

УДК 621.452.3.02:533.6.011.5

doi: 10.32620/aktt.2024.4sup1.03

А. О. ХОРОХОРДІН, М. М. МІТРАХОВИЧ

*Державне підприємство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна*

## МЕТОДОЛОГІЧНІ АСПЕКТИ ДОСЛІДЖЕННЯ КВАЗІЗОЕНТРОПІЙНОГО СТИСНЕННЯ ПОВІТРЯ В ПЛОСКОМУ НАДЗВУКОВОМУ ВХІДНОМУ ПРИСТРОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ГТД

*Предметом дослідження є основні характеристики надзвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення, а саме: коефіцієнт збереження повного тиску надзвукової частини плоского надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення, інтенсивності косих і прямих стрибків ущільнення, сумарного кута нахилу поверхонь гальмування, довжини прямого стрибка ущільнення плоского надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення від розрахункового числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування. Об'єктом дослідження є надзвукова частина надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення. Метою роботи є дослідження квазіізоентропійної системи косих стрибків ущільнення в надзвуковій частині надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення для формування попередньої моделі надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення. Для досягнення мети вирішені наступні задачі: проведено моделювання течії в надзвуковій частині надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення при зміні числа  $M$  в надзвуковому діапазоні від 1,5 до 5,0 та зміні кількості поверхонь гальмування від 1 до 60; здійснено розрахунок основних параметрів і геометричних характеристик надзвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення; запропоновано критерій визначення переходу до квазіізоентропійного стиснення в надзвуковій частині надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення. При дослідженні основних характеристик надзвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення використовувався метод чисельного експерименту з застосуванням газодинамічної теорії ударних хвиль при показнику адиабати 1,41, вплив фюзеляжу на роботу надзвукової частини надзвукового вхідного пристрою не враховувався. Результати моделювання надзвукової течії показали, що основні характеристики, а саме коефіцієнт збереження повного тиску, інтенсивності косого стрибка ущільнення, прямого стрибка ущільнення, сумарного кута нахилу поверхонь гальмування і довжини прямого стрибка від числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування, практично не змінюються при збільшенні кількості поверхонь гальмування більше ніж 20, тобто процес стиснення стає квазіізоентропійним і ця кількість (більше ніж 20 поверхонь гальмування) може бути запропонована в якості критерію переходу до квазіізоентропійного стиснення. Наукова новизна та практична значимість результатів дослідження полягає в тому, що отримані нові дані щодо характеристик надзвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення при зміні числа  $M$ , кількості поверхонь гальмування і висоти входу. Отримані рекомендації щодо обґрунтування вибору розрахункового числа  $M$  і висоти входу для створення попередньої моделі надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.*

**Ключові слова:** силова установка; ГТД; надзвуковий вхідний пристрій зовнішнього стиснення; квазіізоентропійна поверхня гальмування; кут нахилу поверхні гальмування; стрибки ущільнення; кут нахилу стрибка ущільнення; довжина прямого стрибка; коефіцієнт збереження повного тиску; число Маха; висота входу.

### Вступ

Відомо [1], що надзвуковий вхідний пристрій повинен забезпечувати рівномірний потік повітря з відповідною швидкістю та максимально високим тиском на вході до двигуна в обраному діапазоні швидкостей, висоти польоту та умов маневрування. Збільшення розрахункової швидкості польоту літального апарату, як правило, вимагає складніших систем стиснення, таких як рухомі поверхні гальмування потоку, пористих стінок і прорізів для зливання примежового шару, та інші.

Рациональна інтеграція силової установки та літального апарату забезпечується підвищенням ефективності кожного елементу цієї складної технічної системи [2].

Питомі параметри силової установки, в першу чергу, питома витрата палива і питома тяга залежать, у тому числі, від рівня втрат повного тиску повітря у вхідному пристрої [3].

