

О. О. Астахова<sup>1</sup>, магістрант, В. В. Сухов<sup>2</sup>, д.т.н., професор

## ВИБІР ПАРАМЕТРІВ ПЛАНЕРУ БЕЗПІЛОТНОГО ПОВІТРЯНОГО СУДНА З ВРАХУВАННЯМ МАСШТАБУВАННЯ

**Ua** Основною ідеєю роботи є використання можливостей динамічно подібних моделей під час проектних робіт зі створення нового покоління безпілотних повітряних суден (БПС). Головна задача полягає в створенні моделі, що за своєю конструкцією відповідає натурній моделі планеру БПС, а після проведення експериментальних досліджень, перенести отримані результати на натурну конструкцію планера. Такий підхід дозволяє сформулювати ефективний аеродинамічний образ майбутніх БПС для будь-яких динамічно подібних моделей.

**En** The main idea of the work is to use the capabilities of dynamically similar models during the design work on the creation of a new generation of unmanned aerial vehicles (UAV). The main task is to correctly create a model that corresponds to the full-scale model of the UAV glider, and after conducting experimental studies, transfer the obtained results to the full-scale design of the glider. This approach enables forming an effective aerodynamic image of future UAV for three standard sizes.

### Вступ

Сучасні безпілотні системи є одним з найперспективніших напрямків розвитку техніки: створюються конструкції з композиційних матеріалів, впроваджуються адитивні технології, розробляються безпілотні повітряні судна (БПС) із великою дальністю та тривалістю польоту, нові системи керування тощо. Однак розробки нового покоління БПС потребують збільшення якості інформаційних та експериментальних досліджень аеропружних характеристик.

Динамічно подібні моделі грають важливу роль під час проектування нових БПС і є за своїми геометричними конфігураціями та масово-жорсткісними характеристиками подібними до натурних літальних апаратів. У зв'язку з тим, що БПС за своєю конструкцією та умовами експлуатації подібні літакам, доцільно здійснювати експериментальні та розрахункові дослідження відповідно до алгоритму визначення аеродинамічних характеристик подібних натурних літаків [1].

<sup>1</sup> КПІ ім. Ігоря Сікорського

<sup>2</sup> КПІ ім. Ігоря Сікорського

Для БПС різноманітних рівнів призначення часто застосовують схему «літаюче крило», ефективність чого доводить підбір та аналіз статистичних даних по існуючим моделям такої схеми (А1-СМ «Фурія [3], АСУ-1 «Валькірія» [4], БПС «Orbiter 2» [5]). В роботі [6] представлено аналіз, проектування та розробка БПС з удосконаленою системою керування схеми «змішане крило», яке являє собою різновид аеродинамічної схеми «літаюче крило». В ході роботи автор доводить ефективність розробленого за такою схемою БПС.

У дисертації Михая [7] в якості об'єкта дослідження представлено БПС аеродинамічної схеми «літаюче крило» Hirus румунської компанії «AFT Design». Підсумовуючи свою роботу, автор зазначає, що описаний ним метод дозволяє зменшити час при розробці модифікацій існуючого БПС Hirus збільшеної злітної маси.

### **Постановка задачі**

Метою дослідження є визначення впливу геометричного масштабування на зміну аеродинамічних характеристики подібних БПС.

### **Вибір прототипу**

З огляду на поставлену в роботі мету, запропоновано використання базової моделі, динамічно подібну натурному БПС, а також мати подібну модель масових та жорсткісних характеристик. В якості натурної моделі обрано БПС «Skywalker X8» (рис. 1), основні характеристики якого зведені у табл. 1 [8], а в якості базової моделі – експериментальну модель, яка буде отримана в процесі виконання роботи. Для забезпечення вимог по точності виконання контуру базової моделі запропоновано використати технологію вакуумного формування.

**Таблиця 1.**

Основні характеристики БПС «Skywalker X8»

<b>Параметри</b>	<b>Значення</b>
Розмах крила, м	2,12
Довжина фюзеляжу, м	0,79
Площа крила, м <sup>2</sup>	0,8
Злітна вага, кг	2,5...3
Маса корисного навантаження, кг	1,5
Швидкість польоту, км/год	65...70
Практична стеля, м	200

Корпус цього БПС, виготовлений з ударостійкого піноматеріалу, передбачає встановлення систем First Person View (FPV) та автопілоту. Разом

з цим, завдяки вдалій аеродинамічній компоновці крила, при польоті на крейсерській швидкості 70 км/год БПС не потребує значної потужності двигуна [8]. Ще однією підставою для вибору Skywalker X8 в якості прототипу є зручність розташування бортового обладнання завдяки геометричним параметрам фюзеляжу в базовій та масштабованих моделях.



а)

б)

Рис. 1. БПС схеми «літаюче крило» Skywalker X8 (а) та його бортове обладнання (б)

### Метод масштабування та його особливості

Масштабування літальних апаратів, що довели свою ефективність під час льотних випробувань та експлуатації, є ефективним способом оптимізації проектування нових БПС відповідно до заданих тактико-технічних характеристик (ТТХ). При цьому враховують геометричну, кінематичну та динамічну подібність. В той час як кінематична подібність являє собою масштабування переміщень та швидкостей, а динамічна – сил, геометрична подібність фокусується на масштабуванні лінійних розмірів моделі. Слід зазначити, що обов'язковою умовою динамічної подібності моделі є також геометрична та кінематична подібність [9]. Геометричне масштабування БПС схеми «літаюче крило» передбачає збереження розташування компонентів та співвідношення їх розмірів аналогічно базовій моделі. За допомогою системи автоматизованого проектування (САПР) було розроблено три просторові моделі БПС (рис. 2), основні геометричні параметри яких наведені у табл. 2.

