УДК 532.528:621 https://doi.org/10.15407/itm2022.02.047

С. І. ДОЛГОПОЛОВ

ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ ВНУТРІШНІХ ТА ЗОВНІШНІХ ФАКТОРІВ НА РОЗКИД ТЯГИ ДВИГУННОЇ УСТАНОВКИ, ЩО СКЛАДАЄТЬСЯ ЗІ ЗВ'ЯЗКИ КІЛЬКОХ ДВИГУНІВ

Інститут технічної механіки Національної академії наук України
і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: dolmrut@gmail.com

Розкид тяги кожного рідинного ракетного двигуна в автономному виконанні за рахунок зовнішніх (тиск і температура компонентів палива на вході в двигун) і внутрішніх факторів (розкиди геометричних і режимних параметрів вузлів і агрегатів двигуна) є відомим з експериментальних випробувань або може бути розраховано за відомою методикою. Зазвичай рідинні ракетні двигунні установки (РРДУ) нижчих ступенів ракет-носіїв включають зв'язку з кількох двигунів, розкид тяги яких часто неможливо визначити за результатами вогневих випробувань через обмежені можливості стендового обладнання. Метою роботи є розвиток методичного підходу до визначення розкиду тяги РРДУ, що складається зі зв'язки двох і більше двигунів.

Для багатодвигунної установки цей методичний підхід додатково передбачає розробку математичної моделі взаємодії двигунів у складі РРДУ, а також проведення розрахунків запуску РРДУ при різних поєднаннях розкиду зовнішніх і внутрішніх факторів у випадках, коли розкиди параметрів у всіх двигунів як однакові, так і різні.

Для РРДУ, до складу якої входять два двигуни з загальним трубопроводом живлення окислювача, надано приклад розрахунку впливу зовнішніх і внутрішніх факторів на розкид тяги як кожного з двигунів, так і РРДУ в цілому при запуску цієї установки. Показано, що розрахунковий розкид часу набору 90 % тяги (тиску в камері згоряння) лежить в діапазоні від – 0,0917 с до + 0,0792 с (двигун № 1) і від – 0,0941 с до + 0,0618 с (двигун № 2). При цьому розрахункові значення відхилення тиску в камері згоряння (тяги двигуна) від його номінального значення змінюються у межах від – 6,2 % до + 7,0 % (двигун № 1) і від –6,8 % до +6,3 % (двигун № 2). Визначено граничні відхилення розрахункових розкидів часу набору 90 % тяги і тяги для всієї двигунної установки, які є значно меншими (приблизно на 40 %) і знаходяться в інтервалі (– 0,0733 с, +0,0457 с) для часу і в інтервалі (– 4,8 %, +4,8 %) для тяги (відносно номинальної тяги двигуна). Проведено оцінку узгодженості отриманих статистичних і передбачуваних теоретичних розподілів розкиду часу набору 90 % тяги і розкиду тяги на усталеному режимі як обох двигунів, так і РРДУ в цілому за допомогою критерію згоди χ^2 Пірсона.

Ключові слова: *рідинна ракетна двигунна установка, зв'язка двигунів, запуск, математичне моделювання, зовнішні і внутрішні фактори, розкид тяги, узгодженість статистичного і теоретичного розподілів.*

The thrust spread of a stand-alone rocket engine caused by external (the pressure and temperature of the propellant components at the engine inlet) and internal (spread in the geometry and operating conditions of the engine units and assemblies) factors is known from experimental tests or can be computed by a known procedure. As a rule, liquid-propellant propulsion systems (LPPSs) of launch vehicle lower stages include a cluster of several engines, whose thrust spread cannot often be determined from firing tests due to limited capabilities of bench equipment. The aim of this work is to develop an approach to determining the thrust spread of an LPPS comprising a cluster of two and more engines.

For a multiengine propulsion system, this methodological approach also includes the development of a mathematical model of engine interaction in an LPPS and calculations of an LPPS startup at different combinations of spread in the external and internal factors in cases where the parameter spreads of all engines are both identical and different.

For an LPPS with two engines and a common oxidizer feed pipeline, the paper gives an example of calculating the effect of external and internal factors on the thrust spread of each engine and the LPPS as a whole during an LPPS startup. . It is shown that the calculated spread of the 90 percent thrust (combustion chamber pressure) time lies in the range – 0.0917 s to +0.0792 s (engine 1) and –0.0941 s to +0.0618 s (engine 2). The calculated variations of the combustion chamber pressure (engine thrust) from its nominal value lie in the range –6.2 percent to +7.0 percent (engine 1) and -6.8 percent to +6.3 percent (engine 2). The calculated spreads of the 90 percent thrust time and the thrust for the LPPS as a whole are far smaller (about by 40 percent) and lie in the range – 0.0733 s to +0.0457 s for the time and – 4.8 percent to +4.8 percent for the thrust (about the nominal thrust). Using Pearson's chi-squared test, an estimate is obtained for the goodness of fit of the anticipated theoretical distributions of the 90 percent thrust time spread and the steady thrust spread to the obtained statistical ones both for the two engines and for the LPPS as a whole.