Використання моделі ідеального робочого тіла дозволяє досліджувати процеси гальмування надзвукового потоку у вхідному пристрої зовнішнього стиснення при проходженні потоку через косі стри-

бки ущільнення, в яких параметри потоку миттєво змінюються і залежать від швидкості потоку перед першим косим стрибком ущільнення (розрахункового числа  $M$ ) і кута нахилу поверхні гальмування, що впливають на кути нахилу косого стрибка ущільнення та пов'язані рівняння Ренкіна - Гюгоніо [4-7]

$$\operatorname{tg} \alpha_i \cdot \left( \frac{k+1}{2} \cdot \frac{M_{i-1}^2}{M_{i-1}^2 \cdot \sin^2 \alpha_i - 1} - 1 \right) = \operatorname{ctg} \beta_i, \quad (1)$$

де:  $M_{i-1}$  – число  $M$  перед  $i$ -им косим стрибком ущільнення;

$\alpha_i$  – кут нахилу  $i$ -го косого стрибка ущільнення;

$\beta_i$  – кут нахилу  $i$ -ої поверхні гальмування надзвукового плоского вхідного пристрою;

$k$  – показник адиабати.

У роботі [8] К. Осватитач показав, що надзвуковий вхідний пристрій, що має ряд плоских поверхонь гальмування створює однакову кількість косих стрибків ущільнення і замикаючий прямий стрибок ущільнення, забезпечує гальмування надзвукового потоку з мінімальними втратами за умови, що система косих стрибків ущільнення є однакової інтенсивності. Наведена в роботі методика дозволяє визначати оптимальну систему косих стрибків і замикаючого прямого, при яких коефіцієнт збереження повного тиску є максимальним та систему косих стрибків і замикаючого прямого, при яких статичний тиск за останнім стрибком ущільнення також є максимальним.

У роботі [9] розглянуто, поряд з іншими питаннями щодо механіки нестисливих рідин, електромагнетизму, машинобудування та акустики, питання дослідження течії одновимірного хімічно інертного ідеального газу з постійною питомою теплоємністю. Наведено зміни параметрів потоку при проходженні через косий стрибок ущільнення.

Розробка високошвидкісної надзвукової і гіперзвукової техніки здійснюється з використанням, у тому числі, засобів чисельного моделювання. Використання фізичного експерименту при створенні такої техніки пов'язано з значними технічними труднощами, а результати, що отримані, мають обмеження, пов'язані з неможливістю повною мірою оцінити аеротермодинамічні характеристики літальних апаратів на надзвукових та гіперзвукових режимах польоту.

Застосування інструментів чисельного моделювання, таких як обчислювальна гідродинаміка, що дозволяє скоротити кількість і вартість експериментів, допомагаючи відповідні характеристики течії при проектуванні конструкції.

Деякі фізичні моделі є наближеними, а чимало їх не змінювалися протягом багатьох років. Крім того, чисельне моделювання гіперзвукових течій вимагає рішення ряду проблем. Удосконалення існуючих і створення нових моделей дозволяє підвищувати точність моделювання надзвукових і гіперзвукових течій потоків.

Саму тому існує потреба постійного удосконалення методів чисельного моделювання для забезпечення створення нових зразків ракетно-космічної техніки.

Попередні дослідження пов'язані з дослідженням надзвукової течії з обмеженою кількістю поверхонь гальмування.

Важливим напрямом подальших досліджень плоских надзвукових вхідних пристроїв зовнішнього стиснення є розробка методики формування квазіізентропійної системи косих стрибків ущільнення, визначення довжини і кутів нахилу елементів квазіізентропійної поверхні гальмування плоского надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення, розрахунку параметрів стрибків ущільнення (інтенсивності) і течії за стрибками ущільнення (числа  $M$ ), критерії переходу до квазіізентропійного стиснення потоку, розрахунку розміру довжини прямого стрибка ущільнення, визначення коефіцієнта збереження повного тиску в косих і прямому замикаючому стрибках ущільнення і в цілому надзвуковій частині вхідного пристрою. Дослідження плоского надзвукового квазіізентропійного вхідного пристрою зовнішнього стиснення в такій постановці є недостатньо вивченим і потребує досліджень.

## Мета дослідження

Метою роботи є дослідження квазіізентропійної системи косих стрибків ущільнення в надзвуковій частині надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення для формування попередньої моделі надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Для досягнення мети вирішені наступні задачі:

- проведено моделювання течії в надзвуковій частині надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення при зміні числа  $M$  від 1,5 до 5,0 та зміні кількості поверхонь гальмування;
- здійснено розрахунок основних параметрів і геометричних характеристик надзвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення;
- запропоновано критерій визначення переходу до квазіізентропійного стиснення в надзвуковій частині надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

## Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є надзвукова частина надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення. Схема надзвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення з трьома поверхнями гальмування наведено на рис. 1.