Таблиця 2.

Основні геометричні характеристики розглядуваних БПС

Параметри	Масштаб		
	1:1	2:1	3:1
Розмах крила, м	2,131	4,262	6,393

Параметри	Масштаб		
	1:1	2:1	3:1
Довжина фюзеляжу, м	0,803	1,606	2,408
Площа проєкції, м <sup>2</sup>	0,801	3,207	7,218

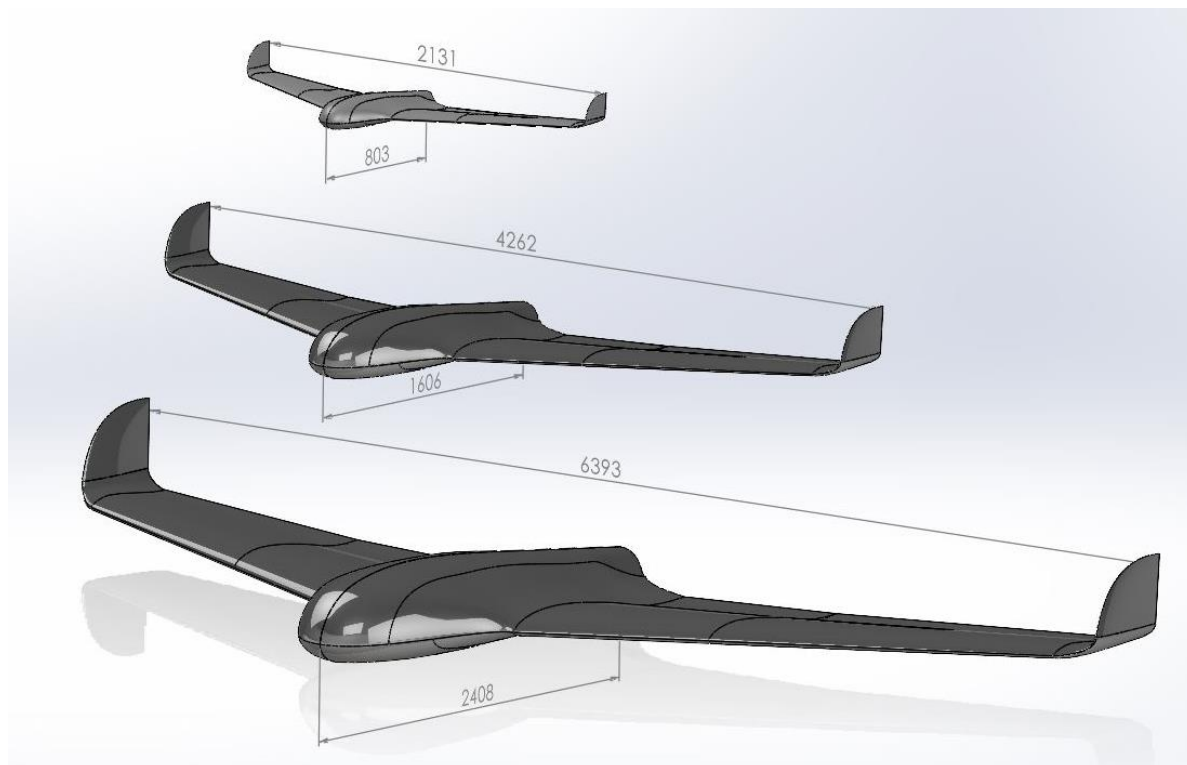


Рис. 2. Просторові моделі подібних БПС

### Результати дослідження

Визначення коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору подібних БПС здійснювалось для таких умов розрахунку:

- Кут атаки:  $-5^{\circ}$ ,  $0^{\circ}$ ,  $5^{\circ}$ ,  $6^{\circ}$ ,  $7^{\circ}$ ,  $8^{\circ}$ ,  $10^{\circ}$ ,  $12^{\circ}$ ,  $15^{\circ}$ ;
- Висота польоту: 100 м;
- Швидкість набігаючого потоку: 100 км/год.

Розрахунок виконано за допомогою методу скінчених елементів із використанням програмного рішення Flow Simulation на базі САПР SOLIDWORKS [10]. Метод обчислювальної гідрогазодинаміки (CFD – Computational Fluid Dynamics), реалізований в цьому програмному забезпеченні, моделює набігаючий потік навколо БПС шляхом розв'язку основних рівнянь Нав'є-Стокса. Результати розрахунку коефіцієнтів підйомної сили ( $C_y$ ), лобового опору ( $C_x$ ) та аеродинамічної якості ( $K$ ) для трьох геометрично подібних моделей зведено в табл. 3. На основі проведених розрахунків визначено залежність підйомної сили від кута атаки для трьох геометрично подібних моделей (рис. 3). Окрім цього, проведені розрахунки

дозволяють визначити залежність аеродинамічної якості від кута атаки (рис. 4) і побудувати поляру I роду (рис. 5) для трьох геометрично подібних моделей.

Таблиця 3.

