

УДК 533.6.011.5.

doi: 10.32620/aktt.2025.4sup1.01

А. О. ХОРОХОРДІН, М. М. МІТРАХОВИЧ

Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ПОКАЗНИКА АДІАБАТИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛОСКОГО ГІПЕРЗВУКОВОГО ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ ЗОВНІШНЬОГО СТИСНЕННЯ

У статті наведено основні результати досліджень щодо оцінки впливу зміни впливу показника адіабаты на коефіцієнт збереження повного тиску та довжину прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині вхідного пристрою зовнішнього стиснення при врахуванні процесів, що відбуваються при збільшенні числа M у діапазоні гіперзвукових швидкостей польоту. **Предметом** дослідження є залежності, що характеризують зміну коефіцієнта збереження повного тиску й довжини прямого стрибка ущільнення гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення. **Об'єктом** дослідження є плоский гіперзвуковий вхідний пристрій зовнішнього стиснення. **Метою** роботи є оцінка впливу показника адіабаты гіперзвукового потоку на коефіцієнт збереження повного тиску й довжину прямого стрибка ущільнення гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення. Для досягнення мети вирішені наступні **задачі**: моделювання течії в надзвуковій частині плоского гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення; розрахунок коефіцієнта збереження повного тиску й висоти прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині плоского гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення; проведено оцінку впливу кількості поверхонь гальмування на коефіцієнт збереження повного тиску та висоту прямого стрибка ущільнення в діапазоні гіперзвукових швидкостей у надзвуковій частині гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення. При дослідженні впливу показника адіабаты на коефіцієнт збереження повного тиску й довжину прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині вхідного пристрою зовнішнього стиснення використовувався **метод** газогідравлічної теорії косих стрибків ущільнення. Дослідження проведено на розрахунковій висоті 0 км, в діапазоні чисел M від 4 до 10 та при зміні кількості поверхонь гальмування від 3 до 80. З метою дослідження впливу показника адіабаты на коефіцієнт збереження повного тиску й довжину прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині вхідного пристрою зовнішнього стиснення при врахуванні процесів, що відбуваються при збільшенні числа M у діапазоні гіперзвукових швидкостей польоту проведено моделювання при постійному показнику адіабаты (1,41) і змінному, що залежить від числа M на вході до вхідного пристрою. **Результати** моделювання показали, що коефіцієнт адіабаты найбільш суттєво впливає на коефіцієнт збереження повного тиску й висоту прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення при кількості поверхонь гальмування до 20. Отримані результати моделювання течії в надзвуковій частині гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення можливо використовувати при обґрунтуванні кількості поверхонь гальмування для розрахункового числа M . **Наукова новизна та практична значимість** результатів дослідження полягає в тому, що отримано нові дані щодо коефіцієнту збереження повного тиску й висоти прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення при коефіцієнті адіабаты, що залежить від числа M .

Ключові слова: гіперзвуковий вхідний пристрій зовнішнього стиснення; число M , кут нахилу поверхні гальмування, кут нахилу стрибка ущільнення; коефіцієнт збереження повного тиску; довжина прямого стрибка ущільнення; інтенсивність стрибка ущільнення; показник адіабаты.

Вступ

Особливості течії потоку з гіперзвуковою швидкістю пов'язані зі зміною температури повітря на вході до вхідного пристрою і як наслідок, на коефіцієнт адіабаты процесу стиснення.

