

В. І. ТИМОШЕНКО¹, Ю. В. КНИШЕНКО¹, В. М. ДУРАЧЕНКО²**МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ МАЛОЇ ТЯГИ НА «ЗЕЛЕНОМУ» ПАЛИВІ ТА ЇЇ ВЕРИФІКАЦІЯ**¹Інститут технічної механікиНаціональної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: knyshenko@ukr.net²Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»,
вул. Криворізька, 3, 49008, Дніпро, Україна; e-mail: vmd010255@gmail.com

Рідинні реактивні двигуни малої тяги, що застосовуються на космічних апаратах, є виконавчими органами системи керування рухом апарата в орбітальних умовах. Основним паливом для цих двигунів є гідразин, який є дуже токсичним та складним в умовах експлуатації. Тому в останні роки ведучі космічні держави світу значну увагу приділяють пошуку та використанню нових токсично безпечних видів «зеленого» палива. Одним з варіантів такого палива є розчин у воді трьох складових: іонної речовини, пального та стабілізатора. Реакційна камера двигуна на вході оснащується каталізатором, на якому відбувається розкладання іонної речовини з утворенням окислювача, який забезпечує горіння палива з утворенням високотемпературних газоподібних продуктів, що забезпечують тягу двигуна при витіканні через надзвукове сопло. Розробки таких двигунів вимагають детального вивчення термохімічних і газодинамічних перетворень у реакційних камерах [двигунів та гідралічних процесів в системах паливного живлення. Деякі з відомих розробок двигунів на «зелених» видах палива тягою від 0,1 Н до 220 Н успішно випробувані у льотних умовах.

Значна увага розробниками реактивних двигунів малої тяги в Україні приділяється використанню в космічних апаратах різного призначення «зеленого» монопалива марки LMP-103S. Наразі в розробці знаходиться рушійна установка з кількома десятками двигунів різного масштабу тяги, які працюють у різних режимах і живляться з одного паливного баку. Математичне моделювання роботи даної рушійної установки забезпечує розрахунковий супровід проєктних розробок.

Метою роботи є адаптація комплексної математичної моделі системи рідинних реактивних двигунів малої тяги для монопалива LMP-103S та її верифікація на даних вогневих випробувань одиночних двигунів у наземних та орбітальних умовах. Представлено основні положення адаптованої математичної моделі, що описує неусталений рух палива у трубопроводах від бака до двигунів, термогазодинамічні процеси у реакційних камерах та роботу електрокерованих паливних клапанів для кожного з двигунів. Верифікацію моделі проведено для двигунів з номінальними тягами 1 Н, 5 Н та 22 Н при різних значеннях вхідних тисків палива, характерних для льотних умов. Результати розрахунків системи різномасштабних двигунів показали, що їх гідралічний зв'язок через систему паливного живлення може приводити до суттєвого взаємного впливу, особливо для тих, що працюють у різних режимах.

Ключові слова: реактивний двигун малої тяги, «зелене» монопаливо, математична модель, верифікація.

Spacecraft's liquid-propellant jet thrusters serve as spacecraft control system actuators. Their main propellant is hydrazine, which is very toxic and difficult to use. Because of this, in recent years the world's leading countries have paid much attention to a search for and the use of new untotoxic "green" propellants, one of which is a water solution of three components: an ion substance, a fuel, and a stabilizer. A catalyst is installed at the thruster reaction chamber inlet for decomposing the ion substance to give an oxidizer, in whose presence the fuel burns to give high-temperature gaseous products, whose outflow through a supersonic nozzle produces a thrust. The development of thrusters of this type calls for a detailed study of thermochemical and gas-dynamic transformations in the thruster reaction chambers and hydraulic processes in the feed systems. Some of the reported developments of 0.1 N to 220 N "green" propellant thrusters were successfully tested in flight conditions.

Ukrainian developers of jet thrusters pay much attention to the use of LMP-103S "green" monopropellant for spacecraft of various purposes. Under development is a propulsion system with several tens of thrusters that differ in thrust scale and operating conditions and are fed from a common propellant tank. Its designing calls for the mathematical simulation of its operation.

The goal of this work is to adapt a comprehensive mathematical model of a system of liquid-propellant jet thrusters to LMP-103S monopropellant and verify it using data of single-thruster firing tests in ground and orbital conditions. The paper presents the basics of the adapted mathematical model, which describes an unsteady propellant flow in the pipelines from the tank to the thrusters, thermogas-dynamic processes in the reaction chambers, and the operation of electrically driven propellant valves for each of the thrusters. The model was verified for 1 N, 5 N, and 22 N thrusters for different inlet propellant pressures characteristic of flight conditions. The calculated results showed that for a system of thrusters differing in thrust scale, their hydraulic coupling via the propellant feed system may result in their significant interplay, especially for thrusters differing in operating conditions.

Keywords: jet thruster, "green" monopropellant, mathematical model, verification.

© В. І. Тимошенко, Ю. В. Книшенко, В. М. Дураченко, 2025

Вступ. Аналіз сучасного стану розробки та використання реактивних двигунів малої тяги, що працюють у якості виконавчих органів систем стабілізації та керування рухом космічних апаратів, свідчить про продовження широкого використання гідразину як монопалива, що забезпечує необхідну реактивну тягу. Це паливо на вході до двигуна піддається каталітичному розкладанню до газового стану з підвищеною температурою, що суттєво сприяє забезпеченню ефективності двигуна. Недоліком такого палива є велика токсичність, що ускладнює експлуатацію двигунів, які працюють на цьому паливі. Тому в останні роки в космічних галузях ряду країн приділяється значна увага пошуку екологічно безпечного палива, яке повинно замінити гідразин [1], [2]. На сьогоднішній день шведською компанією «ECAPS» розроблено рецептуру «зеленого» палива на основі динітроаміда амонію, яке отримало назву LMP-103S [3], [4].

Базовими екологічно безпечними компонентами, що входять до складу такого монопалива, є іонна рідина (в якості окислювача), паливний компонент (наприклад метанол), вода (розчинник) та стабілізатори. За останнє десятиріччя запропоновано низку композицій екологічно безпечних «зелених» монопалив, які показують високу потенційну ефективність. Основними учасниками даних досліджень є такі ключові космічні фірми як Aerojet Rocketdyne, Bradford-ECAPS, Busek, Rocket Lab та інші. Ряд двигунів після наземних відпрацювань проходять довготривалі випробування у льотних умовах на таких космічних апаратах, як Prisma, Sky Sat, Argo Moon, GRIP, RAPIS тощо. Значна увага до розробки та використання таких двигунів приділяється в останні роки і в Україні.

Термохімічні процеси у реакційній камері (РК) двигуна на «зеленому» паливі відбуваються у два етапи: на першому етапі на шарі розігрітого іридієвого каталізатора йде процес термокatalітичного розкладання окислювача і утворення пари з води та пального, а на другому – горіння складових продуктів розкладання окислювача і пального у паровій фазі з утворенням робочого тіла у вигляді високотемпературних продуктів згоряння (ПЗ), що забезпечують тягу двигуна за допомогою надзвукового сопла. Причому хімічний склад продуктів згоряння також є екологічно безпечним [5].

Перед запуском двигунів каталітичний пакет розігрівається до (340–400)° С, а при їх роботі температура в реакційній камері сягає 1600° С, що приблизно вдвічі більше, ніж у гідразинових двигунах. Це впливає на вибір каталізатора, здатного тривалий час стабільно витримувати такі температури, та ставить питання щодо термозахисту матеріалу для виготовлення двигуна. Технічним вирішенням проблеми є використання сплавів ірідія та ренія.