Результат розрахунку аеродинамічних характеристик подібних БПС

Кут атаки, $\alpha$	Масштаб								
	1:1			2:1			3:1		
	$C_y$	$C_x$	$K$	$C_L$	$C_x$	$K$	$C_L$	$C_x$	$K$
-5	-0,238	0,059	-4,03	-0,26	0,061	-4,28	-0,27	0,062	-4,39
0	0,025	0,016	1,53	0,036	0,016	2,23	0,044	0,016	2,76
5	0,354	0,051	6,9	0,359	0,051	7,09	0,365	0,051	7,16
6	0,417	0,06	6,91	0,423	0,057	7,4	0,430	0,057	7,57
7	0,474	0,073	6,52	0,482	0,072	6,68	0,493	0,072	6,81
8	0,510	0,091	5,64	0,521	0,092	5,66	0,535	0,092	5,81
10	0,604	0,121	5,0	0,626	0,122	5,11	0,637	0,123	5,15
12	0,710	0,154	4,61	0,729	0,156	4,67	0,743	0,157	4,73
15	0,796	0,215	3,7	0,83	0,218	3,81	0,836	0,218	3,83

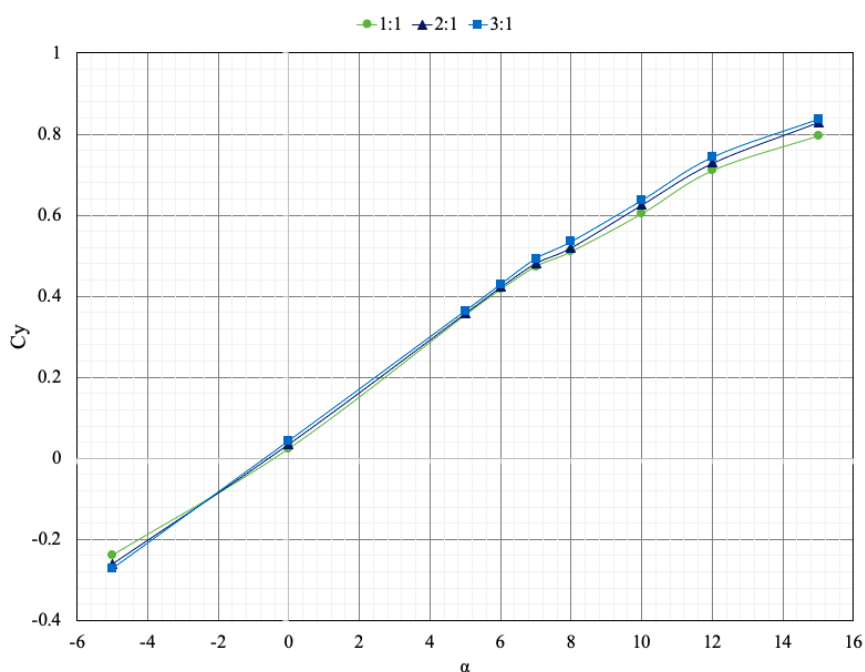


Рис. 3. Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки за швидкості 100 км/год

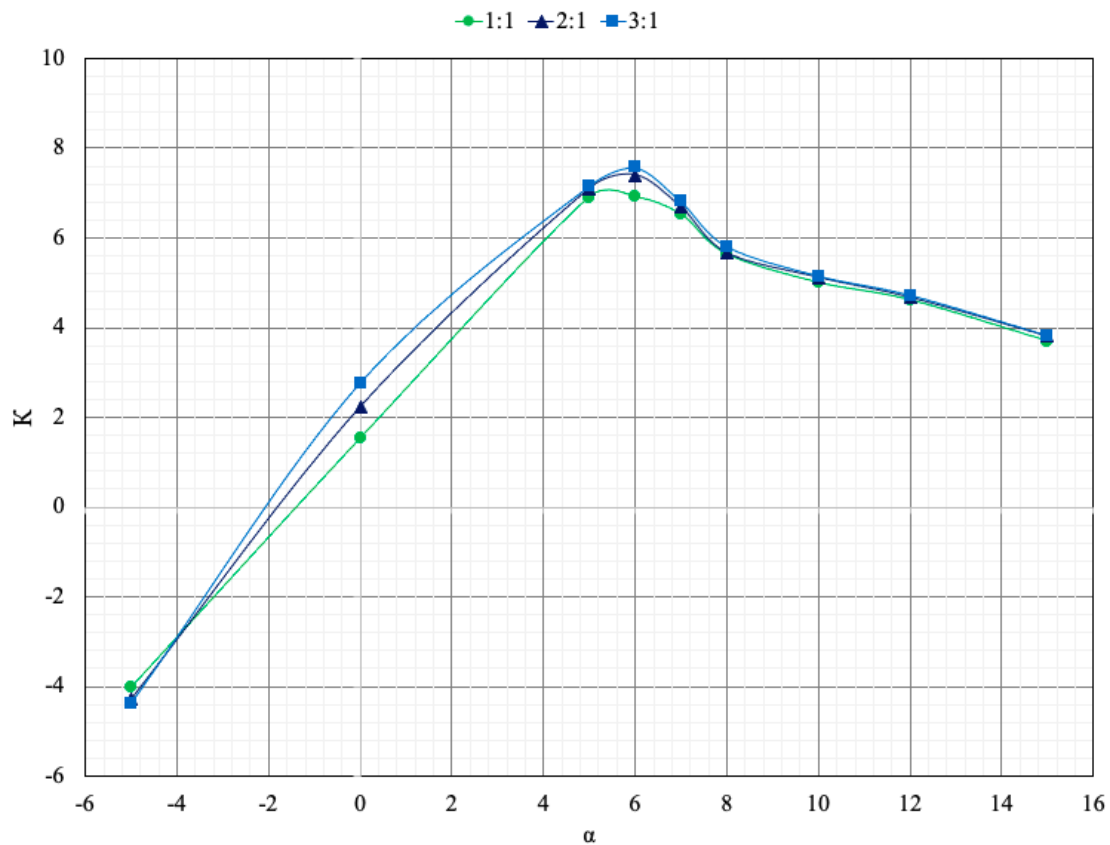


Рис. 4. Графік залежності аеродинамічної якості від кута атаки за швидкості 100 км/год