Keywords: *liquid-propellant rocket propulsion system, engine cluster, startup, mathematical simulation, external and internal factors, thrust spread, goodness of fit of a theoretical distribution to a statistical one.*

Вступ. Кожен рідинний ракетний двигун (РРД) є унікальним за своїми прийнятими конструктивними рішеннями, характеристиками, особливостями реалізації робочого процесу на основному і перехідному режимах та багатьма іншими показниками [1], [2]. До таких важливих показників відноситься розкид тяги двигуна на перехідних та усталеному режимах за рахунок технологічних, конструктивних та експлуатаційних факторів. Умовно ці фактори розділяють на зовнішні і внутрішні [3]. До зовнішніх факторів двигуна, зазвичай, відносять температуру компонентів палива і тиск на вході в двигун. Перелік внутрішніх факторів для кожного двигуна у зв’язку з його особливостями є унікальним. До цього переліку, зазвичай, входять такі [3]: зміна гідравлічних опорів трактів на газогенератор і камеру згоряння, коливання значень діаметра критичного перетину камери згоряння, відхилення значень діаметра критичних перетинів сопел турбіни. Цей список може бути доповнений розкидами к. к. д. турбін і насосів, відхиленнями напорів насосів окислювача і пального, коливаннями значень співвідношень компонентів палива в газогенераторі і камері згоряння тощо [4].

Методику розрахункового визначення впливу внутрішніх та зовнішніх факторів на розкид тяги одного РРД при його запуску представлено в роботі [4]. Для того щоб розрахункове визначення розкиду тяги двигуна було близьким до дійсного потрібно використовувати сучасні математичні моделі низькочастотної динаміки робочих процесів в двигунах. Кінетика займання і вигоряння палива в газогенераторі і камері згоряння, а також теплофізичні процеси, що протікають в трактах двигуна на початковому етапі запуску, до яких відносяться нагрів, газифікація і конденсація кріогенних компонентів палива, враховується в математичних моделях, які представлені в роботах [5], [6]. Математична модель низькочастотних процесів в регуляторах витрати [5], [7] може бути використана для виконання аналізу стійкості двигуна по відношенню до регуляторних коливань. Врахування в сучасних математичних моделях низькочастотної динаміки РРД таких важливих явищ і процесів, як кавітаційні коливання в системі живлення РРД, представлено в роботах [8], [9], [10]. Провідні технології моделювання (пакети прикладних програм) і сучасні математичні моделі динамічних процесів в системах РРД (наприклад [11], [12], [13]) дозволяють отримати надійний теоретичний прогноз перехідних процесів в двигуні.

Зазвичай РРДУ нижчих ступенів ракет-носіїв включають зв’язку з кількох двигунів, яка забезпечує необхідну тягу двигунної установки. Розкид тяги кожного двигуна в автономному виконанні за рахунок зовнішніх і внутрішніх факторів є відомим з результатів розрахунків [4], які перевірено і скориговано за даними експериментальних випробувань. Розкид же тяги РРДУ в цілому важко і часто неможливо визначити за результатами автономних вогневих випробувань через обмежені можливості стендового обладнання.

Варто зауважити, що різниця розкиду тяги кожного двигуна і зв’язки з кількох цих двигунів у РРДУ залежить від ступені взаємодії двигунів у зв’язці. Не можна наперед сказати чи буде розкид тяги РРДУ в цілому більшим, ніж розкид тяги кожного двигуна. Відомими є схеми РРДУ, коли взаємодія двигунів у зв’язці зведена до мінімуму. В таких схемах живлення двигунів окиснювачем і пальним здійснюється від баків окремими трубопроводами. Але двигуни закріплюються до силового шпангоута, який є загальним для всіх двигунів. Взаємодія двигунів через загальний шпангоут є малою і може приводити до таких явищ, як синхронізація коливань [14].

Існують схеми РРДУ з більш привабливими масовими характеристиками, в яких живлення компонентом палива (наприклад окислювачем) від дальнього бака здійснюється по загальному для двигунів трубопроводу. В цьому випадку взаємодія двигунів є більш суттєвою і може впливати на робочі процеси в двигунах. В даній роботі розглянуто схему РРДУ, до складу якої входять два двигуни з загальним трубопроводом живлення окислювача.

Метою цієї роботи є розвиток методичного підходу до визначення розкиду тяги РРДУ за рахунок внутрішніх та зовнішніх факторів для РРДУ, що складається зі зв’язки двох і більше двигунів.

1. Математичне моделювання взаємодії двигунів у складі РРДУ. До складу аналізованої РРДУ входять два двигуни з загальним трубопроводом живлення окислювача. В даній роботі використано тестові двигуни, математичні моделі низькочастотних динамічних процесів в яких представлено в роботі [4]. Ці математичні моделі описують весь перелік істотних динамічних процесів в РРД і включають десятки диференціальних і алгебраїчних рівнянь [15], [16]. До короткого переліку цих динамічних процесів входить процес заповнення гідравлічних трактів компонентами палива [5], [6], процес скидання і конденсації газоподібного кисню в потоці рідкого кисню на вході в основний насос окислювача [17], 18], кавітаційні явища в насосах РРД [8], [9], [10], які призводять до якісної зміни динамічних характеристик двигуна, зниження власних частот коливань в живлячих гідравлічних магістралях, здійснюють суттєвий вплив на стійкість робочого процесу в РРД.

До переліку істотних динамічних процесів в РРД, описаних в роботі [1], слід віднести також динамічні процеси в регуляторі витрати пального при запуску [5], [7] та динамічні процеси в вогневих просторах газогенератора, газоводу і камери згоряння з урахуванням запізнювань, обумовлених неізотермічністю процесів в елементах газового тракту РРД (часу перебування продуктів згоряння в газових трактах), і запізнювань, обумовлених затримкою перетворення рідких компонентів палива в газоподібні (запізнювань газоутворення) [19] – [21].

Система живлення аналізованої РРДУ включає загальний для двох двигунів трубопровід живлення окислювача, схему якого представлено на рис. 1. Саме через цей трубопровід здійснюється довільно суттєва взаємодія двигунів, яка може впливати навіть на робочі процеси в двигунах.