Створення систем двигунів на монопаливі з широким діапазоном тяг (від долі ньютона до сотень ньютон) диктує необхідність розробки математичного забезпечення, здатного прогнозувати роботу двигунів на нових видах палива.

Постановка задачі. У теперішній час в Україні проводиться розробка системи різномасштабних двигунів загальною кількістю у декілька десятків одиниць для космічного апарата (КА), призначеного для боротьби з космічним сміттям. Така рушійна установка орієнтована на використання сукупності двигунів на «зеленому» паливі типу LMP-103S з номінальною тягою 1 Н, 5 Н та 22 Н, розробником яких є шведська фірма Bradford-ECAPS [5], [6].

Хімічний і масовий склад монопалива LMP-103S має вигляд [5], [6]: окислювач – динітроамід амонію $(\text{NH}_4)\text{N}(\text{NO}_2)_2$ (57,3% – 63,0%), пальне – мета-

нол (CH_3OH) (16,7 % – 18,4 %), стабілізатор – аміак (NH_3) (4,23 % – 4,65 %), розчинник – вода (H_2O) (13,95 % – 21,8 %).

На рис. 1 представлено схему паливного живлення рушійної установки на «зеленому» паливі у складі двигунів з номінальною тягою 22 Н (24 одиниці), тягою 5 Н (8 одиниць) та тягою 1 Н (12 одиниць). Лінії на схемі відображають ділянки трубопроводів, числа над ними відповідають їх довжині у мм. Позначка Б у квадратику відповідає паливному баку, позначки Д1–Д44, відповідають двигунам. Позначки ПК, Г, ДТ, ШП відповідають піроклапану, заправній горловині, датчику тиску, технологічному відводу. Стрілками позначено початкові напрями руху палива від баку до двигунів. Початкові прохідні перерізи паливних трубопроводів: від баку до колектора, колектора та відводів до двигунів тягою 22 Н складають 7,75 мм, а відводи до двигунів тягою 1 Н та 5 Н – 4,57 мм. Загальна довжина трубопроводів складає 30 м.

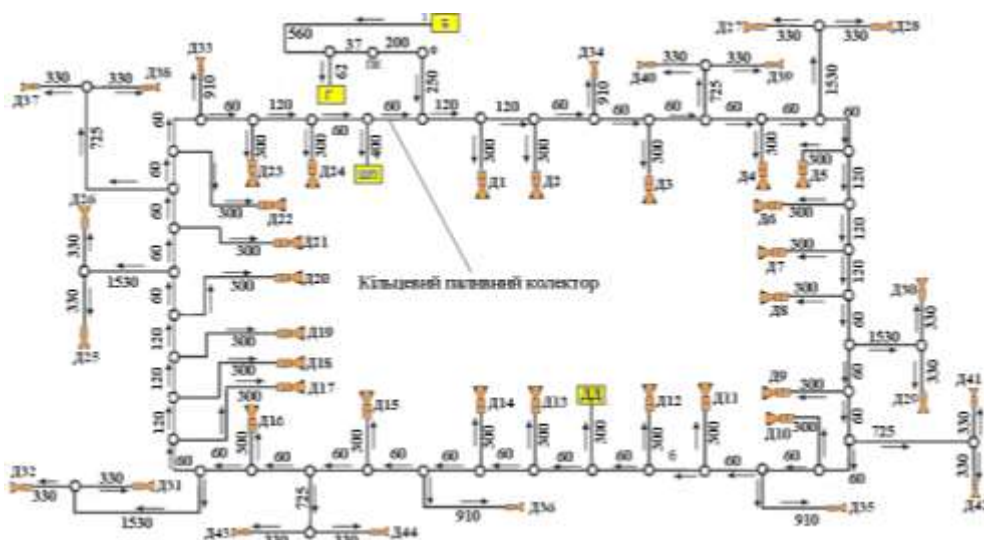


Рис. 1

Для адекватного опису роботи системи двигунів у різних режимах роботи (безперервних чи імпульсних) необхідна інформація щодо конструктивних параметрів магістралей живлення, фізичних параметрів палива та параметрів електрокерованих паливних клапанів, які працюють відповідно до командних сигналів системи керування рухом КА, конструктивних параметрів двигунів та закономірності неусталених термогазодинамічних процесів у реакційних камерах двигунів.

В таблиці 1 представлено загальні технічні характеристики двигунів малої тяги на паливі LMP-103S, які можуть бути використані на нових рушійних установках для керування рухом КА [6].

Таблиця 1

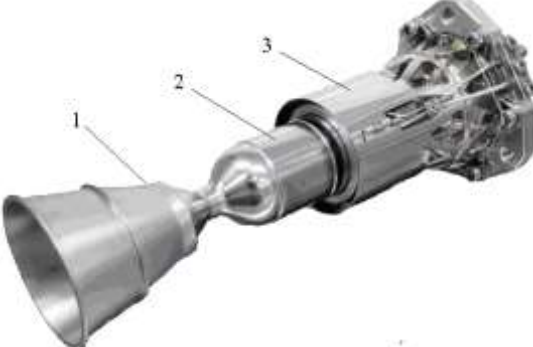
Параметри	Перелік двигунів з різною номінальною тягою		
	1 Н	5 Н	22 Н
Призначення	Керування рухом КА		
	навколо центра мас та за орбітальних маневрів		за орбітальних маневрів
1. Діапазон вхідних тисків, бар	5,5 – 22	5,5 – 24	5,5 – 24
2. Діапазон змін тяги, Н	0,25 – 1,0	1,5 – 5,5	5,5 – 22
3. Геометрична ступінь розширення сопла	100:1	150:1	150:1
4. Питомий імпульс у вакуумі, м/с	2000 – 2270	2300 – 2450	2385 – 2500
Густина питомого імпульсу (у вакуумі), Н·с/л	2480 – 2815	2852 – 3038	2957 – 3100
Мінімальний імпульс тяги, мН·с	≤30	≤100	≤440
Маса двигуна (суха), кг	0,39	0,45	1,0
Загальна довжина двигуна, мм	178	220	260
Тип паливного клапана	Електромагнітний		
Напруга живлення клапана, В	28±4		
Кількість клапанів	2		
Напруга утримання клапана, В	10±1		
Електричний опір котушки клапана, Ом	200	72	64
Напруга попереднього нагріву реактора, В	28		
Потужність нагрівача реактора, Вт	12	25 – 30	26 – 50
Кількість вмикачів двигуна	60000	50000	50000
Запас палива, кг	24	100	150
Тривалість роботи у безперервному режимі, хв.	45	45	45
Сумарний час роботи, год.	25	20	7,6
Кількість імпульсів за один цикл	1500	350	350
Стадії розробки та використання			
Параметри	В умовах космосу*	В кваліфікації	Тестування
Результати демонстраційних випробувань			
Кількість вмикачів двигуна	60000	10000	26481
Витрати палива, кг	24	5	53
Тривалість вмикачів, хв.	90	1	38
Сумарний час роботи, год.	25	1	3
Кількість імпульсів за один цикл	1500	115	282
Примітки: *) На КА SkySat, Elsed, STRSat, NRol 111, всього 102 двигуна			

В таблиці 2 наведено загальний вигляд двигунів та їх основні конструктивні параметри.

Метою цієї роботи є адаптація комплексної математичної моделі системи двокомпонентних рідинних реактивних двигунів малої тяги [7] – [10] для використання монопалива LMP-103S та її верифікація на даних вогневих випробувань одиночних двигунів з номінальними тягами 1 Н, 5 Н та 22 Н у наземних та орбітальних умовах.

Комплексна модель є поєднанням моделей термогазодинамічних процесів в двигунах різного масштабу тяги, моделі неусталеного руху палива у магістралях живлення, обумовленого імпульсними режимами роботи двигунів.