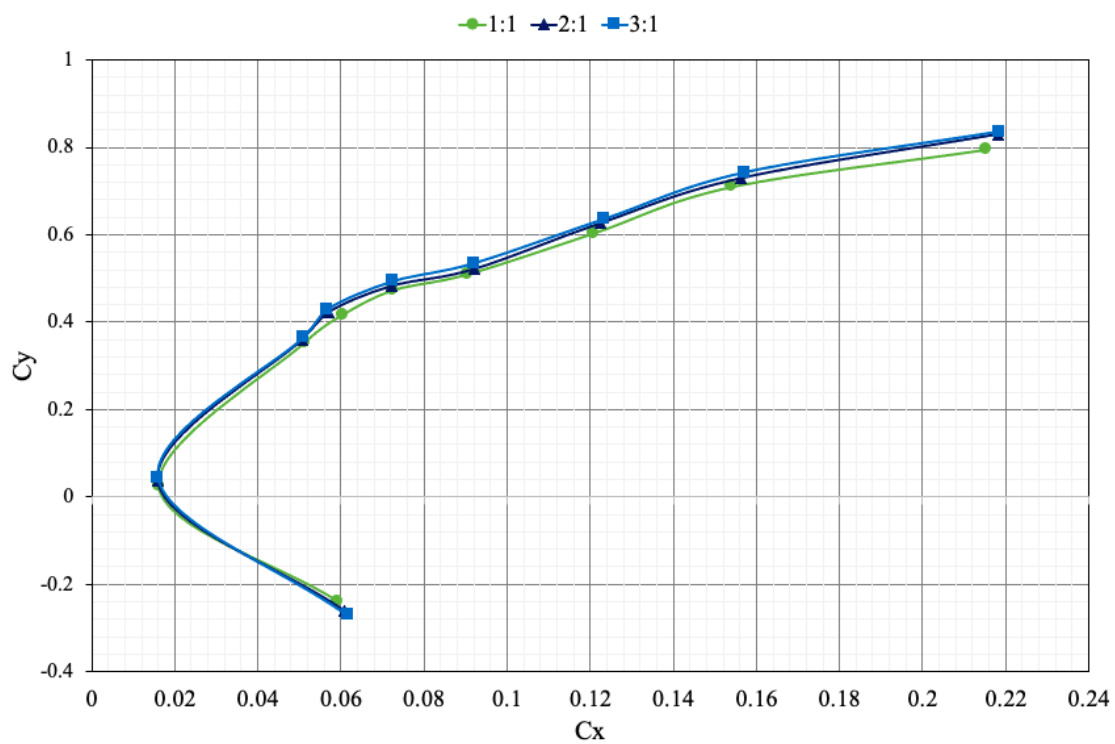


Рис. 5. Поляра I роду під час швидкості 100 км/год

В результаті аналізу характеру впливу зміни масштабу на аеродинамічні характеристики, встановлено, що в діапазоні зміни кута атаки від  $-5^\circ$  до  $15^\circ$  коефіцієнти підйомної сили та лобового опору практично не змінюються.

Однак, враховуючи те, що чисельні методи розрахунку наближені до реальних умов, доцільним є проведення додаткових експериментальних розрахунків у подальших роботах. Із врахуванням отриманих під час дослідження даних було виготовлено планер БПС схеми «літаюче крило» у масштабі 1:1 (рис. 6), з метою проведення льотних випробувань та уточнення результатів, які були отримані методом обчислювальної гідрогазодинаміки.



Рис. 6. Експериментальна модель БПС схеми «літаюче крило»

Для виготовлення планеру було використано метод вакуумного формування, перевагами якого є висока якість ламінату завдяки ущільненню від'ємним тиском, відсутність порожнеч між шарами армуючого матеріалу, видалення надлишкової кількості зв'язуючого матеріалу під час вакуумування та можливість виготовлення тонкостінних виробів складної геометрії. Завдяки застосуванню цього методу формування було отримано виріб з точністю контуру в межах 0,5 мм.

### **Висновок**

Під час проектування БПС слід використовувати динамічно подібну модель, яка геометрично подібна натурному планеру БПС, а також подібну по розподілу масових та жорсткісних характеристик.

Визначено, що у разі збільшення лінійних розмірів в дві ітерації характер зміни аеродинамічних характеристик залишається пропорційним.

Для уточнення результатів виконаних розрахунків доцільним є виготовлення планера БПС схеми «літаюче крило» в масштабі 1:1 та проведення льотних випробувань.

