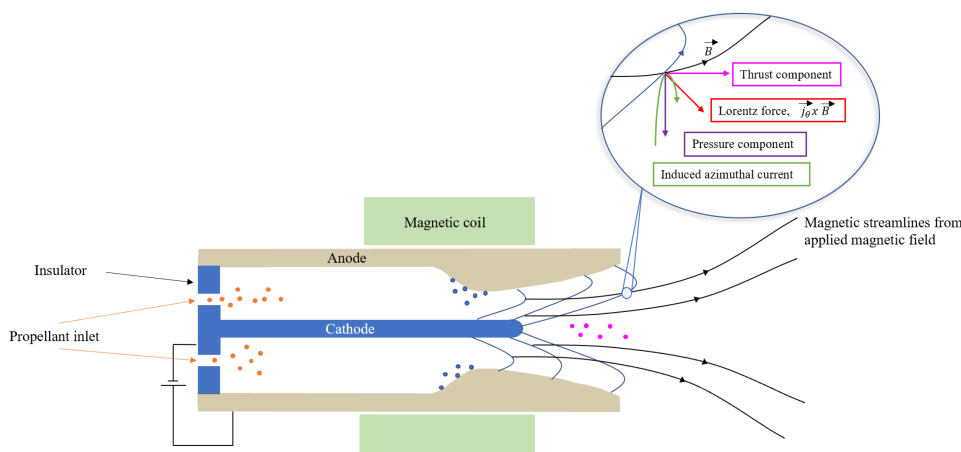


Рис. 4. Схема роботи МГД-прискорювача (аналог; катод показаний коаксіальним)

Табл. 2. Параметри МПД-прискорювача залежно від типу живлення (використані ТТХ МГДГ [7]) і водневого двигуна ESA Vinci; тяга РРД 18 тс, частка присадки 1% від масової витрати двигуна

Величина	МПДП з живленням від турбонасосного агрегату РРД	МПДП з живленням від окремого МГДГ
Витрата присадки (кг/с)	0.397	
Довжина МПД-канала (м)	1	
Індукція котушок (Тл)	2	
Потужність на вході (МВт)	2.5	16.25
Номінальний струм на електродах (А)	961.5	6250
Тяга на режимі (Н)	1923	12500
Швидкість потоку частинок присадки у полі (м/с)	4844	31486

МПД-прискорювача, таким чином РРД стає однорежимним, або ж має два режими:

- 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 (рис. 5). За попередньою оцінкою, використовуючи другий водневий газогенератор такого РРД, можна отримати потужність для МПД-прискорювача порядку 15% від потужності спряженого РРД.

Використовуючи тривіальні формули для розрахунку потужності турбіни за заданих параметрів газогенератора РРД [8], можемо розрахувати витрату, необхідну для отримання потужності, що подаватиметься на МПД-прискорювач. Для випадку газогенератора РД-0750 ця величина становить близько 13% витрати двигуна на номінальному режимі.

5. Оцінка параметрів МПД-установки.

Результуючі параметри двигуна

Для оцінки параметрів МПД-прискорювача у складі плазморідинного двигуна використовувались за-

значені 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).

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

Результати оцінки наведені у табл. 3.

Варто зазначити, що витрати для отримання 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). Частка присадки 1% також виявилась неоптимальною: порівняння у діапазоні з 1 до 80% масових виявило, що для двигуна з показниками, аналогічними SV3, оптимальною для отримання найбільшої тяги є частка присадки 2 – 5 %.

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

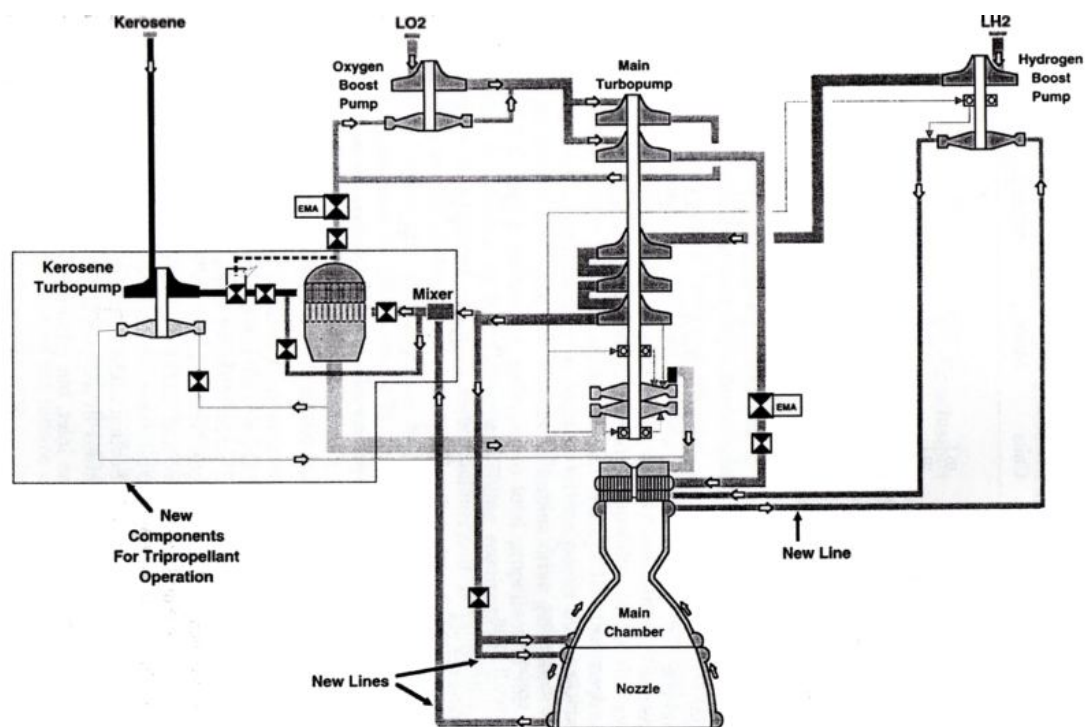


Рис. 5. Пневмогидравлічна схема трикомпонентного РРД РД-0750 (КБХА)