Таблиця 2

Загальний вигляд двигунів різної тяги	Конструктивні параметри
	Тяга 1 Н. Діаметр вихідного перерізу сопла $D_a = 7$ мм; діаметр критичного перерізу $d_{\text{крит}} = 0,7$ мм; діаметр реакційної камери $D_{\text{реак}} = 10$ мм; довжина РК $L_{\text{реак}} = 45$ мм; об'єм РК $V_{\text{реак}} = 3,53 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3$.
	Тяга 5 Н. Діаметр вихідного перерізу сопла $D_a = 19,9$ мм; діаметр критичного перерізу $d_{\text{крит}} = 1,63$ мм; діаметр реакційної камери $D_{\text{реак}} = 16$ мм; довжина РК $L_{\text{реак}} = 59$ мм; об'єм РК $V_{\text{реак}} = 48 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3$.
	Тяга 22 Н. Діаметр вихідного перерізу сопла $D_a = 39,2$ мм; діаметр критичного перерізу $d_{\text{крит}} = 3,2$ мм; діаметр реакційної камери $D_{\text{реак}} = 28$ мм; довжина РК $L_{\text{реак}} = 80$ мм; об'єм РК $V_{\text{реак}} = 43 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3$.
1 – сопло; 2 – реакційна камера; 3 – нагрівач; 4 – блок паливних клапанів. Примітки: Значення параметрів $D_{\text{реак}}$, $L_{\text{реак}}$, $V_{\text{реак}}$ мають оціночний характер	

Комплексна модель є поєднанням моделі термогазодинамічних процесів у двигунах різного масштабу тяги; моделі неусталеного руху палива у магістралях живлення, обумовленого імпульсними режимами роботи двигунів різного масштабу; моделі роботи електрокерованих паливних клапанів для кожного з двигунів.

Сутність адаптації полягає у врахуванні термогазодинамічних процесів у реакційних камерах двигунів різного масштабу тяги для умов використання «зеленого» палива за різних значень його тисків на входах до двигунів. Ці процеси визначають параметри продуктів реакції: температуру, газову сталу, показник адіабати та тиск, які залежать від хімічного складу та співвідношення паливної та окисної компонент, розчинника (води) та стабілізатора. Опис неусталеного руху палива у магістралях живлення, обумовленого широким використанням імпульсних режимів роботи двигунів різної шпаруватості, потребує знання фізичних властивостей палива LMP-103S: густини, в'язкості, швидкості звуку, тисків насиченого пару за експлуатаційних температур. Режими роботи двигунів задаються спрацюванням електрокерованих

них клапанів для кожного з двигунів у широкому діапазоні імпульсних режимів. Математична модель роботи клапанів, що представлена в роботі [10], описує всі можливі варіанти керування запусками та зупинками кожного з двигунів відповідно до заданої циклограми відпрацювання, що моделює льотні умови.

Для реалізації адаптованої математичної моделі для нового виду палива необхідно мати достовірне підтвердження ефективності його використання, отримане експериментальним шляхом.

На даний час для двигунів різного масштабу тяги накопичено достатню кількість експериментальних даних з визначення основних параметрів – питомого імпульсу і тяги в залежності від тиску палива на входах до одиночних двигунів для характерних режимів роботи [6]. В даній роботі ці результати використано при верифікації математичної моделі за умов експериментальних досліджень.

Верифікація методики розрахунку роботи систем двигунів на екологічно чистому паливі полягає у визначенні робочих параметрів двигунів – тяги, витрат палива, тисків у РК двигунів різного масштабу. Ці параметри є функціями від вхідних тисків палива у стаціонарних та перехідних режимах з урахуванням роботи електрокерованих паливних клапанів, гідравлічних втрат на входах до двигунів у неусталених режимах роботи одиночних двигунів з урахуванням термохімічних процесів у РК.

Уточнення та доповнення математичної моделі відкриває шлях до використання цієї моделі для прогнозування роботи складних систем двигунів, приклад однієї з яких представлено на рис. 1.

Нижче представлено опис основних складових адаптованої комплексної моделі та результати її верифікації.

Алгоритм розрахунку термогазодинамічних процесів в реакційних камерах реактивних двигунів малої тяги. Математичний опис неусталених процесів в РК, що є аналогом камери згоряння, проводиться у квазістаціонарній постановці, базуючись на середньооб'ємній моделі процесів у РК. Для визначення тисків продуктів згоряння в РК необхідно знати їх склад, який визначає газову сталу $R_{i\zeta}$ та температуру $T_{i\zeta}$ в залежності від витрат палива. З урахуванням цього перед проведенням розрахунків щодо роботи системи двигунів необхідно визначення працездатності обраного палива відповідно до його хімічного складу, ентальпії утворення, очікуваного тиску у РК з урахуванням співвідношення $\bar{f} = S_a / S_{e\delta}$ (де S_a – площа зрізу надзвукового сопла, $S_{e\delta}$ – площа критичного перерізу сопла). Розрахунок працездатності $R_{i\zeta} T_{i\zeta}$ та показника адіабати γ в РК проводиться з використанням програмного комплексу АСТРА 4 [11]. Слід відзначити, що ці параметри залежать тільки від хімічного складу компонентів палива та їх масових часток.

Для визначення тиску у РК для однокомпонентних рідинних двигунів використовується диференціальне рівняння [12]

$$\frac{dp_{\delta\hat{e}}}{dt} + \xi \Psi p_{\delta\hat{e}} = \eta \frac{R_{i\zeta} T_{i\zeta}}{V_{\delta\hat{e}}} G(t - \tau_k), \quad (1)$$

де $\Psi = A_n (R_{\text{тс}} T_{\text{тс}})^{0,5} S_{\text{вд}} / V_{\text{дв}} ; \tau_k$ – час загального запізнення займання компонентів палива; $A_n = \sqrt{\gamma(2/(\gamma+1))^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$; $p_{\text{дв}}$ – тиск у РК; $V_{\text{дв}}$ – об'єм РК; G – поточні витрати монопалива, що надходять до РК; ξ, η, τ_k – параметри, що визначаються за даними вогневих випробувань одиночних двигунів конкретного виконання.

Розв'язання рівняння (1) для кожного з двигунів проводиться за початкових умов: $p_{\text{дв}}^k(0) = p_h$ (k – номер двигуна, p_h – зовнішній тиск).

Для визначення тягових характеристик двигунів малої тяги використано залежності, справедливі для їх роботи у стаціонарних режимах

$$F = G \cdot u_a + (p_a - p_h) \cdot S_a,$$

де u_a, p_a – швидкість продуктів реакції і статичний тиск на зрізі сопла; S_a – площа зрізу сопла. Параметри на зрізі сопла u_a, p_a та число Маха M_a визначаються за ізоентропійними залежностями.

Режими роботи двигуна визначаються роботою електрокерованого паливного клапана.

Розрахунковий алгоритм гідравлічних процесів для системи двигунів на монопаливі. Течія палива в розгалуженій трубопроводній системі розглядається в гідравлічному наближенні та описується системою хвильових рівнянь для кожної з конструктивних ділянок трубопроводу, що характеризуються сталістю діаметрів, товщиною стінок труб та їх матеріалом [7]–[9]

$$\begin{cases} \frac{\partial p_i}{\partial t} + (a_i)^2 \frac{\partial G_i}{\partial x_i} = 0; \\ \frac{\partial G_i}{\partial t} + \frac{\partial p_i}{\partial x_i} = \psi_i; \\ i = 1, 2, \dots, N, \end{cases} \quad (2)$$

де x_i – координати за довжиною конструктивних ділянок; i – номери конструктивних ділянок; $G_i = \rho U_i$ – масові швидкості палива; ρ, U_i – густина та швидкість руху палива; a_i – швидкість звуку; $\psi_i = -\lambda_i G_i |G_i| (2D_i \rho)^{-1}$; D_i – перерізи трубопроводу; λ_i – коефіцієнти гідравлічного опору на i -ій ділянці трубопроводу.