**Список використаних джерел**

1. Azarov Y. A., Chernovolov R. A. DEVELOPMENT OF RECOMMENDATIONS ON STRUCTURAL MATERIAL SELECTION IN AEROELASTIC PHENOMENA MODELLING AIRCRAFT DYNAMICALLY SIMILAR MODELS IN WIND TUNNELS. «Aviation Materials and Technologies». 2018. № 2. С. 75–87. URL: <https://doi.org/10.18577/2071-9140-2018-0-2-75-87>
2. Конюхов И. К. Анализ применения аэродинамической схемы "летающее крыло" на беспилотных летательных аппаратах класса "воздух-поверхность" / И. К. Конюхов. // Труды МАИ. – 2018. – №99. 32 с.
3. A1-СМ Фурия [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://athlonavia.com/uk-furia/>.
4. Валькірія. [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <http://www.avia.systems/uk>.
5. Orbiter 2 - Aeronautics. *Aeronautics*. [Електронний ресурс] - Режим доступу до ресурсу: <https://aeronautics-sys.com/systems/orbiter-2/>
6. Baghdasaryan A. Design of an Unmanned Aerial Vehicle with a Mass-Actuated Control System / Baghdasaryan Armen – Terrassa, 2019. – 165 с.
7. Mihai A. Design and build of aircraft models at a favorable scale in order to check the similitude requirements that leads to aircraft design coefficients. : дис. докт. / Mihai Anton Ștefan – Bucharest, 2019. – 40 с.
8. Skywalker X8. TECHNICAL DATA [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <http://skywalkermodel.com/en/76.html>.
9. FNU NEM LATA. Scaling Laws for Fixed-Wing Single-Engine Electric Propulsion Systems : Thesis. Melbourne, Florida, 2021. 46 с.
10. SOLIDWORKS Flow Simulation. SOLIDWORKS. [Електронний ресурс] - Режим доступу до ресурсу: <https://www.solidworks.com/product/solidworks-flow-simulation>



І. В. Коробко<sup>3</sup>, д.т.н., професор, В. В. Павлова<sup>4</sup>, PhD студент

## ОЦІНЮВАННЯ МЕТОДІВ ВИЗНАЧЕННЯ РІЗНОТЯГОВОСТІ РАКЕТНИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК

**Ua** Розглянута актуальність визначення різנותяговості ракетних енергетичних установок. Підкреслено, що вирішення задачі оцінювання асиметричності тяги дасть можливість вносити зміни і корективи в роботу ракетного двигуна заздалегідь. Проаналізовані основні методи вимірювання тяги ракетних двигунів: чисельні та експериментальні (прямі та непрямі) і проміжну групу - розрахунково-експериментальні, які поєднують в собі методи і способи обох вищезазначених категорій. Окреслені основні недоліки та переваги вказаних методів реєстрації різנותяговості ракетних двигунів.

**En** The main objective of this work was to analyze main methods of measuring the thrust of rocket engines. It considers numerical and experimental (direct and indirect) method groups and an intermediate method group - computational and experimental, which combine the methods of both of the above categories. The work provides disadvantages and advantages of the indicated methods of registration of the differential thrust of rocket engines and considers its relevance. Solving the problem of estimating thrust asymmetry will make it possible to make changes and corrections in the operation of the rocket engine in advance.

### Вступ

Сьогодні освоєння космосу є актуальною задачею сьогодення і тому гостро постає питання конструктивного втілення такої можливості. Жодна ракета або космічний апарат не можливий без енергетичної установки [1, 2, 3]. На сьогоднішній день існує багато двигунів різних класів і типів. Всі вони мають свої недоліки і переваги. Дані установки повинні створювати належну силу тяги з відповідними характеристиками, при цьому постають питання її оцінки. Чи являється вона належною величини, чи було забезпечено її симетричність відносно центру мас космічного апарату? Дані фактори є однією із важливіших передумов розв'язання задач виведення ракет-носіїв за визначеною траєкторією та управлінням польоту в цілому. Асиметричність сили тяги ракетної енергетичної установки визначає точність виведення апарату в потрібну точку простору, його керованість і навіть напрямок самого польоту.

<sup>3</sup> КПІ ім. Ігоря Сікорського

<sup>4</sup> КПІ ім. Ігоря Сікорського

Усі наявні методи визначення вектору тяги (ВТ) ракетного двигуна можна поділити на дві великі категорії – чисельні та експериментальні (прямі та опосередковані (непрямі)). Іноді як проміжну групу виділяють розрахунково-експериментальні, які поєднують в собі методи і способи обох вищезазначених категорій. Чисельними методами розрахунку безвідривних надзвукових просторових течій газу в соплах займалися багато вчених в різних, створюючи нові методи та вдосконалюючи вже наявні. Так Джонсон [4], Каноза [5], Річмаер [6] та інші присвятили свої роботи чисельним методам розрахунку. В той же час Мартінс розглядав експериментальні методи [7].

### **Постановка задачі**

Метою статті є аналіз методів розв'язання задачі оцінювання асиметричності тяги ракетних двигунів і визначення раціональнішого з них для окреслення ефективного вирішення задачі забезпечення керованості ракетним носієм шляхом внесення змін і коректив у роботу його енергетичної установки.

### **Методи визначення асиметрії тяги ракетних енергетичних установок**

На сьогодні в ракетно-космічній галузі найбільшого розповсюдження набули рідинні та твердопаливні ракетні двигуни. Їх створення потребує не тільки великих об'ємів розрахунково-проектних робіт, але й експериментальних досліджень та випробувань двигунів в стендових та польотних умовах. Успіх створення таких двигунів визначається саме надійністю та безпекою експлуатації стартових і випробувальних комплексів.