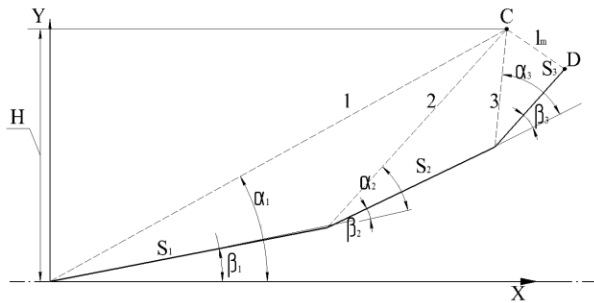


Рис. 1. Схема надзвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення з трьома поверхнями гальмування

На схемі (рис. 1) позначено:

$H$  – висота входу;

$\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$  – кути нахилу 1, 2 і 3-го косокутного стрибка ущільнення, відповідно;

$\beta_1, \beta_2, \beta_3$  – кут нахилу 1, 2 і 3-ї поверхні гальмування, відповідно;

$S_1, S_2, S_3$  – довжина 1, 2 і 3-ї поверхні гальмування, відповідно;

$C-D = l_m$  – довжина прямого стрибка ущільнення.

Схема надзвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення з квазіізентропійною поверхнею гальмування наведено на рис. 2.

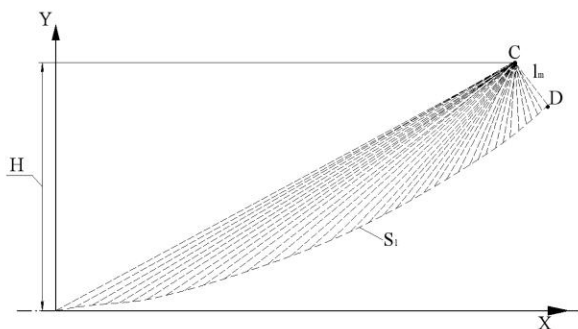


Рис. 2. Схема надзвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення з квазіізентропійною поверхнею гальмування

На схемі (рис. 2) позначено:

$S = S_1 + S_2 + \dots + S_n$  – довжина поверхні гальмування квазіізентропійного вхідного пристрою.

Методика формування плоского надзвукового квазіізентропійного вхідного пристрою зовнішньо-

го стиснення ґрунтується на використанні газогідралічної теорії ударних хвиль [4-8].

Моделювання здійснено з використанням пакету прикладних програм Octava.

Вихідними даними для моделювання плоского надзвукового квазіізентропійного вхідного пристрою зовнішнього стиснення є висота входу –  $H$ , число  $M$  перед вхідним пристроєм, кількість поверхонь гальмування і показника адіабати –  $k=1,41$ .

Основними елементами методики розрахунку параметрів для формування плоского надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення є залежності для розрахунку параметрів течії за стрибком ущільнення (косим або прямим) за числом  $M$  перед стрибками ущільнення і кутами нахилу поверхонь гальмування [10].

Схема надзвукової частини вхідного пристрою для висоти входу  $H = 150$  мм, розрахунковому числі  $M_0 = 3,0$  при трьох поверхнях гальмування  $n = 3$  наведено на рис. 3, а при  $n = 30$  – на рис. 4.

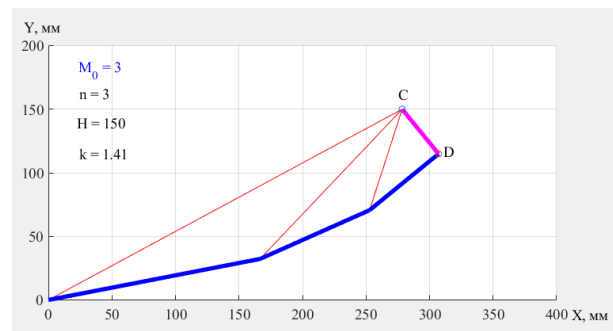


Рис. 3. Схема надзвукової частини вхідного пристрою при трьох поверхнях гальмування