Коефіцієнти гідравлічного опору потоків у квазістаціонарній постановці залежать від чисел Рейнольдса та шорсткості стінок трубопроводів Δ_i

$$\lambda_i = \lambda_i(Re_i, \bar{\Delta}_i),$$

де $Re_i = \rho U_i D_i / \mu$ – числа Рейнольдса; $\bar{\Delta}_i = \Delta_i / D_i$ – відносна шорсткість стінок трубопроводів; $\mu = 3,6 \text{ мПа}\cdot\text{с}$ [13].

Для визначення швидкості звуку рідини в трубах використовується формула Жуковського [14]:

$$a_i = a_\infty [1 + K_i D_i / E_i \delta_i]^{-0,5},$$

де δ_i , K_i , E_i – товщини стінок та модулі пружності палива і матеріалу на ділянках трубопроводів; a_∞ – швидкість звуку у паливі в необмеженому потоці рідини. Згідно з даними [15] $a_\infty = 1940$ м/с.

Якщо для магістралей застосовано труби з одного й того ж матеріалу і для всіх ділянок виконуються умови рівної міцності ($D_i / \delta_i = \text{const}$), то швидкість звуку на всіх ділянках буде мати сталі значення ($a_i = a = \text{const}$).

Розв'язання системи рівнянь (2) виконується за таких початкових та граничних умов. Вважається, що на момент часу $t = 0$ течія палива в трубопроводах відсутня – $p_i(x_i, 0) = p_{\text{ад}}$, $G_i(x_i, 0) = 0$, ($i = 1, 2, \dots, N$). Крайові умови визначаються співвідношеннями, що зв'язують значення тисків і витрат на стиках i -ої та $(i + 1)$ -ої конструктивних ділянок трубопроводів та на вхідних і вихідних перерізах паливних магістралей.

Інтегрування системи (2) здійснюється методом характеристик.

Рівняння характеристик системи (2) на кожній з конструктивних ділянок будуть

$$x + at = \xi; \quad x - at = \eta,$$

де ξ і η – параметри, що визначають лінію кожного з сімейств характеристик.

Диференціальні співвідношення вздовж характеристик кожного з сімейств мають вигляд

$$\frac{dp}{dt} \pm a \frac{dG}{dt} = \pm a \psi. \quad (3)$$

Розіб'ємо площину змінних (x, t) лініями $x = \text{const}$, при цьому крок за часом Δt пов'язано з кроком розбиття за координатою Δx та швидкістю звуку a
 $\Delta t = \Delta x / a$.

Рівняння (3) вздовж додатної та від'ємної характеристик можна представити з точністю до малих вищого порядку у вигляді

$$\Delta p \pm \Delta G = \pm a \psi(p, G) \Delta t.$$

Застосовуючи ці формули до комірок розрахункової сітки згідно з рис. 3, на новому часовому шарі (точка A) отримаємо:

$$p_k^* + aG_k^* = p_{k-1} + aG_{k-1} + \psi_{k-1} \Delta x = R_{k-1};$$

$$p_k^* - aG_k^* = p_{k+1} - aG_{k+1} - \psi_{k+1} \Delta x = R_{k+1}.$$

Звідки

$$p_k^* = (R_{k-1} + R_{k+1}) / 2; \quad G_k^* = (R_{k-1} - R_{k+1}) / (2a),$$

де верхній індекс «*» відповідає значенням шуканих функцій на новому часовому шарі.

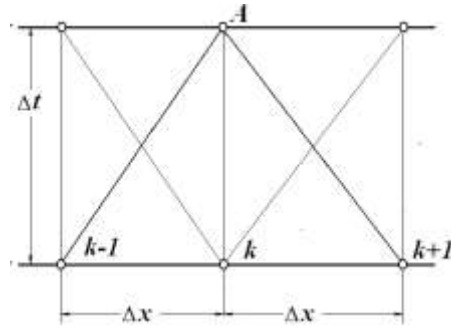


Рис. 3

Граничні умови для системи рівнянь (2) формуються для входних перерізів в системі трубопроводів, на стиках конструктивно відмінних ділянок трубопроводів, на місцевих опорах (жиклерах, діафрагмах, клапанах, відводах до датчиків, технологічних відводах тощо), на виходах з трубопроводів (входах до двигунів). Реалізацію найбільш характерних типів граничних умов для магістралей живлення рідинних реактивних двигунів представлено в роботі [16] для двоконпонентних систем живлення. Одноконпонентний варіант є окремим випадком двоконпонентного. Нижче в якості прикладу представлено формування граничних умов для входного перерізу трубопровідної системи живлення та для входу до одного з двигунів.

Вхід до систем паливних трубопроводів. На рис. 4 наведено схему для визначення тиску та масової швидкості на виході з паливного бака.

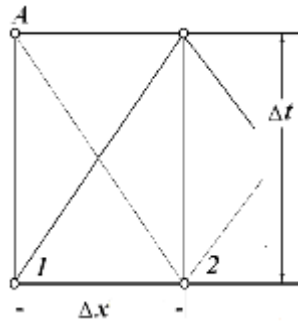


Рис. 4

Для цього використовуються розрахункові залежності для паливної магістралі в точці A ($k = 1$), які мають вигляд

$$p_1^* = p_a - (1 + \zeta_{\text{âð}})(G_1^*)^2 / 2\rho; \quad (4)$$

$$p_1^* - aG_1^* = p_2 - aG_2 - \psi_2 a\Delta t = R_2, \quad (5)$$

де $\psi_2 = -\lambda_2 \frac{G_2 |G_2|}{2\rho D_2}$; p_a – тиск палива у баку; $\zeta_{\text{âð}}$ – коефіцієнт гідравлічного опору входу з бака до трубопроводів системи подачі палива, індекс «2» відноситься до параметрів на попередньому часовому шарі.

Для визначення тиску та масової швидкості на стику з джерелом тиску (з баком) використовується умова (4) рівностей тисків в розрахунковій точці A і на виході з бака з урахуванням гідравлічних втрат, а також умова (5) на характеристики від'ємного нахилу, що приходить до точки A з попереднього часового шару.

Тиск p_1^* визначається відразу, якщо прийняти значення масових швидкостей у рівнянні (4) в цих точках з попереднього часового шару $G_1^* = G_2$, а з рівняння (5) випливає, що $G_1^* = (p_1^* - R_2)/a$.

Входи до двигунів. Гранична умова на виходах з трубопровідної системи виражається у вигляді функціонального зв'язку між тиском та масовими швидкостями палива, $p_{L_k}(t) = F(G_{L_k}(t))$, де L_k – номер розрахункового перерізу на вході до k -го двигуна.

Співвідношення на додатних характеристиках, що приходять до точки А (рис. 5), має вигляд

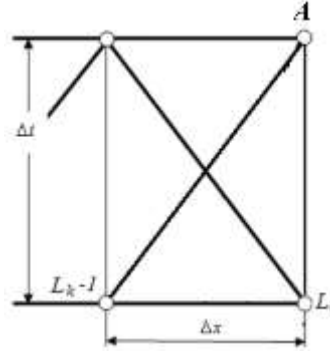


Рис. 5

$$p_{L_k}^* + aG_{L_k}^* = p_{L_{k-1}} + aG_{L_{k-1}} + \psi_{L_{k-1}} a\Delta t = R_{L_{k-1}}, \quad (6)$$

де $\psi_{L_{k-1}} = -\lambda_{L_{k-1}} \frac{G_{L_{k-1}} |G_{L_{k-1}}|}{2\rho D_{L_{k-1}}}$; , індекс « $L_k - 1$ » відноситься до параметрів на попередньому часовому шарі.