Під час роботи двигуна потрібно знати чи відрізняться ВТ та його характеристики від спроектованого значення в даних умовах. Одним із таких параметрів є ексцентриситет вектору тяги (ЕВТ), який є однією із визначальних характеристик ракетних двигунів (РД). До основних факторів, які викликають його появу, можна віднести [8]:

- похибки під час виготовлення елементів двигуна та його збірці;
- теплові та силові деформації двигуна;
- корозія робочих поверхонь тощо.

Зазвичай вимоги до допустимого значення ЕВТ задаються у вигляді межових значень кута перекосу та радіального зміщення ВТ відносно поздовжньої вісі апарату за нульового положення виконавчих органів системи управління вектором тяги [8]:

Під час винайдення способу регулювання ВТ ситуація значно змінилася. Тепер постала необхідність у підтвердженні точності перекосів та

зміщення ВТ працюючого двигуна. Це потребує врахування газодинамічних та деформаційних складових.

Зазвичай використовують досить складне обладнання для імітації польотних умов та факторів космічного простору, що впливають на апарат при експлуатації [7, 9].

#### *Основні методи визначення ЕВТ двигуна космічного апарату*

Іноді напрямок реактивної сили не співпадає із геометричною віссю сопла до початку роботи внаслідок несеміричних порушень однорідності газодинамічних характеристик по поперечному перетину сопла.

Основними факторами, що призводять до порушення симетрії тяги, можуть бути [10]:

- неправильність встановлення та недотримання під час виготовлення технологічних допусків основних елементів конструкції двигуна;
- нерівномірність деформації двигуна або його соплового тракту у разі зберігання, пуску або транспортування;
- нерівномірне винесення матеріалу стінок сопла за роботи двигуна;
- конструктивні особливості: косий зріз сопла, розворот потоку в об'ємі перед соплом.

Кут між напрямом ВТ та віссю сопла  $\theta_e$  (кутовий ексцентриситет реактивної сили) визначається несиметричними збуреннями газового потоку перед входом до сопла, всередині та на виході з нього [10].

Газодинамічні збурення, що з'явилися через несиметричність присоплового об'єму та вхідної частини сопла, розповсюджуються по всій довжині сопла. Проте значення бокової сили при цьому змінюється по довжині сопла періодично. Найбільш універсальним підходом є рішення задач просторового перебігу робочого тіла в соплі та інтегрування розрахованого розподілу тиску по стінці по контуру.

Сопла ракетних двигунів мають різну варіативну конфігурацією (рис. 1) [4].

Сопла Лавалю можуть бути профільованими та непрофільованими (рис. 2).

Для дослідження безвідривних надзвукових просторових течій газу в соплах застосовують різні числові методи [10]:

- пошаровий метод характеристик;
- метод малих збурень;
- різницевий метод другого порядку точності;
- метод наскрізного рахунку;
- стаціонарний аналог схеми С. К. Годунова;
- експериментальні методи.

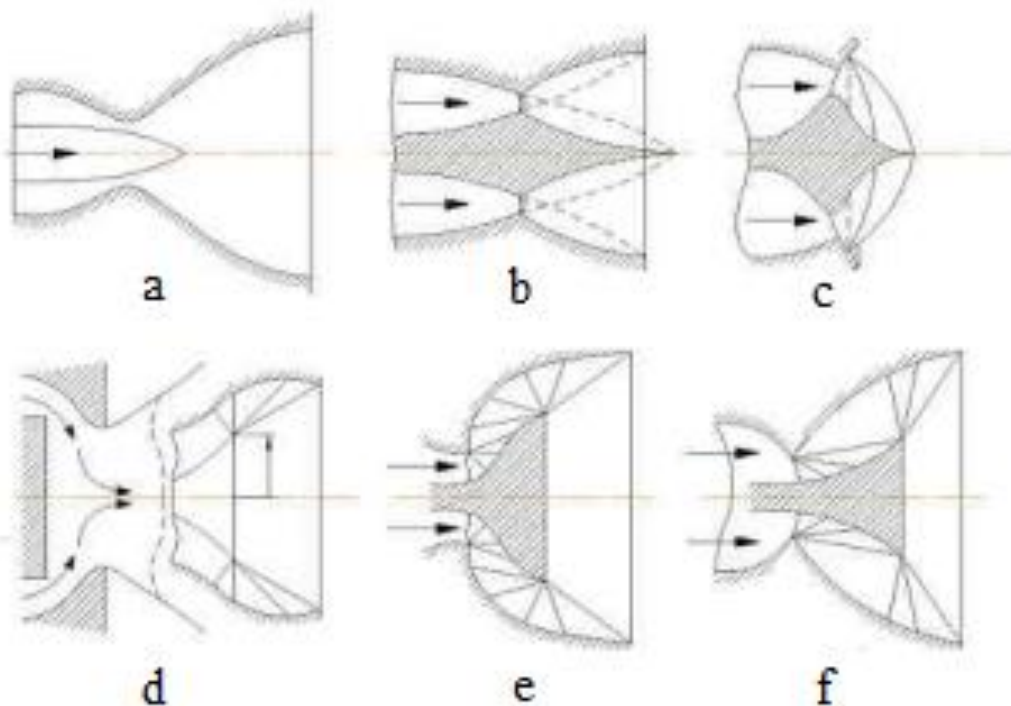


Рис. 1. Сопла ракетних двигунів

a – сопло Лавалю; b – кільцеве сопло з подвійним розширенням; c – кільцеве сопло з позитивним нахилом критичного перерізу; d – регульоване сопло-очко; e, f – тарілчасті сопла з одинарною та подвійною кутовими точками