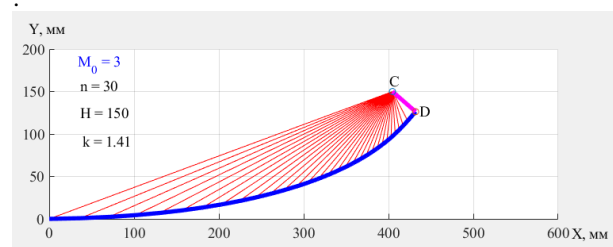


Рис. 4. Схема надзвукової частини квазіізентропійного вхідного пристрою при 30 поверхнях гальмування

За результатами моделювання за визначеною методикою [10] можливо отримати основні характеристики надзвукового вхідного пристрою, а саме наступні залежності:

— коефіцієнта збереження повного тиску надзвукової частини плоского надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення від розрахункового числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування

$$\sigma_{\Sigma} = (M_{\infty}, n);$$

— інтенсивності косих ( $J_{OSW}$ ) і прямих

$J_{DSW}$  стрибків ущільнення плоского надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення від розрахункового числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування

$$J_{OSW} = (M_{\infty}, n);$$

$$J_{DSW} = (M_{\infty}, n);$$

— сумарного кута нахилу поверхонь гальмування плоского надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення від числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування

$$\beta_{\Sigma} = (M_{\infty}, n);$$

— довжини прямого стрибка плоского надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення від розрахункового числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування

$$l_m = (M_{\infty}, n).$$

## Результати

Рівень впливу числа  $M$  і кількості поверхонь гальмування надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення на його коефіцієнт збереження повного тиску наведено на рис. 5.

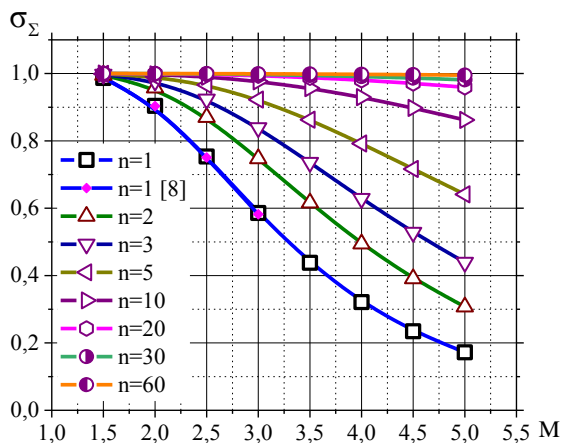


Рис. 5. Залежності коефіцієнту збереження повного тиску від числа  $M$  і зміні кількості поверхонь гальмування

Аналіз залежностей коефіцієнту збереження повного тиску від числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування (див. рис. 5) показує, що результати моделювання для вхідного пристрою з одним косим і замикаючим прямим стрибком співпадають

з результатами, що отримані в роботі [8]. При збільшенні кількості поверхонь гальмування інтенсивність косих (рис. 6) і прямих (рис. 7) стрибків ущільнення зменшується, втрати в стрибках ущільнення зменшуються, течія наближається до квазіізентропійної і коефіцієнт збереження повного тиску наближається до 1.

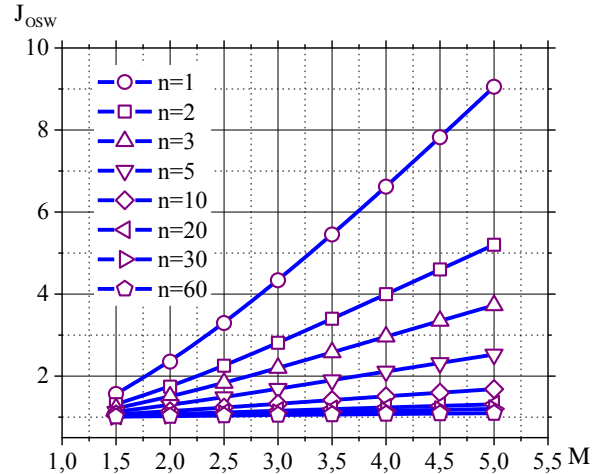


Рис. 6. Залежності інтенсивності косого стрибка від числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування

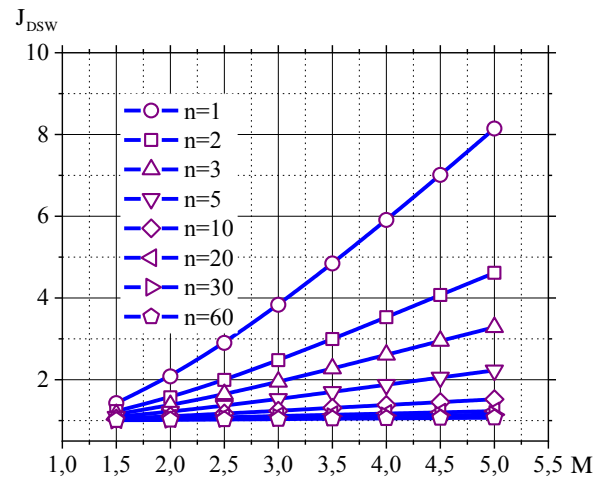


Рис. 7. Залежності інтенсивності прямого стрибка від числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування

На рис. 8 наведено залежності сумарного кута нахилу поверхонь гальмування від числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування.

Аналіз залежностей сумарного кута нахилу поверхонь гальмування від числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування (див. рис. 8) показує, що при збільшенні числа  $M$  сумарний кут нахилу поверхонь гальмування збільшується.

На рис. 9 наведено залежності довжини прямого стрибка від числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування.

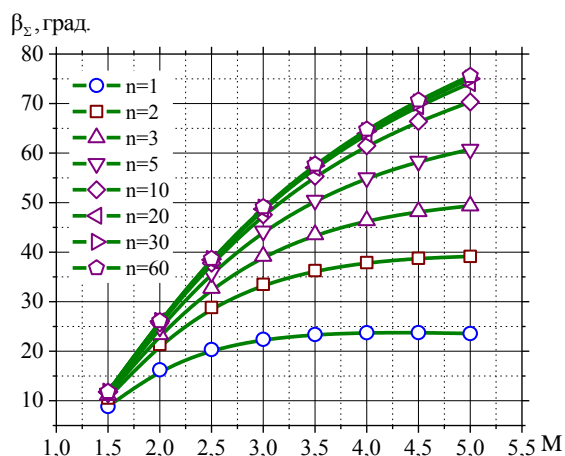


Рис. 8. Залежності сумарного кута нахилу поверхонь гальмування від числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування

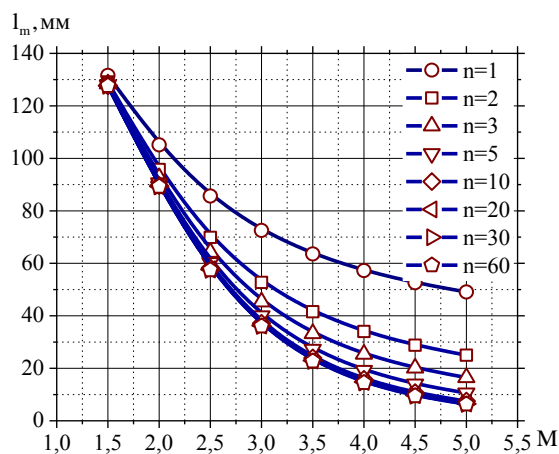


Рис. 9. Залежності довжини прямого стрибка від числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування

Аналіз залежностей коефіцієнту збереження повного тиску (див. рис. 5), інтенсивності косого стрибка ущільнення (див. рис. 6), прямого стрибка ущільнення (див. рис. 7), сумарного кута нахилу поверхонь гальмування (див. рис. 8) і довжини прямого стрибка (див. рис. 9) від числа  $M$  при зміні кількості поверхонь гальмування показує, що при збільшенні кількості поверхонь гальмування більше ніж 20.

Зазначені характеристики практично не змінюються, тобто процес стиснення стає квазіізентропійним і ця кількість (більш ніж 20 поверхонь гальмування) може бути критерієм переходу до квазіізентропійного стиснення.