Математичне моделювання динаміки рідини в круглому однорідному трубопроводі, що розглядається як система з розподіленими параметрам, ґрунтується на використанні рівнянь неусталеного руху рідини, рівняння нерозривності і рівняння стану [22], [23]. При цьому динаміка рідини описується системою рівнянь у частинних похідних:

$$\begin{cases} \dfrac{\partial p}{\partial z} + \dfrac{1}{g \cdot F} \cdot \dfrac{\partial G}{\partial t} + \dfrac{k}{g \cdot F} \cdot G = 0, \\ \dfrac{\partial G}{\partial z} + \dfrac{g \cdot F}{c^2} \cdot \dfrac{\partial p}{\partial t} = 0, \end{cases}$$

де p, G – тиск і вагова секундна витрата рідини; z – координата осі магістралі; F – площа прохідного перерізу магістралі; k – приведений коефіцієнт лінійного тертя на одиницю довжини магістралі; g – прискорення вільного падіння; c – швидкість звуку в рідині, що тече в трубопроводі з пружними стінками.

Для чисельного визначення розкиду тяги РРДУ незручно використовувати рівняння у частинних похідних. Тому перейдемо від системи рівнянь у частинних похідних до еквівалентної системи звичайних диференціальних рівнянь. Для цього скористаємося методичним підходом [24], який передбачає послідовне вирішення таких задач: побудова лінійної математичної моделі динаміки гідравлічного тракту, що розглядається як система з розподіленими параметрами, і визначення її частотних характеристик; наближену заміну цієї системи системою з зосередженими параметрами, що побудовано з кінцевих гідродинамічних елементів, яка здійснюється на основі узгодження частотних характеристик цих двох систем; побудова нелінійної математичної моделі низькочастотної динаміки гідравлічного тракту, яка використовується при розрахунках розкиду тяги РРДУ.

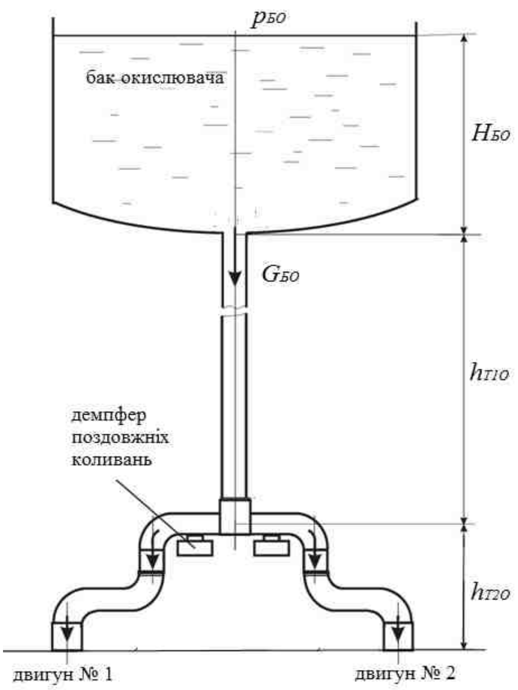


Рис. 1 – Розрахункова схема живильної магістралі окислювача РРДУ

Відповідно до представленого методичного підходу математична модель динаміки живильної магістралі окислювача РРДУ, що аналізується, (з демпферами поздовжніх коливань) матиме такий вигляд:

$$p_{БО} = p_{U1O} + a_{U1O} G_{БО}^2 - \gamma_O \left(H_{БО} + h_{TO1} \right) + J_{U1O} \frac{dG_{БО}}{dt} ,$$

$$C_{UO} \frac{dp_{U1O}}{dt} = G_{БО} - \sum_{i=1}^{2} G_{1Oi} - \sum_{i=1}^{2} G_{Di} ,$$

$$p_{U1O} = p_{1O} + a_{U2O} G_{1O}^2 - \gamma_O \, h_{TO2} + \left(J_{U2O} + J_{OT\,БНО} \right) \frac{dG_{1O}}{dt} ,$$

де C_{UO} – зосереджена податливість окислювача в місці розгалуження трубопроводів; a_{U1O}, a_{U2O}, J_{U1O}, J_{U2O} – коефіцієнти лінеаризованого гідравлічного опору та інерційного опору на відповідних ділянках трубопроводу; γ_O – питома вага окислювача; $H_{БО}$, h_{TO1}, h_{TO2} – висота стовпа рідини в баку окислювача і проєкції ділянок трубопроводів окислювача на поздовжню вісь ракети; $G_{БО}$ – вагова витрата окислювача в магістральному трубопроводі; p_{U1O} – тиск окислювача у розгалуженні (колекторі); $p_{БО}$, p_{1Oi}, G_{1Oi} – відповідно тиск у баку, тиск і вагова витрата на вході в i-й двигун; G_{Di} – вагова витрата окислювача в i-й демпфер поздовжніх коливань.

2. Завдання розкиду зовнішніх і внутрішніх факторів. У даній роботі розглядаються ті ж самі зовнішні і внутрішні фактори, що і в попередній статті [4]. А саме: до зовнішніх факторів віднесено температуру компонентів палива і тиск на вході в двигун, а перелік внутрішніх факторів представлено в таблиці 1. Слід відзначити, що до складу внутрішніх факторів, що розглядаються, входять коефіцієнти математичної моделі динамічних процесів при запуску РРДУ (час перебування продуктів згоряння в газогенераторі і час відкриття клапана пального на газогенератор).