Табл. 3. Зміна характеристик РРД з додаванням МГД-установки

	РД-0120	РД-120	Flight Control SV3
Спад тяги (%)	2,241	0,847	0,896
Спад імпульсу (%)	4,764	5,175	4,927
Потужність МГД-установки, МВт	22,079	21,703	2,226
Тяга МГД, кгс	1517,818	1035,811	62,083
Питомий імпульс МГД (1% присадки), м/с	2966,695	4271,629	7311,254

6. Потенційні сфери використання установки

Рідинні ракетні двигуни, що використовуються на верхніх ступенях носіїв та на розгінних блоках, часто мають низьку тягооснащеність, проте високий питомий імпульс — це зумовлює більшу ефективність споживання палива, що становить близько 70-90% маси усієї ступені. Для них найефективнішим є дво-режимна схема роботи, з виходом на максимальну тягу на початку роботи і подальшим дроселюванням у режим малої тяги (рис. 6, штрихований профіль).

Двигуни ж перших ступеней є установками великої тяги, отже вони мають мати максимальний імпульс — тому здебільшого вони виконуються одно-режимними, з меншим періодом роботи, проте значно більшою тягою, ніж у двигунів верхніх ступеней (рис. 6, суцільний профіль).

Схема роботи плазморідинного двигуна з використанням зовнішнього джерела потужності знижує його тягооснащеність у 1,5–2 рази за використання сучасних матеріалів [7], проте дозволяє використовувати як двигун для розгінного блоку ракети-носія на ділянці, де пріоритетним є високий питомий імпульс.

Схема з тривіальним ТНА дозволяє скомпонувати однорежимний двигун з МПД-прискорювачем, проте ефективність такої установки згідно проведеної оцінки зумовлює радше компенсацію втрат, ніж отримання істотного вирашу ефективності (приріст тяги у межах кількох процентів вихідного РРД).

Варіант з відбором потужності з ТНА трикомпонентного РРД дає можливість виконати двигун як дво-режимну установку з ширшим діапазоном питомого імпульсу, аніж у порівнянню РРД — найбільш корисну в якості двигуна верхньої ступені орбітальної ракети-носія важкого або ж надважкого класу.

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.

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

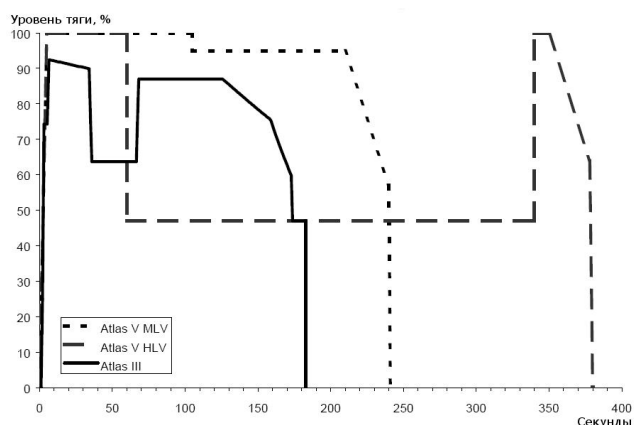


Рис. 6. Типова циклограма (профіль тяги) висотного РРД

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.

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.

Трикомпонентна ж схема, з конструктивних міркувань, була визначена як оптимальна для компоновання з МПД-прискорювачем, оскільки містить додатковий турбоагрегат, що не зазнаватиме критичних навантажень і зумовлює дворежимність установки — цей фактор може суттєво розширити сферу використання двигуна.

Описана рушійна установка може бути використана в якості двигуна верхньої ступені ракети-носія або ж розгінного блоку, в умовах, де необхідний високий питомий імпульс.

Перелік використаних джерел

1. Sutton G. P., Biblarz Oscar. Rocket Propulsion Elements: an introduction to the engineering of rockets. — 7 ed. — New York : John Wiley & Sons, Inc., 2001. — 784 p.
2. Walter Ulrich. [Astronautics: The Physics of Space Flight](#). — 3 ed. — 6330 Cham, Switzerland : Springer Nature Switzerland AG, 2018. — 828 p.
3. ANSYS Theory Guide: Realizable $k-\epsilon$ Model. — 2009. — Access mode: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node60.htm> (online; accessed: 2009-01-23).
4. ANSYS Theory Guide: Equations of Motion for Particles. — 2009. — Access mode: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node241.htm> (online; accessed: 2009-01-23).
5. ANSYS Theory Guide: Pressure-Based Solver. — 2009. — Access mode: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node361.htm> (online; accessed: 2009-01-23).
6. Центр Программных Систем МГТУ им.Н.Э.Баумана. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах (АСТРА.4/ps). — Москва : Московский государственный технический университет им.Н.Э.Баумана, 1996. — 48 с.
7. Импульсный МГД-генератор нового поколения / Велихов Е. П., Афонин А. Г., Бутов В. Г., Панченко В. П., Сияев С. В., Солоненко В. А., Швецов Г. А. и Якушев А. А. // [Доклады Академии Наук](#). — 2019. — Т. 486, № 2. — С. 182.
8. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. — 2 изд. — Москва : Издательство МГТУ им.Н.Э.Баумана, 2005. — 488 с.