## Висновки

Результати досліджень мають теоретичне і практичне значення для обґрунтування вибору роз-

рахункового числа  $M$  та створення попередньої моделі надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Напрямом подальших досліджень є дослідження надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення з урахуванням взаємодії стрибків ущільнення з примежовим шаром.

**Внесок авторів:** Артем Хорохордін - формулювання проблеми; огляд та аналіз інформаційних джерел; постановка задачі; побудова моделі; проведення моделювання, оцінка результатів та формулювання висновків; Михайло Мітрахович - огляд та аналіз інформаційних джерел.

## Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

## Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

## Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

## Використання засобів штучного інтелекту

Автори підтверджують, що не використовували технології штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

## Література

1. Musielak, D. *Scramjet Propulsion: A Practical Introduction. Aerospace Series [Text]* / D. Musielak. – Chichester: John Wiley & Sons Ltd. – 2023. – 515 p.
2. *Інтеграція авіаційних силових установок літальних апаратів [Текст] : підручник / Ю. М. Терещенко [та ін.]*. – К. : Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2009. – 344 с.
3. Kurzke, J. *Propulsion and Power [Text]* / J. Kurzke, & I. Halliwell. – Springer International Publishing AG, part of Springer Nature, 2018. – 766 p. DOI : 10.1007/978-3-319-75979-1.
4. Hermann, R. *Supersonic Inlet Diffusers and Introduction to Internal Aerodynamics [Text]* / R. Hermann. – Minneapolis-Honeywell Regulator Company, Aeronautical Division, 1956. – 378 p.

5. Seddon, J. *Intake Aerodynamics [Text]* / J. Seddon, & E. L. Goldsmith. – London : Blackwell Science Ltd. – 1985. – 473 p.

6. Rankine, W. J. M. *A manual applied mechanics [Text]* / W. J. M. Rankine. – London : Charles Griffin and Company, 1872. – 648 p.

7. Hugoniot, H. *Memoir on the propagation of movements in bodies, especially perfect gases (second part) [Text]* / H. Hugoniot // *Journal de l'École Polytechnique*. – 1889. – Vol. 58. – P. 1-125.

8. Oswatitach, K. L. *Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds [Text]* / K. L. Oswatitach. – National advisory committee for aeronautics/Technical memorandum, 1944. – No. 1140. – 58 p.

9. Kutz, M. *Eshbach's Handbook of engineering fundamentals [Text]* / M. Kutz. – New Jersey : By John Wiley & Sons, 2009. – 1317 p.

10. Методика раціонального формування поверхонь гальмування плоского надзвукового вхідного пристрою [Текст] / А. О. Хорохордін, І. Ф. Кравченко, М. М. Мітрахович [та інші] // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2023. – № 4sup2 (190). – С. 28-34. DOI: 10.32620/aktt.2023.4sup2.03.

tiv [Integration of aircraft power plants]. Kyiv: Vyd-vo Nats. aviats. un-tu «NAU-druk», 2009. 344 p.

3. Kurzke, J., & Halliwell, I. *Propulsion and Power*. Springer International Publishing AG, part of Springer Nature, 2018. 766 p. DOI: 10.1007/978-3-319-75979-1.

4. Hermann, R. *Supersonic Inlet Diffusers and Introduction to Internal Aerodynamics*. Minneapolis-Honeywell Regulator Company, Aeronautical Division, 1956. 378 p.

5. Seddon, J., & Goldsmith, E. L. *Intake Aerodynamics*. London, Blackwell Science Ltd, 1985. 473 p.

6. Rankine, W. J. M. *A manual applied mechanics*. London, Charles Griffin and Company, 1872. 648 p.

7. Hugoniot, H. *Memoir on the propagation of movements in bodies, especially perfect gases (second part)*. *Journal de l'École Polytechnique*, 1889, vol. 58, pp. 1-125.

8. Oswatitach, K. L. *Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds*. National advisory committee for aeronautics/Technical memorandum, 1944, no.1140. 58 p.

9. Kutz, M. *Eshbach's Handbook of engineering fundamentals*. New Jersey, By John Wiley & Sons, 2009. 1317 p.

10. Khorokhordin, A. O., Kravchenko, I. F., Mitrahovych, M. M., Balalaeva, K. V., & Usenko, V. U. *Metodyka ratsionalnoho formuvannia poverkhon halmuvannia ploskoho nadzvukovoho vkhidnoho prystroiu* [The method of rational formation of braking surfaces of a flat supersonic input device]. *Aviacijno-kosmichna tekhnika i tehnologiya - Aerospace Technic and Technology*, 2023, no 4sup2 (190), pp. 28-34. DOI: 10.32620/aktt.2023.4sup2.03.