Таблица 1 – Внутрішні фактори двигунів РРДУ

	Назва фактора	Границі зміни, %	Двигун №1	Двигун №2
1	Температура в газогенераторі	$\pm$ 3,9	x_1	x_{12}
2	Температура в камері згоряння	$\pm$ 3,4	x_2	x_{13}
3	Площа соплового апарата турбіни	$\pm$ 2	x_3	x_{14}
4	К. к. д. турбіни	$\pm$ 5	x_4	x_{15}
5	Напір насоса окислювача	$\pm$ 2	x_5	x_{16}
6	К. к. д. насоса окислювача	$\pm$ 1,3	x_6	x_{17}
7	Напір насоса пального I ступеня	$\pm$ 2	x_7	x_{18}
8	К. к. д. насоса пального I ступеня	$\pm$ 3	x_8	x_{19}
9	Час перебування продуктів згоряння в газогенераторі	$\pm$ 20	x_9	x_{20}
10	Початкове підтискання пружини золотника регулятора витрати пального	$\pm$ 10	x_{10}	x_{21}
11	Час відкриття клапана пального на газогенератор	$\pm$ 20	x_{11}	x_{22}

В роботі [4] для визначення розкиду зовнішніх і внутрішніх факторів було використано метод зондування простору, який називається ЛП-пошуком. При його реалізації в якості пробних точок використовувались точки $ЛП_\tau$-послідовностей, найбільш рівномірно розподілених серед усіх відомих в даний час послідовностей. Їх використання має перевагу в порівнянні з найпростішим випадковим пошуком і значно ефективніше рівномірних кубічних решіток при [25].

В таблицях 2 і 3 представлено набори варіантів сполучень зовнішніх і внутрішніх факторів аналізованої РРДУ на основі $ЛП_\tau$-послідовностей відповідно до [25]. Кожен рядок таблиці визначає координати $(x_1, x_2, \ldots, x_n)$ однієї точки n-мірного одиничного куба і задає один з варіантів реалізації відхилень зовнішніх і внутрішніх факторів. Кожен стовпець таблиці задає одну координату x_i точки в n-мірному одиничному кубі для всіх варіантів реалізацій відхилень зовнішніх і внутрішніх факторів. Згідно з методом, що використовується, значення координат x_i у кожному стовпчику таблиць не повторюється.

Таблица 2 – Набір варіантів сполучень внутрішніх факторів РРДУ, що аналізується

Номер варіанта	Координати точок $ЛП_τ$ послідовності									
	Двигун № 1					Двигун № 2				
	x_1	x_2	x_3	…	x_{11}	x_{12}	x_{13}	x_{14}	…	x_{22}
1	0,5	0,5	0,5	…	0,5	0,5	0,5	0,5	…	0,5
2	0,25	0,75	0,25	…	0,75	0,25	0,75	0,25	…	0,75
3	0,75	0,25	0,75	…	0,25	0,75	0,25	0,75	…	0,25
4	0,125	0,625	0,875	…	0,625	0,875	0,875	0,125	…	0,375
5	0,625	0,125	0,375	…	0,125	0,375	0,375	0,625	…	0,875
6	0,375	0,375	0,625	…	0,375	0,625	0,125	0,375	…	0,625
7	0,875	0,875	0,125	…	0,875	0,125	0,625	0,875	…	0,125
8	0,063	0,938	0,688	…	0,063	0,188	0,438	0,563	…	0,188
9	0,563	0,438	0,188	…	0,563	0,688	0,938	0,063	…	0,688
10	0,313	0,188	0,938	…	0,813	0,438	0,688	0,813	…	0,938
11	0,813	0,688	0,438	…	0,313	0,938	0,188	0,313	…	0,438
12	0,188	0,313	0,313	…	0,688	0,813	0,563	0,688	…	0,313
…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…
255	0,996	0,004	0,77	…	0,332	0,043	0,941	0,996	…	0,793
256	0,002	0,502	0,908	…	0,803	0,455	0,115	0,689	…	0,037

Таблица 3 – Набір варіантів сполучень зовнішніх факторів РРДУ, що аналізується

Номер варіанта	Координати точок $ЛП_τ$ послідовності			
	Тиск окис-лювача	Температура окислювача	Тиск пально-го	Температура пального
	x_{23}	x_{24}	x_{25}	x_{26}
1	0,5	0,5	0,5	0,5
2	0,25	0,75	0,25	0,75
3	0,75	0,25	0,75	0,25
4	0,875	0,875	0,125	0,375
5	0,375	0,375	0,625	0,875
6	0,625	0,125	0,375	0,625
7	0,125	0,625	0,875	0,125
8	0,188	0,438	0,563	0,313
9	0,688	0,938	0,063	0,813
10	0,438	0,688	0,813	0,563
11	0,938	0,188	0,313	0,063
12	0,813	0,563	0,688	0,188
…	…	…	…	…
255	0,582	0,098	0,949	0,84
256	0,979	0,541	0,389	0,588

3. Аналіз результатів визначення розкиду тяги зв’язки двох двигунів у складі РРДУ. Із використанням математичної моделі запуску тестової багатодвигунної установки і метода рівномірного завдання розкидів зовнішніх і внутрішніх факторів було проведено серію розрахунків запуску цієї РРДУ. В першу чергу було розраховано залежності параметрів двигунів від часу при однакових розкидах зовнішніх і внутрішніх факторів у обох двигунів. Ці розрахунки є відправними – такими, що дозволяють оцінити неодночасність вступу в роботу кожного з двигунів за рахунок розкиду геометричних та режимних параметрів двигунів (зовнішніх і внутрішніх факторів).