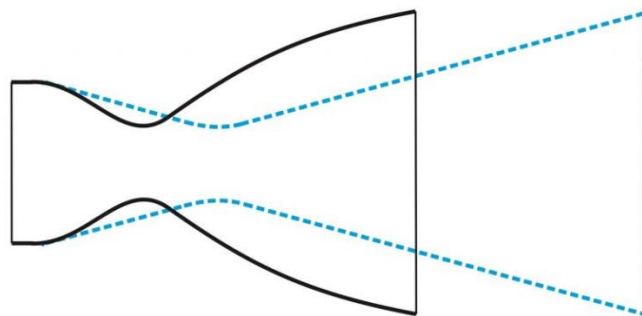


Рис. 2. Профільоване (суцільна лінія) та непрофільоване (пунктирна лінія) сопло Лавалю

*Пошаровий метод характеристик.* В класичній схемі цього метода вузли різницевої сітки визначаються в процесі чисельного рішення як точки перетину характеристик. На відміну від інших схем, ця має важливу перевагу – сітка такого типу дозволяє максимально враховувати структуру течії, зокрема, розраховувати хвилі розрідження, виділяти лінії слабких розривів, визначати області виникнення висячих ударних хвиль.

Проте, як і у будь-якого методу, в ньому є ряд недоліків. Насамперед, можна виділити незручність обчислення величини, яку необхідно

знайти, у вузлах наперед невідомої характеристичної сітки. На практиці виявляється, що бажано знати розподіл параметрів при фіксованих значеннях координат поперечного перетину соплового пристрою  $x$  або кроку сітки  $t$ . При цьому доводиться застосовувати інтерполяцію, що ускладнює задачу та призводить до додаткових похибок. Іноді розрахунки по поширеному методу характеристик призводить до нерівномірного розподілу вузлових точок або до сильного росту числа точок на характеристиках [5].

*Метод малих збурень.* Метод малих збурень зазвичай відносять до асимптотичних методів дослідження течій газу у транззвуковій області сопла. Розробці даного методу присвячено багато робіт. У 1965 році було дано рішення рівнянь отриманих методом малих збурень загального випадку просторової нестационарної течії у транззвуковій області, а також були сформульовані умови, що призводять до виникнення ударних хвиль [5, 6].

*Різницевий метод другого порядку точності.* Цей метод покладено в основу методики розв'язання задач газової динаміки, в основі якої покладено різницеві схеми з узгодженою апроксимацією конвективних потоків [6]. Течія описується в ейлеревих змінних. Узгодження апроксимацією потоків є елементом побудови повністю консервативних різницевих схем та накладає достатньо жорсткі обмеження на форму запису різницевих рівнянь. Останнє зменшує коло можливостей вдосконалення якості відповідних алгоритмів.

*Метод наскрізного рахунку.* Для багатьох задач газової динаміки характерна наявність у потоці поверхневих розривів. Чисельні рішення таких задач пов'язані із певними, іноді дуже суттєвими складнощами. Існують різні підходи при розробці методів розрахунку розривних рішень рівнянь газової динаміки. Один із них полягає в тому, що у процесі розрахунку розриви виділяються [4, 5]. При цьому, на розривах задовольняються умови Ренкіна-Гюгоніо, а в області гладкого рішення диференціальні рівняння інтегруються за допомогою будь-якої достатньо точної різницевої схеми. У випадку двох незалежних змінних може бути використано класичний метод характеристик або різницевий метод у поєднанні із перетворенням незалежних змінних, що виправляє розриви. Розроблено алгоритми уловлювання стрибка, що рухається по сітці. Такий підхід є виправданим для поодиноких розривів. Іноді він обирається через міркування точності. Метод виділення розривів ускладнюється, коли в потоці має місце інтерференція розривів, хоча є методики його використання і за таких умов. Додаткові труднощі виникають у випадку виникнення ударних хвиль в середині потоку, при регулярному відображенні хвилі від стінки

*Експериментальні методи.* Більшість експериментальних методів передбачають використання спеціальних випробувальних стендів різних типів. У залежності від параметру, що реєструється на стенді, розрізняють прямі та непрямі (опосередковані) методи.

При непрямому методі на випробувальному стенді реєструється тиск у камері згоряння РД і за його значеннями визначають величину тяги такої енергетичної установки [7]:

$$P = k_T p_{кз} F_{кр} \quad (1)$$

де  $k_T$  – коефіцієнт тяги;

$p_{кз}$  – тиск у камері згоряння;

$F_{кр}$  – площа критичного перерізу сопла.

Проте непрямий метод зазвичай використовують тільки коли неможливо або складно застосувати прямий метод, наприклад:

- у наземних стендових умовах не вдається забезпечити повне розширення потоку у надзвуковому соплі двигуна;
- конструкція випробувального стенду або самого двигуна не дозволяють встановити тяговимірювальний прилад;
- проводиться етап випробувань, для якого визначення величини тяги не є головною задачею.

Такий підхід зумовлено рядом недоліків які несе в собі непрямий метод. Він дає низьку достовірність інформації про величину  $p_{кз}$  в наслідок нерівномірності процесу горіння палива по усьому об'єму камери згоряння. Також є необхідність використовувати в конструкціях РД тугоплавких матеріалів та матеріалів із малою теплопровідністю. Варто враховувати ще й неможливість вимірювання величини тяги РД з регульованим соплом та неможливість визначення величини відхилення лінії дії вектору тяги від вісі камери згоряння.