Масові швидкості пального у цих перерізах визначаються гідравлічними параметрами витратних жиклерів, клапанів, каталізаторів і форсунок, через які паливо потрапляє до реакційної камери даного двигуна, і можуть бути визначені за такою залежністю

$$G_{L_k}^* = (\zeta_k)^{-0,5} \sqrt{2\rho(p_{L_k}^* - p_k^{\delta\hat{e}})}, \quad (7)$$

де $p_k^{\delta\hat{e}}$ – тиск у реакційній камері k -го двигуна, який залежить від витрат палива, що надходить до камери; ζ_k – коефіцієнти гідравлічного опору цих пристроїв, приведені до швидкостей у відповідних входних трубопроводах.

Враховуючи співвідношення (6), з рівняння (7) отримуємо квадратне рівняння для визначення масової швидкості пального на вході до реакційної камери k -го двигуна

$$(G_{L_k}^*)^2 + AG_{L_k}^* + \hat{A} = 0, \quad (8)$$

де $A = 2a\rho/\zeta_k$; $B = 2\rho(p_k^{\delta\hat{e}} - R_{L_{k-1}})/\zeta_k$.

Розв'язання рівняння (8) визначає витрати палива, що надходить до камери k -го двигуна

$$G_{L_k}^* = -A/2 + \sqrt{(A/2)^2 - \hat{A}}.$$

З використанням величин цих витрат за описаним вище алгоритмом розраховуються тиск у реакційній камері k -го двигуна та його тягові характеристики.

Тиски пального в паливних магістралях на входах до реакційної камери згоряння k -го двигуна можна отримати з використанням рівняння (7)

$$p_{L_k}^* = p_k^{\delta\hat{e}} + \frac{\zeta_k}{2\rho} (G_{L_k}^*)^2.$$

Схема паливних трубопроводів, що представлена на рис. 1, відображається у вигляді матриці розмірності 62х97. Трубопровідну систему дискретизовано з кроком 20 мм на 1534 відтинки. При проведенні розрахунків на кожному часовому відтинку відбувається сканування цієї матриці з визначенням параметрів руху палива (тиску та витрат палива) у кожному розрахунковому перерізі починаючи з виходу з бака та входах до кожного з двигунів з урахуванням роботи паливних клапанів на входах до двигунів та тисків у реакційних камерах двигунів.

Верифікація математичної моделі. Верифікація комплексної математичної моделі системи рідинних реактивних двигунів малої тяги, адаптованої до русійських установок на монопаливі LMP-103S, проводилась шляхом порівняння з результатами вогневих випробувань одиночних двигунів з номінальними тягами 1 Н, 5 Н та 22 Н у наземних та орбітальних умовах, які представлені в роботі [6] при різних значеннях вхідних тисків палива.

Для верифікації у стаціонарних режимах визначалися робочі параметри двигунів: тяга, витрати палива, тиски у реакційних камерах двигунів різного масштабу, як функції від вхідних тисків палива з урахуванням роботи електрокерованих паливних клапанів та термохімічних процесів у реакційних камерах. Ключовим параметром при проведенні розрахунків є величина гідравлічного опору на вході до двигуна, яка складається з опору паливного клапана, опору паливної форсунки та опору каталізатора у вигляді частинок, що заповнюють переріз реакційної камери. Суттєвим є урахування змін тиску палива на входах до двигунів.

Для визначення гідравлічних опорів на входах до двигунів при різних вхідних тисках палива необхідно проведення спеціальних експериментів для кожного з типів двигунів (наприклад на установці, представленій у [17]). Для двигунів, що розглядаються в даній роботі, такі дані відсутні. Тому ці параметри знаходились непрямым розрахунковим шляхом.

При проведенні розрахунків роботи двигунів в умовах змінного тиску у паливному баку при виробітці палива (знижуються витрати і тиск у реакційній камері двигуна), виникає необхідність визначення коефіцієнтів гідравлічного опору ζ при подачі палива на вхід до двигуна. Оскільки режими течій палива на входах до двигунів мають ламінарний характер, коефіцієнти гідравлічного опору залежать від швидкості (витрат) палива та від тиску на входах до двигунів і в реакційних камерах.

Гідравлічні втрати на вході до реакційної камери складаються з втрат на паливному клапані, у патрубку від паливного електроклапана до виходу з форсунки, на форсунці та сипучому каталізаторі. Базуючись на гіпотезі квазі-стаціонарності, вони визначаються таким чином

$$\Delta p = p_{\text{âđ}} - p_{\text{đê}}, \quad (9)$$

де $p_{\text{âđ}}$ – тиск палива на вході до двигуна; $p_{\text{đê}}$ – тиск у реакційній камері.

Приймаючи ці втрати, як зосереджені на вході до паливного клапана двигуна, приведені до швидкості у паливному трубопроводі, маємо

$$\Delta p = \varsigma \frac{\rho u_{\text{đđ}}^2}{2} = \varsigma \frac{8G^2}{\rho \pi^2 D_{\text{đđ}}^4}, \quad (10)$$

де $\rho = 1240 \text{ кг/м}^3$ [6] – густина палива; $u_{\text{đđ}}$ – швидкість палива у трубопроводі на вході до двигуна; $G = \rho u_{\text{đđ}} \pi \frac{D_{\text{đđ}}^2}{4}$ – масова витрата палива; $D_{\text{đđ}}$ – діаметр вхідного трубопроводу.

Тиск у реакційній камері при стаціонарному режимі роботи двигуна є функцією від витрат палива G , працездатності продуктів реакції ($R_{\text{іс}} T_{\text{іс}}$), площини критичного перерізу сопла $S_{\text{êđ}}$ та показника політропи γ і визначається за залежністю [12] з урахуванням поправного множника φ :

$$p_{\text{đê}} = \frac{G \sqrt{\varphi R_{\text{іс}} T_{\text{іс}}}}{S_{\text{êđ}} \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}}}, \quad (11)$$

де $R_{\text{іс}}$, $T_{\text{іс}}$ – газова стала та температура продуктів горіння палива.

Параметри $R_{\text{іс}}$, $T_{\text{іс}}$ і γ визначаються згідно складу палива та відносної площини розширення сопла $\bar{f}$ з використанням ПК ASTRA-4/pc [11]. Величина поправного множника φ , що характеризує ефективність термохімічних процесів, обирається з використанням експериментальних даних з визначення тягових та витратних характеристик двигуна.

Враховуючи, що тиск у реакційній камері визначається за залежністю (11), з урахуванням (10) отримуємо

$$\varsigma = \frac{p_{\text{âđ}} - \dot{A}G/S_{\text{êđ}}}{BG^2}, \quad (12)$$

$$\text{де } \dot{A} = \sqrt{\varphi R_{\text{іс}} T_{\text{іс}} / \gamma \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}}; \quad B = 8(\rho \pi^2 D_{\text{đđ}}^4)^{-1}.$$

Із залежності (12) витікає, що при проведенні розрахунків з урахуванням змін тиску на вході до двигуна та витрат палива, значення коефіцієнту гідрравлічного опору ς буде змінною величиною для кожного з двигунів тягою 1 Н, 5 Н та 22 Н.

Двигун тягою 1 Н. Для тяги двигуна у діапазоні від 0,25 Н до 1 Н (питомий імпульс $I_{\text{іêđ}}$ від 2000 м/с до 2270 м/с) (див. табл. 1) розрахункові витрати палива G змінюються від 0,125 г/с до 0,441 г/с.