В таблиці 4 представлено розрахунковий розкид часу набору 90 % тяги (тиску в камері згоряння) при однакових розкидах зовнішніх і внутрішніх факторів у обох двигунів, який лежить в діапазоні від –0,0879 с до +0,0749 с. При цьому розрахункові значення відхилення тиску в камері згоряння (тяги двигуна) від його номінального значення змінюються у межах від -6,2 % до +7,0 % (див. табл. 5).

Таблиця 4 – Граничні відхилення часу набору 90 % тяги від номінального значення (min – найбільше відхилення в бік зменшення, max – в бік збільшення)

	Назва варіанта розрахунку	Відхилення часу, с	
		min	max
1	Розкид параметрів у всіх двигунів однаковий	-0,0879	+0,0749
2	Розкид параметрів різний, двигун № 1	-0,0917	+0,0792
3	Розкид параметрів різний, двигун № 2	-0,0941	+0,0618
4	Розкид параметрів різний, багатодвигунна установка	-0,0733	+0,0457

Таблиця 5 – Граничні відхилення величини набору тиску в камері згоряння (тяги двигуна) від номінального значення (min – найбільше відхилення в бік зменшення, max – в бік збільшення

	Назва варіанта розрахунку	Відхилення тиску в камері згоряння, %	
		min	max
1	Розкид параметрів у всіх двигунів однаковий	-6,2	+7,0
2	Розкид параметрів різний, двигун № 1	-6,2	+7,0
3	Розкид параметрів різний, двигун № 2	-6,8	+6,3
4	Розкид параметрів різний, багатодвигунна установка	-4,8	+4,8

Найбільші відхилення часу набору 90 % тяги отримано у варіантах розрахунку № 176 (в бік зменшення) та № 191 (в бік збільшення). Найбільші відхилення тиску в камері згоряння отримано у варіантах розрахунку № 176 (в бік зменшення) та № 247 (в бік збільшення).

В таблицях 4 і 5 представлено граничні відхилення розрахункових розкидів часу набору 90 % тяги (тиску в камері згоряння) і тяги двигунів при різних розкидах зовнішніх і внутрішніх факторів в двигунах. Ці граничні відхилення близькі до відповідних граничних відхилень, отриманих за умови однакових розкидів зовнішніх і внутрішніх факторів у обох двигунів. Для часу набору 90 % тяги вони лежить в діапазоні від – 0,0917 с до + 0,0792 с (двигун № 1) і від – 0,0941 с до + 0,0618 с (двигун № 2). При цьому розрахункові значення відхилення тиску в камері згоряння (тяги двигуна) від його номінального значення змінюються (див. табл. 5) у межах від – 6,2 % до +7,0 % (двигун № 1) і від –6,8 % до – 6,3 % (двигун № 2).

Слід підкреслити, що при цьому мінімальні і максимальні значення часу набору 90 % тяги для всієї тестової багатодвигунної установки знаходяться в інтервалі (- 0,0733 с, +0,0457 с), який є значно меншим (приблизно до 40 %), ніж відповідні інтервали часу для кожного окремого двигуна (див. табл. 4). Розкид тяги всієї тестової багатодвигунної установки також суттєво (також приблизно 40 % і більше) зменшується у порівнянні з розкидом тяги одного двигуна. Як видно з табл. 5, мінімальна і максимальна величина розкиду набору тиску в камері згоряння знаходяться в межах від – 4,8 % до + 4,8 % номинальної тяги двигуна (у перерахунку на один двигун).

На рис. 2 представлено розрахункові залежності тиску в камері згоряння двигунів № 1 і № 2 від часу при запуску тестової багатодвигунної установки, які отримані за умови, що розкиди внутрішніх факторів у обох двигунів різні. На рисунках показано нижню та верхню огинаючі, а також варіанти розрахунків з мінімальною і максимальною тягою (тиском в камері згоряння). Тут видно, що на інтервалі часу, де тиск в камері згоряння підвищується з початкового до усталеного, огинаючи криві тиску не співпадають з залежностостями тиску в варіантах розрахунків з мінімальною і максимальною тягою на усталеному режимі. Таким чином не можна виділити сполучення зовнішніх і внутрішніх факторів, які дають найбільші розкиди тяги у всьому інтервалі запуску двигунної установки.