У разі прямого методу вимірювань визначають безпосередньо силу тяги за допомогою стендового обладнання. Випробувальні стенди обладнуються спеціальними тяговимірювальними пристроями, і складаються із станку, вимірювальної та тарувальної системи (рис. 3).

В залежності від конструкції їх можна розділити на чотири типи [7]:

- станки із мінімальним тертям;
- станки із пружними зв'язками між станиною та рухомою рамою;
- станки із жорсткими зв'язками;
- спеціальні.

Станок складається з двох основних елементів – нерухомої станини та рами, до котрої кріпиться двигун, що випробовується. Рама, яка може бути рухомою або нерухомою, сприймає тягу енергетичної установки та передає її на силувимірювальний пристрій і станину, яка жорстко закріплена на несущій конструкції стенду. При таруванні станку жорсткого типу імітація тяги двигуна досягається подачею тиску у гідроциліндр, що передає зусилля на раму за допомогою жорсткого зв'язку.

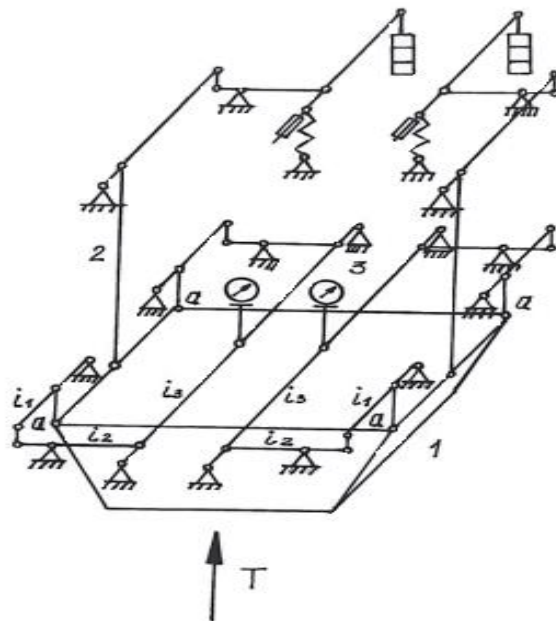


Рис. 3. Схема важільного тяговимірювального пристрою

У жорстких станках в якості вимірювальних перетворювачів тяги (ВПТ) використовують механічні, гідравлічні та електричні вимірювальні перетворювачі сили (ВПС).

Механічні та гідравлічні ВПС, які мають гарні метрологічні характеристики для вимірювання статичних процесів, значно поступаються в точності електричним ВПС при вимірюванні швидкозмінних значень величини тяги на перехідних та імпульсних режимах роботи двигуна.

Сам механо-електричний перетворювач (тензорезистор) у порівнянні з іншими перетворювачами має значно менші габарити та масу. Це дозволяє розташовувати на пружному елементі необхідну кількість тензорезисторів таким чином, щоб вони забезпечували отримання вихідних електричних величин, що безпосередньо відповідають просторовим напрямкам компонентів ВТ двигуна.

### Висновок

Для визначення миттєвого значення параметрів (модуля та координат лінії дії) вектор тяги РРД на будь-якому режимі роботи найбільш прийнятним з усіх розглянутих методів є експериментальний метод – прямий метод вимірювань із використанням електричних вимірювальних перетворювачів сили. Даний метод дає точніший результат, бо може реєструвати швидкозмінні значення величини тяги на перехідних та імпульсних режимах роботи двигуна.

**Список використаної літератури**

1. *Altman, D., Carter, J. M., Penner, S. S., & Summerfield, M.* (1960). *Liquid Propellant Rockets*. Princeton University Press.
2. *Alessandro de Iaco Veris* (2020). *Fundamental Concepts of Liquid-Propellant Rocket Engines*. Springer International Publishing.
3. *Babu, V.* (2022). *Fundamentals of Propulsion*. Springer Cham
4. *Johnson, R. C.* (1965). *Real-gas effects in critical-flow-through nozzles and tabulated thermodynamic properties*. Washington, D. C., National Aeronautics and Space Administration.
5. *Canosa, A.* and *Jiménez, E.* (2022). “Laval Nozzles: Design, Characterization, and Applications”, *Uniform Supersonic Flows in Chemical Physics*, June, pp. 63-172.
6. *Richtmayer, R. D.* and *Morton, K. W.* (1967). *Difference Methods for Initial-Value Problems*, Interscience, New York.
7. *Martins, C. A.* (2011). “Development of test stand for experimental investigation on of chemical and physical phenomena in Liquid Rocket Engine”, *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 3, pp. 159-170.
8. *Коваленко Н, Кукушкин В., Кириченко А., Игнатъев А.* Ексцентриситет вектору тяги регульованого великогабаритного Рдтп із вдувом камерного газу у надзвукову частину сопла. *Космічна техніка. Ракетне озброєння*. 2014. № 2(107). С. 23-30.
9. ОСТ 102732-93. Стенди випробувальні авіаційних газотурбінних двигунів. Загальні вимоги до складання, змісту, оформленню та затвердженню технічного завдання на випробувальний стенд. Чинний від 01.07.93, 10т с.
10. *Rathakrishnan, E.* (2010). *Applied Gas Dynamics*, John Wiley & Sons (Asia) Pte, Ltd.