На рис. 6 представлено експериментальні залежності змін питомого імпульсу, тяги двигуна та відповідні розрахункові значення витрат палива від його тиску на вході, отримані у наземних та космічних умовах [6].

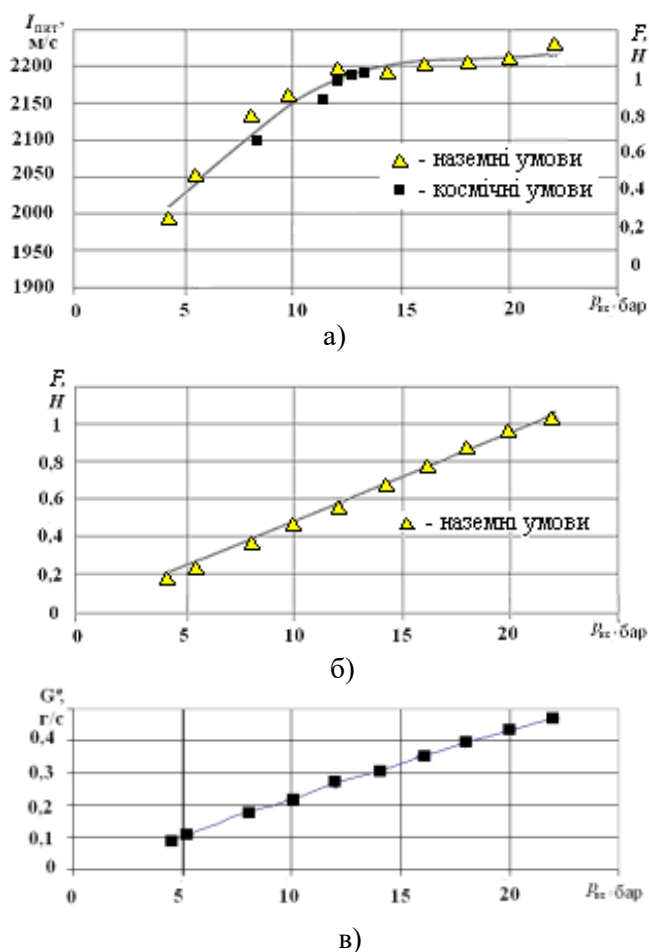


Рис. 6

На рис. 7 наведено результати розрахунків коефіцієнта гідравлічного опору ζ стосовно до умов проведення експериментів [6] з двигуном номінальної тяги 1 Н.

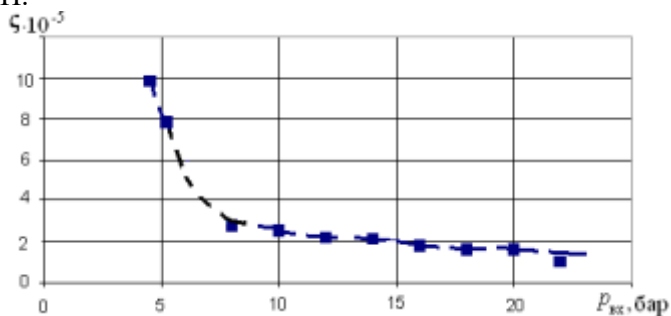


Рис. 7

З використанням наведених вище даних для двигуна 1 Н [6] проведено розрахунки тяги, витрат палива, тиску у камері згоряння та інших параметрів на усталеному режимі роботи. В таблиці 3 представлено деякі результати цих розрахунків, які відображають зміни тяги і витрат палива у реакційній камері

та тяги за різних значень вхідних тисків палива при роботі двигуна на стаціонарному режимі

Таблиця 3

$I_{\text{төд}}$, м/с	$p_{\text{аө}}$, бар	$\zeta \cdot 10^{-6}$	$R_{\text{аа}}^{\text{а}}$, Н	$R_{\text{аа}}^{\text{д}}$, Н	$G^{\text{а}}$, г/с	$G^{\text{д}}$, г/с	$p_{\text{өө}}^{\text{д}}$, атм
1970	4,5	9,86	0,18	0,185	0,091	0,094	3,18
2045	5,2	7,85	0,22	0,226	0,107	0,110	3,74
2132	8,0	2,81	0,39	0,403	0,183	0,189	6,39
2162	10,0	2,5	0,47	0,507	0,217	0,235	7,9
2175	12,0	2,23	0,58	0,616	0,267	0,283	9,6
2190	14,0	2,12	0,67	0,711	0,306	0,325	11,0
2200	16,0	1,79	0,77	0,796	0,352	0,362	12,3
2200	18,0	1,62	0,87	0,886	0,395	0,403	13,6
2200	20,0	1,59	0,95	0,963	0,432	0,438	14,8
2225	22,0	1,45	1,05	1,05	0,472	0,478	16,2

Примітка. Верхні індекси «а» та «р» відповідають експериментальним та розрахунковим даним.

Розрахунки проводились за множника $\varphi = 1$, оскільки використано експериментальні дані з реальними термохімічними процесами.

Відхилення теоретичних та експериментальних даних обумовлені невизначеністю деяких параметрів експериментальної установки в частині гідравлічних опорів складових паливних магістралей, які впливають на визначення гідравлічних втрат на вході до двигуна.

Слід відзначити, що у літературних джерелах є деякі розбіжності щодо параметрів соплового пристрою та розмірів реакційної камери для двигунів класу 1 Н [18], [19].

Двигун тягою 5 Н. На рис. 8, а) наведено експериментальні залежності тяги двигуна і питомого імпульсу від тиску палива на його вході за безперервного режиму роботи при наземних випробуваннях [6]. На рис. 8, б) представлено результати розрахунку витрат палива для діапазону змін вхідних тисків.

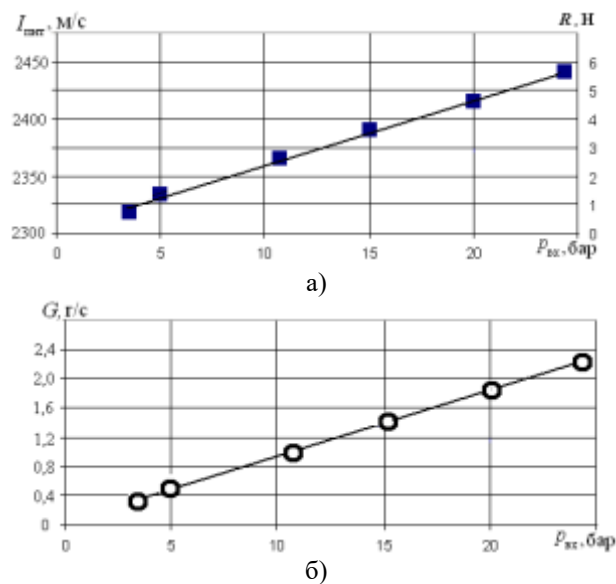


Рис. 8

На рис. 9 наведено зміни коефіцієнта гідравлічного опору на вході до двигуна тягою 5 Н, отримані розрахунковим шляхом з використанням залежності (12).

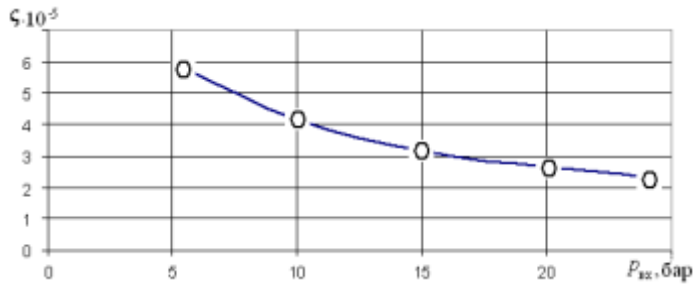


Рис. 9

В таблиці 4 представлено результати розрахунків, які відображають зміни тяги та витрат палива у реакційній камері та тяги при роботі двигуна на стаціонарному режимі за різними значеннями вхідних тисків палива. Розрахунки проводились за $\varphi = 1$.