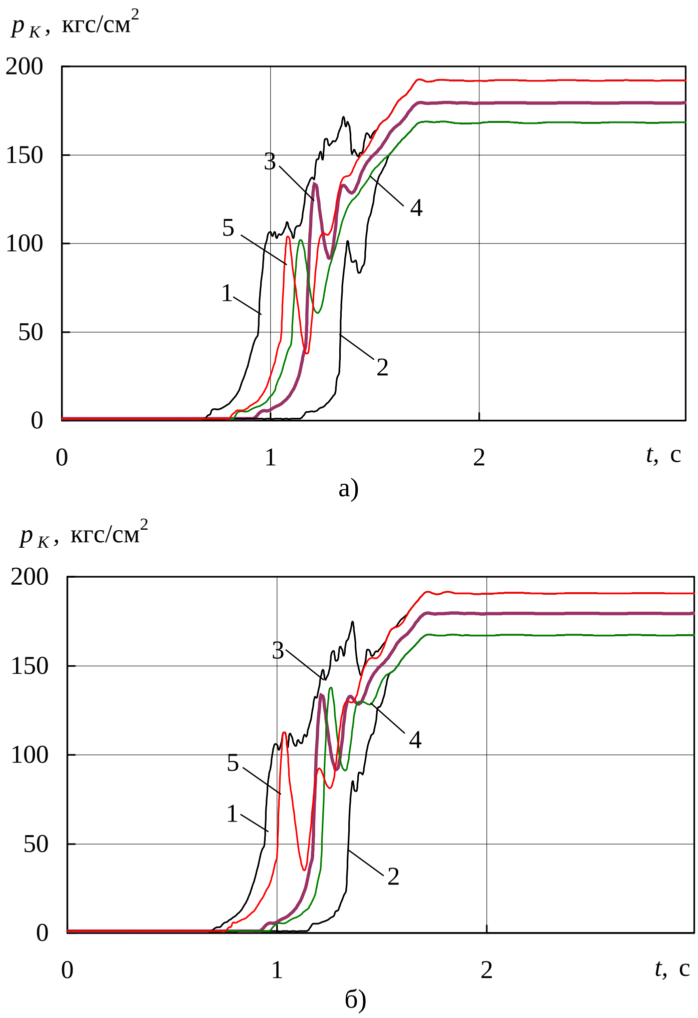


Рис. 2 – Розрахункові залежності тиску в камері згоряння двигуна № 1 (а) і двигуна № 2 (б) від часу при запуску тестової РРДУ: 1, 2 – нижня та верхня огинаючі; 3 – розрахунок на номінальному режимі; 4 – варіант розрахунку з мінімальною тягою; 5 – варіант розрахунку з максимальною тягою

На рис. 3 показано розрахункові залежності тиску в камері згоряння від часу при запуску тестової багатодвигунної установки для варіантів розрахунку, в яких величина набора тяги всієї установки є мінімальною (варіант № 72) і максимальною (варіант № 247). Важливим є те, що сполучення зовнішніх і внутрішніх факторів, які дають найбільші розкиди тяги в окремих двигунах, можуть не співпадати із сполученням цих факторів, які дають найбільші розкиди тяги двигунної установки в цілому. Так для двигуна № 1 мінімальна і максимальна тяга зафіксована в варіантах № № 176 і 247 відповідно, для двигуна № 2 – в варіантах № № 164 і 173 відповідно.

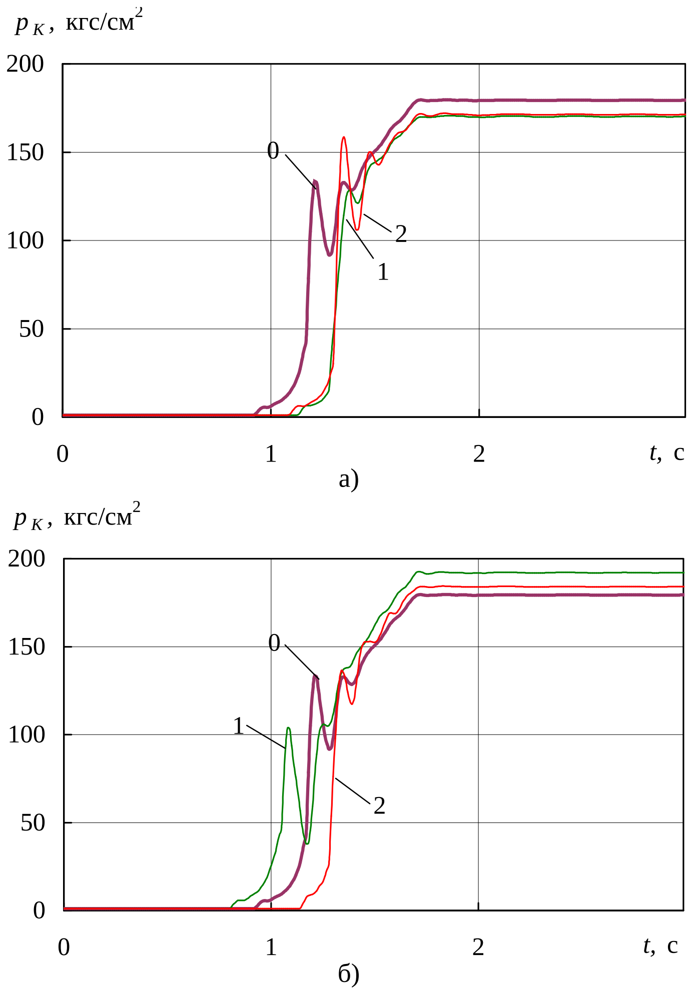
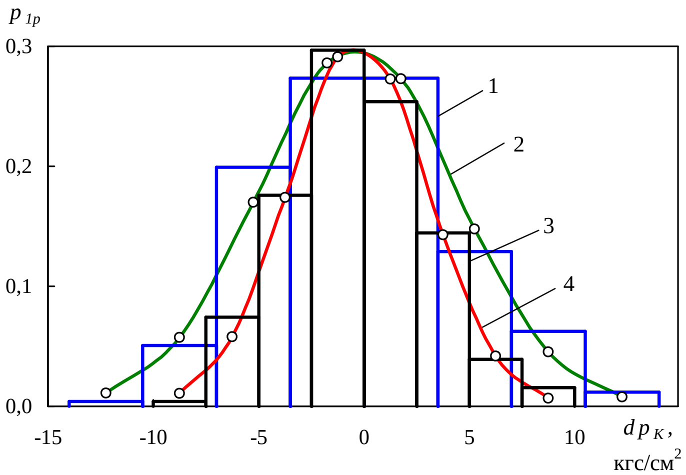
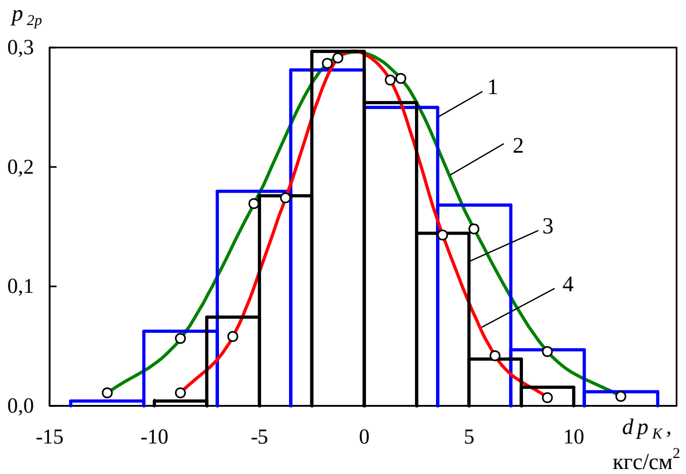