## References

1. Musielak, D. *Scramjet Propulsion: A Practical Introduction. Aerospace Series*. Chichester, John Wiley & Sons Ltd, 2023. 515 p.

2. Tereshchenko, Yu. M., Kulyk, M. S., Panin, V. V., Mitrahovych, M. M., Volynskay, L. G., Grekov, P. I., Kinaschuk, I. F., & Kirchu, F. I. *Intehratsiia aviatsiinykh sylovykh ustanovok litalnykh apara-*

Надійшла до редакції 20.05.2024, прийнята до опублікування 15.08.2024

## METHODOLOGICAL ASPECTS OF THE STUDY OF QUASIISOENTROPIC AIR COMPRESSION IN A FLAT SUPERSONIC INLET DEVICE OF A POWER PLANT WITH GTE

Artem Khorokhordin, Mykhailo Mitrahovych

The subject of the research is the parameters and characteristics of the supersonic part of the supersonic input device of external compression, namely: the coefficient of preservation of the full pressure of the supersonic part of the flat supersonic input device of external compression, the intensity of oblique and straight jumps of the seal, the total angle of inclination of the braking surfaces, and the length of the straight jump of the seal of the flat supersonic input external compression device from the calculated number M when changing the number of braking surfaces. The object of this research is the supersonic part of the supersonic input device for external compression. The purpose of this work is to study the quasi-isentropic system of oblique compression jumps in the supersonic part of the supersonic input device for external compression to form a preliminary model of the supersonic input device for external compression. To achieve this goal, the following tasks were solved: modeling of the flow in the supersonic part of the supersonic input device of external compression was carried out when the number of M in the supersonic range from 1.5 to 5.0 and the number of braking surfaces from 1 to 60 was changed; the calculation of the main parameters and geometric characteristics of the supersonic part of the supersonic external compression input device was carried out; a criterion for determining the transition to quasi-isentropic compression in the supersonic part of

the supersonic input external compression device was proposed. When studying the main characteristics of the supersonic part of the supersonic input device for external compression, a numerical experiment method was used using the gas-hydraulic theory of shock waves with an adiabatic index of 1.41. The influence of the fuselage on the operation of the supersonic part of the supersonic input device was not considered. The results of supersonic flow modeling showed that the main characteristics, namely the coefficient of preservation of full pressure, the intensity of the oblique jump of the seal, the direct jump of the seal, the total angle of inclination of the braking surfaces, and the length of the direct jump from the number  $M$  when the number of braking surfaces is changed, practically do not change when the number of braking surfaces is increased by more than 20, that is, the compression process becomes quasi-isentropic, and this number (more than 20 braking surfaces) can be proposed as a criterion for transitioning to quasi-isentropic compression. The scientific novelty and practical significance of the research results lies in the fact that new data were obtained regarding the characteristics of the supersonic part of the supersonic input device under external compression when the number of  $M$ , number of braking surfaces, and height of the input is changed. Recommendations on the justification of the choice of the calculated number  $M$  and entrance height for the creation of a preliminary model of the supersonic entrance device for external compression.

**Keywords:** power plant; GTE; supersonic external compression input device; quasi-isentropic braking surface; angle of inclination of the braking surface; sealing jumps; angle of inclination of the sealing jump; straight jump length; coefficient of preservation of full pressure; Mach number; entrance height.

**Хорохордін Артем Олегович** – провідний інженер, Державне підприємство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

**Мітрахович Михайло Михайлович** – д-р техн. наук, проф., заступник директора, Державне підприємство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

**Artem Khorokhordin** – Leading Engineer, State Enterprise "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: artem.khd@i.ua, ORCID: 0009-0002-0849-6103.

**Mykhailo Mitrakhovich** – Doctor of Technical Sciences, Professor, Deputy Director, State Enterprise «Ivchenko-Progress», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: mmm777@gmail.com, ORCID: 0000-0001-7656-1371.