Таблиця 4

$I_{\text{гед}}, \text{м/с}$	$P_{\text{вх}}, \text{бар}$	$\zeta \cdot 10^{-5}$	$R_{\text{аа}}^{\text{а}}, \text{Н}$	$R_{\text{аа}}^{\text{д}}, \text{Н}$	$G^{\text{а}}, \text{г/с}$	$G^{\text{д}}, \text{г/с}$	$P_{\text{де}}^{\text{д}}, \text{бар}$
2300	5,5	5,78	1,5	1,5	0,65	0,651	1,85
2365	10,0	4,16	2,5	2,51	1,06	1,061	2,97
2377	15,0	3,14	3,6	3,59	1,51	1,51	4,24
2418	20,0	2,64	4,64	4,64	1,92	1,92	5,38
2450	24,0	2,35	5,5	5,5	2,24	2,24	6,2

Двигун тягою 22 Н. На рис. 10 представлено експериментальні дані щодо зміни питомого імпульсу та тяги двигуна у залежності від тиску на вході до двигуна з номінальною тягою 22 Н. Там же наведено розрахункові дані з визначення витрат палива при змінах вхідного тиску.

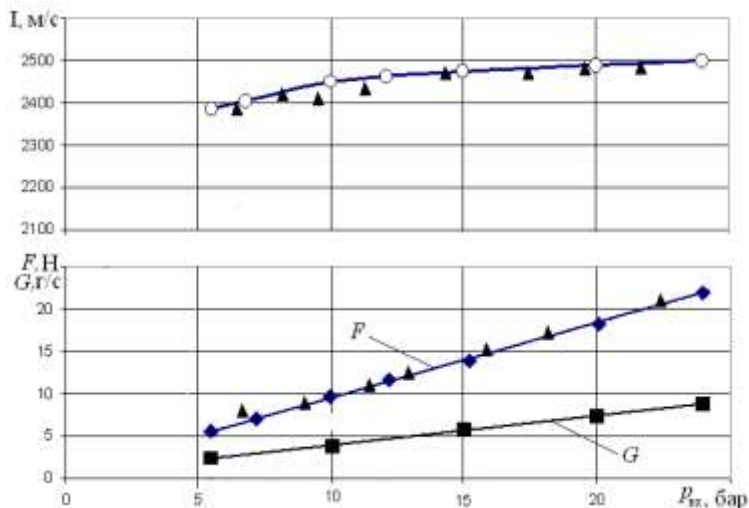


Рис. 10

На рис. 11 наведено зміни коефіцієнта гідравлічного опору на вході до двигуна тягою 22 Н від тиску на вході, отримані розрахунковим шляхом з використанням залежності (12).

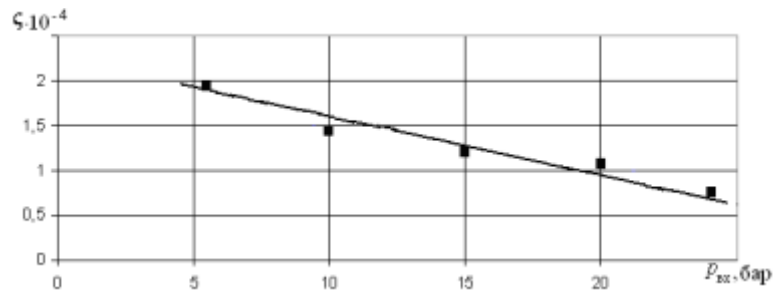


Рис. 11

В таблиці 5 представлено результати розрахунків, які відображають зміни тяги, витрат палива та тиску у реакційній камері при роботі двигуна тягою 22 Н на стаціонарному режимі за різними значеннями вхідних тисків палива.

Таблиця 5

$I_{\text{тєд}}, \text{м/с}$	$p_{\text{âð}}, \text{бар}$	$\zeta \cdot 10^{-5}$	$R_{\text{ââ}}, \text{Н}$	$R_{\text{ââ}}, \text{Н}$	$G^{\text{â}}, \text{г/с}$	$G^{\text{ð}}, \text{г/с}$	$p_{\text{ðê}}, \text{бар}$
2385	5,5	1,38	5,5	5,5	2,3	2,31	3,95
2450	10,0	1,03	9,9	9,95	4,08	4,06	6,4
2480	15,0	0,87	14,0	14,1	5,65	5,7	9,0
2490	20,0	0,77	18,0	18,05	7,23	7,25	11,4
2500	24,0	0,54	22,0	22,0	8,8	8,8	15,0

На рис. 12 наведено співставлення результатів розрахунків тяги $F^{\text{ð}}$ з даними вогневих випробувань $F^{\text{â}}$ [13] для двигуна тягою 22 Н в імпульсному режимі. Там же представлено розрахункові дані щодо витрат палива $G^{\text{ð}}$ та тиску $p_{\text{ðê}}$ у реакційній камері, отримані без врахування затримки займання τ_k . Наведені дані показують, що розрахункові амплітудні значення тяги двигуна добре корелюють з експериментальними даними. Що стосується перехідних процесів при виході на амплітудні значення тяги під час запуску двигуна та його зупинки, то їх характер відрізняється від розрахункових значень. Це обумовлено достатньо повільним зростанням температури продуктів реакції палива у процесі запуску двигуна. Крім того важливу роль на характер перехідних процесів відіграє об'єм реакційної камери та заклапанних магістралей, точне значення яких у [6] не наведено.

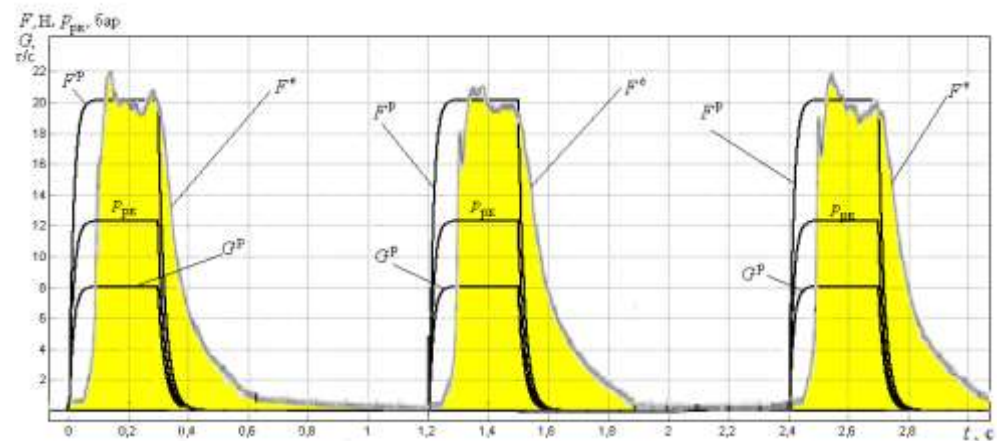


Рис. 12

На рисунку 13 представлено результати розрахунку тяги та витрат палива для системи двигунів, схему з'єднання яких представлено на рис.1, при роботі чотирьох двигунів тягою 22 Н (Д1, Д7, Д13, Д21) у безперервному режимі та чотирьох двигунів тягою 5 Н (Д25, Д27, Д31, Д32) у імпульсному режимі за протяжності вмикання 0,04 с і такою ж паузою.