Рис. 3– Розрахункові залежності тиску в камері згоряння від часу при запуску тестової багатодвигунної установки для варіантів розрахунку, в яких величина набора тяги всієї установки є мінімальною (а) № 72 і максимальною (б) № 247: 0 – розрахунок на номінальному режимі; 1 і 2 – розрахунки для двигунів № 1 і № 2 відповідно

Обумовлені дією зовнішніх та внутрішніх факторів розкиди тяги окремих двигунів і багатодвигунної установки в цілому є псевдовипадковими величинами. Зробимо оцінку узгодженості отриманого статистичного та передбачуваного теоретичного (нормального) розподілів цих величин за допомогою критерію згоди Пірсона χ^2. Для цього отримані вибірки значень розкиду набору тяги розмістимо у 8 розрядах та побудуємо відповідні гістограми (рис. 4). Теоретична ймовірність попадання випадкової величини у довільний розряд оцінюється, як зазвичай прийнято [26], за допомогою експериментальних статистичних характеристик: математичного сподівання $\widehat{M}$ та дисперсії $\widehat{D}$. Міра розбіжності статистичного та теоретичного розподілів, відповідно до критерію згоди $¡^{2}$, оцінюється шляхом порівняння розрахункових та критичних значень $¡^{2}$.



а)



б)

Рис. 4 – Статистичні і теоретичні розподіли розкидів набору тиску в камері згоряння двигуна № 1 (а) і двигуна № 2 (б) (криві 1, 2) та багатодвигунної установки в цілому (криві 3, 4): 1, 3 – статистичні розподіли; 2, 4 – теоретичні розподіли

Критичне значення $¡^{2}$ для представлених гістограм є $¡^{2}_{кр}$ = 11,1. Усі розрахункові значення $¡^{2}$ не перевищують критичного значення, що підтверджує гіпотези про узгодженість статистичного та теоретичного розподілів.

Відзначимо, що експериментальні математичні сподівання для всіх вибірок, як і слід було очікувати, близькі до нуля. Для всіх варіантів розрахунку значення експериментальних дисперсій щодо відхилення тиску в камері згоряння від номінального – не перевищує 21 кгс/см^2. Для багатодвигунної установки в цілому значення експериментальних дисперсій є суттєво меншими: для відхилення тиску в камері згоряння – приблизно 10,2 кгс/см^2.

Висновки. Отримав подальший розвиток методичний підхід до визначення розкиду тяги РРДУ за рахунок внутрішніх та зовнішніх факторів стосовно РРДУ, що складається зі зв’язки двох і більше двигунів. Як і раніше цей підхід включає: розробку математичних моделей низькочастотної динаміки двигунів, вибір найбільш значущих внутрішніх та зовнішніх факторів і раціональне завдання їх розкиду, проведення розрахунків запуску РРДУ при різних поєднаннях розкиду зовнішніх і внутрішніх факторів, визначення статистичних і теоретичних розподілів розкиду часу набору 90 % тяги і розкиду тяги двигунів та РРДУ в цілому.

Для багатодвигунної установки цей підхід додатково передбачає розробку математичної моделі взаємодії двигунів у складі РРДУ, а також проведення розрахунків запуску РРДУ при різних поєднаннях розкиду зовнішніх і внутрішніх факторів у випадках, коли розкиди параметрів у всіх двигунів як однакові, так і різні.

Для РРДУ, до складу якої входять два двигуни з загальним трубопроводом живлення окислювача, надано приклад розрахунку впливу зовнішніх і внутрішніх факторів на розкид тяги як кожного з двигунів, так і РРДУ в цілому при запуску цієї установки. Показано, що розрахунковий розкид часу набору 90 % тяги (тиску в камері згоряння) лежить в діапазоні від – 0,0917 с до + 0,0792 с (двигун № 1) і від – 0,0941 с до + 0,0618 с (двигун № 2). При цьому розрахункові значення відхилення тиску в камері згоряння (тяги двигуна) від його номінального значення змінюються у межах від – 2 % до + 7,0 % (двигун № 1) і від – 6,8 % до + 6,3 % (двигун № 2). Визначено граничні відхилення розрахункових розкидів часу набору 90 % тяги і тяги для всієї двигунної установки, які є значно меншими (приблизно на 40 %) і знаходяться в інтервалі (– 0,0733 с, + 0,0457 с) для часу і в інтервалі (– 4,8 %, +4,8 %) для тяги (відносно номинальної тяги двигуна). Проведено оцінку узгодженості отриманих статистичних і передбачуваних теоретичних розподілів розкиду часу набору 90 % тяги і розкиду тяги на усталеному режимі як обох двигунів, так і РРДУ в цілому за допомогою критерію згоди χ^2 Пірсона.

Отримані результати можуть бути використані для теоретичного визначення розкиду тяги РРДУ, яка складається з кількох двигунів, в залежності від зовнішніх і внутрішніх факторів на різних етапах розробки двигунної установки.