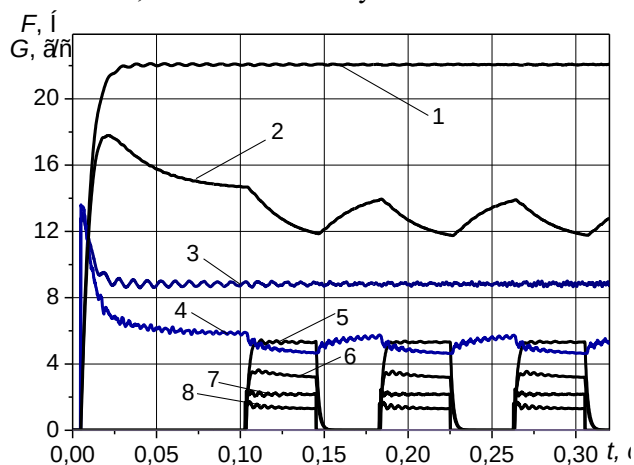


Рис. 13

Розрахунки проведено за двох варіантів діаметрів паливних трубопроводів від баку до колектора і самого колектора (перший варіант – 30 мм, другий – 10 мм). Криві 1, 3, 5, 7 відповідають змінам тяги і витрат палива двигунами тягою 22 Н і 5 Н у першому варіанті паливних трубопроводів, а криві 2, 4, 6, 8 – у другому варіанті. Наведені дані показують, що при зменшеному діаметрі вказаних трубопроводів тяга двигунів з номінальною тягою 22 Н падає приблизно до 14 Н. До того ж мають місце її коливання, які обумовлені імпульсною роботою двигунів з номінальною тягою 5 Н. Їх тяга також стає меншою і складає приблизно 3 Н.

Зі зростанням кількості одночасно працюючих двигунів діаметри вказаних трубопроводів повинні забезпечувати всі двигуни необхідними витратами палива для реалізації номінальних тягових характеристик. Крім того пульсуючий характер роботи двигунів тягою 22 Н, обумовлений одночасною роботою двигунів тягою 5 Н в імпульсному режимі, може бути збудником коливання окремих елементів КА з частотою, що визначається параметрами імпульсних режимів цих двигунів і може змінюватися у діапазоні від 1 до 15 Гц.

Висновки. Представлено комплексну математичну модель системи рідинних різномасштабних реактивних двигунів малої тяги, адаптовану для використання «зеленого» монопалива LMP-103S. Проведено верифікацію математичної моделі на даних вогневих випробувань одиночних двигунів з номінальними тягами 1 Н, 5 Н та 22 Н у наземних та орбітальних умовах за безперервних та імпульсних режимів роботи двигунів.

Спираючись на результати верифікації, виконано розрахунки системи різномасштабних двигунів за різної кількості працюючих. Ці результати показали, що початкові діаметри трубопроводів на ділянці від бака до колектора та самого колектора необхідно збільшувати в залежності від загальної кількості працюючих одночасно двигунів тягою у 22 Н.

Розрахунок роботи різномасштабних двигунів у широкому діапазоні режимів показує, що імпульсний характер роботи двигунів тягою 5 Н впливає на роботу двигунів тягою 22 Н, працюючих у безперервному режимі. Пульсація їх тяги обумовлена впливом імпульсів від двигунів тягою 5 Н та гідравлічним зв'язком магістралей живлення. Пульсуючий характер роботи двигунів тягою 22 Н, при використанні для маневрів космічного апарата двигунів тягою 5 Н, може викликати коливання окремих елементів з небажаною частотою у декілька Гц.

1. Anflo K., Gronland T. A., Bergman G., Nedar R., Thormahlen P. Development testing of 1- Newton AND-based rocket engines. 2nd International Conference on Green Propellants for Space Propulsion, 7–8 June 2004, Chia Laguna (Cagliari), Sardinia, Italy, 11 p.
2. Negri M., Grund L. Replacement of Hydrazine: Overview and First Results of the H 2020 Project Rheform. 6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Krakow, PL. 2015, 12 p.
3. Gohardani A. S., Stanojev J., Demaire A., Anflo K., Persson M., Wingborg N., Nilsson C. Green space propulsion: Opportunities and prospects. Progress in Aerospace Sciences. 2014. Vol. 71. Pp. 128–149. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.08.001>
4. Persson M., Anflo K., Dinardi A., Bahu J.-M. A family of Thrusters For AND-Based Monopropellant LMP-103S. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Atlanta, Georgia, 2012. <https://doi.org/10.2514/6.2012-3815>
5. Тимошенко В. І., Патріляк Л. К., Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М., Долінкевич А. С. Застосування «зелених» палив в системах реактивних керуючих двигунів малої тяги. Технічна механіка. 2021. № 4. С. 29–43. <https://doi.org/10.15407/itm2021.04.029>
6. Rocket Engines – ECAPS. <https://www.ecaps.se> (дата звернення: 20.04.2024).
7. Тимошенко В. І., Кнышенко Ю. В., Кошкин М. І. Расчетно-экспериментальное обеспечение разработки реактивных двигательных установок малой тяги. Техническая механика. 2005. № 2. С. 50–64.
8. Тимошенко В. І., Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М., Анищенко В. М. Вопросы отработки управляющей жидкостной реактивной системы с питанием из магистралей маршевого двигателя последней ступени ракеты-носителя. Космічна наука і технологія. 2016. Т. 22, № 1. С. 20–35. <https://doi.org/10.15407/knit2016.01.020>
9. Тимошенко В. І., Кнышенко Ю. В. Влияние газонасыщенности жидкости на особенности неустановившихся течений в сложных трубопроводах. Инженерно-физический журнал. 2018. Т. 91. № 6. С. 1434–1443. <https://doi.org/10.1007/s10891-018-1878-9>
10. Кнышенко Ю. В. Динаміка електрокерованих паливних клапанів реактивних двигунів малої тяги на «зеленому» паливі. Технічна механіка. 2024. № 3. С. 50–68. <https://doi.org/10.15407/itm2024.03.049>
11. ПК АСТРА 4 / рс, версия 1:07 С. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах: описание применения. М.: МГТУ им. Батмана, 1991. 38 с.
12. Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 232 с.
13. Anflo K., Thormahlen P., Persson M. Hot-Firing tests using a low temperature derivative of LMP-103S // 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Munich, Germany. 2013, 9 p.
14. Лямаев Б. Ф., Небольсин Г. П., Нелюбов В. А. Стационарные и переходные процессы в сложных гидросистемах. Методы расчета на ЭВМ. Под ред. Б.Ф.Лямаева Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние, 1978. 192 с.
15. Decker M. M., Klein N., Freedman E. etc. HAN-Based Liquid Gun Propellants: Physical Properties. BRL-TR-2864, 1987. 64 p.
16. Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М. Математична модель роботи системи різномасштабних двокомпонентних реактивних двигунів малої тяги. Технічна механіка. 2022. № 3, С. 42–67. <https://doi.org/10.15407/itm2022.03.047>
17. Che J., Li G., Zhang T., Liu Y., Yang R., Chen Y. Catalac slenderness ratio and AND/methanol ratio for decomposition and combustion characteristics within ammonium dinitramide (AND)-based aerospace thruster. Chinese Journal of Chemical Engineering. 2019. 27. P. 1159–1165. <https://doi.org/10.1016/j.cjche.2019.01.017>
18. Yoon W., Bhosale V. K., Yoon H. Reactor Structure for the Decomposition of ADN-Based Monopropellant. Aerospace. 2023. 10. 686. <https://doi.org/10.3390/aerospace10080686>
19. Yoon W., Bhosale V. K., Yoon H. Reactor Performance Evaluation of Ammonium Dinitramide-based Monopropellant in a 1 N Thruster. Aerospace. 2024. 11. 110. <https://doi.org/10.3390/aerospace11020110>

Отримано 17.03.2025,
в остаточному варіанті 28.04.2025