1. *Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф. , Тишин А. П.* Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1980. 533 с.
2. *Беляев Е. Н., Черваков В. В.* Математическое моделирование ЖРД. М.: МАИ-ПРИНТ, 2009. 280 с.
3. *Махин В. А., Присняков В. Ф., Белик Н. П.* Динамика жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 834 с.
4. *Пилипенко О. В., Долгополов С. І., Хоряк Н. В., Ніколаєв О. Д.,* Методика визначення впливу внутрішніх та зовнішніх факторів на розкид тяги рідинного ракетного двигуна при його запуску. Техн. механіка. 2021. № 4. С. 7–17. https://doi.org/10.15407/itm2021.04.007
5. *Шевяков А. А., Калнин В. М., Науменкова М. В., Дятлов В. Г.* Теория автоматического управления ракетными двигателями. М.: Машиностроение, 1978. 288 с.
6. *Беляев Е. Н., Черваков В. В.* Математическое моделирование ЖРД. М.: МАИ-ПРИНТ, 2009. 280 с.
7. *Лебединский Е. В., Зайцев Б. В., Соболев А. А.* Многоуровневое математическое моделирование регулятора расхода для ЖРД. 2011. С. 10. URL: http://www.lpre.de/resources/articles/reg_model.pdf. 26.10.2021

8. *Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Натанзон М. С.* Кавитационные колебания и динамика гидросистем. М.: Машиностроение, 1977. 352 с.
9. *Пилипенко В. В., Долгополов С. И.* Экспериментально-расчетное определение коэффициентов уравнения динамики кавитационных каверн в шнекоцентробежных насосах различных типоразмеров. Техническая механика. 1998. № 8. С. 50–56.
10. *Долгополов С. И.* Гидродинамическая модель кавитационных колебаний для моделирования динамических процессов в насосных системах при высоком кавитационном числе. Техническая механика. 2017. № 2. С. 12–19. https://doi.org/10.15407/itm2017.02.012
11. *Liu Wei, Chen Liping, Xie Gang, Ding Ji, Zhang Haiming, Yang Hao* Modeling and Simulation of Liquid Propellant Rocket Engine Transient Performance Using Modelica. Proc. of the 11th Int. Modelica Conf., 2015, Sept. 21–23, Versailles. France. P. 485–490. https://doi.org/10.3384/ecp15118485
12. *Di Matteo, Fr., De Rosa, M., Onofri, M*. Start-Up Transient Simulation of a Liquid Rocket Engine. AIAA 2011-6032 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (31 July – 03 August 2011), San Diego, California. 15 p.. https://doi.org/10.2514/6.2011-6032
13. *Белов Г. В.* Моделирование равновесных состояний многокомпонентных гетерогенных систем. Математическое моделирование. 2005. Т. 17, № 2. С. 81–91.
14. *Блехман И. И.* Синхронизация динамических систем. М.: Наука, 1971. 896 с.
15. *Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н., Николаев А. Д., Хоряк Н. В.* Особенности математического моделирования низкочастотной динамики маршевого ЖРД с дожиганием генераторного газа при запуске. Космічна наука і технологія. 2017. Т. 23, № 5. С. 3–12. https://doi.org/10.15407/knit2017.05.003
16. *Dolgopolov S. I., Nikolayev O. D., Khoriak N. V.* Dynamic interaction between clustered liquid propellant rocket engines under their asynchronous start-ups. Propulsion and Power Research. 2021. 10(4). P. 347–359. https://doi.org/10.1016/j.jppr.2021.12.001
17. *Пилипенко В. В., Дорош Н. Л., Манько И. К.* Экспериментальные исследования конденсации пара при вдуве струи газообразного кислорода в поток жидкого кислорода. Техническая механика. 1993. Вып. 2. С. 77–80.
18. *Дорош Н. Л.* Моделювання конденсації струменя пари кисню у рідині кисню. Прикладні питання математичного моделювання. 2020. Т. 3, № 2.2. С. 149–155. https://doi.org/10.32782/KNTU2618-0340/2020.3.2-2.14
19. *Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н.* Математическое моделирование и анализ устойчивости низкочастотных процессов в маршевом ЖРД с дожиганием генераторного газа. Вестник двигателестроения. 2017. № 2. С. 34–42.
20. *Хоряк Н. В., Долгополов С. И*. Особенности математического моделирования динамики газовых трактов в задаче об устойчивости низкочастотных процессов в жидкостных ракетных двигателях. Техн. механіка. 2017. № 3. С. 30–44. https://doi.org/10.15407/itm2017.03.030
21. *Пилипенко О. В., Хоряк Н. В., Долгополов С И., Николаев А. Д.* Математическое моделирование динамических процессов в гидравлических и газовых трактах при запуске ЖРД с дожиганием генераторного газа. Техн. механіка. 2019. № 4. С. 5–20. https://doi.org/10.15407/itm2019.04.005
22. *Гликман Б. Ф.* Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1974. 396 с.
23. *Чарный И. А.* Неустановившееся движение реальной жидкости в трубах. М.: ГИТТЛ, 1961. 253 с.
24. *Долгополов С. И., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Смоленский Д, Э.* Определение параметров гидродинамических процессов в системе питания космической ступени при остановах и запусках маршевого двигателя. Техническая механика. 2015. № 2. С. 23–36.
25. *Соболь И. М., Статников Р. Б.* Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. М.: Наука, 1981. 110 с.
26. *Бендит Дж., Пирсол А.* Измерение и анализ случайных процессов. М.: Мир, 1974. 464 с.

Отримано 05.04.2022,
в остаточному варіанті 06.06.2022