Відомо [1-4], що при температурах повітря на вході до надзвукового вхідного пристрою до 500 К, що відповідає помірним числам Маха, повітря є двохатомним газом з постійною молекулярною вагою, теплоємкостями і показником адіабаты $k=1,41$. При

збільшенні температури повітря понад 500 К збуджуються його коливальні ступені свободи і це призводить до підвищення теплоємності повітря. Збільшення температури повітря понад 2000 К призводить до того, що молекулярний кисень повітря починає розпадатися на атомарний, а при температурі повітря понад 4000 К починає розпадатися азот. Подальше збільшення температури повітря до 7000...10000 К призводить до його іонізації зі створенням вільних електронів. При цьому значна частина (до 75%) ене-



Creative Commons Attribution
NonCommercial 4.0 International

грії потоку поглинається для реалізації фізико-хімічних процесів, що відбуваються при збільшенні температури повітря. Цей процес не дозволяє використовувати теорію газової динаміки досконалого газу, бо реальна температура потоку при таких швидкостях на порядок нижче ніж температура загальмованого потоку досконалого газу. Тому при моделюванні потоків методом газогідравлічної теорії стрибка ущільнення [5, 6] на значних надзвукових та гіперзвукових швидкостях польоту доцільно використовувати показник адіабати, що залежить від температури потоку (числа M).

У роботі [7] розглянуто методику розрахунку втрат енергії повітря вхідного пристрою літального апарату, що летить з надзвуковою швидкістю та проблема перетворення кінетичної енергії повітря на тиск з найменшими можливими втратами з використанням газогідравлічної теорії косих стрибків.

У роботі [8] застосовано базову термодинаміку до проблем проектування вхідного пристрою та запропоновано метод, що дозволяє виявляти і кількісно визначати додаткові втрати від ударних хвиль, що так часто моделюються емпірично.

У роботі [9] запропоновано нову схему формування поверхонь гальмування надзвукового потоку, що підвищує коефіцієнт збереження повного тиску. Запропоновано конструкцію надзвукового вхідного пристрою, в якій в якості поверхонь гальмування використовувалися одночасно чотири рампи і конус. Прототип запропонованого входу розроблений для вільного потоку з числом Маха $M=3$. За результатами математичного моделювання отримані характеристики пристрою на розрахунковому і нерозрахункових режимах. Результати досліджень підтвердили ефективність основної ідеї запропонованої методології проектування надзвукового вхідного пристрою.

У роботі [10] проведено експериментальне дослідження впливу кута атаки на характеристики надзвукового вхідного пристрою, що інтегрований в корпус. Вхідний пристрій використовується з тривимірним виступаючим елементом для забезпечення як стиснення надзвукового потоку, так і відхилення примежового шару. Випробування проводилися при постійному числі Маха вільного потоку 1,65 при нульовому куті бокового ковзання та при різних кутах атаки від -2 до 6 градусів. Результати показали, що цей вхідний пристрій має прийнятні характеристики для всіх діапазонів протестованих кутів атаки.

У роботі [11] наведені деякі аспекти методичного забезпечення проектування ефективних надзвукових плоских вхідних пристроїв зовнішнього стиснення. Запропонована методика раціонального формування поверхонь гальмування плоского надзвукового вхідного пристрою базується на основних положеннях газогідравлічної теорії стрибка ущільнення,

що запропоновано Ренкіним та Гюгоніо [5, 6].

Наведено методику раціонального формування поверхонь гальмування надзвукового плоского вхідного пристрою зовнішнього стиснення за критерієм його ефективності, а саме максимального значення коефіцієнта збереження повного тиску в стрибках ущільнення. Вибір значення кута нахилу поверхонь гальмування надзвукового вхідного пристрою і відповідних кутів нахилу косих стрибків ущільнення для заданого розрахункового значення числа M та полягає в пошуку таких значень кутів нахилу поверхонь гальмування, при яких інтенсивність косих стрибків ущільнення є однаковою, за такою умовою коефіцієнт збереження повного тиску є максимальним. Математичне формулювання задачі визначення раціонального положення поверхонь гальмування надзвукового плоского вхідного пристрою зовнішнього стиснення можливо у вигляді пошуку кута нахилу першої поверхні гальмування, що відповідає максимальному значенню коефіцієнта збереження повного тиску для визначеного значення числа M перед першим косим стрибком ущільнення і при постійній інтенсивності косих стрибків ущільнення. З використанням наведеної методики здійснено пошук раціонального значення кута нахилу першого косоного стрибка ущільнення для розрахункового значення числа $M=2,5$. У надзвуковому вхідному пристрої, що працює при визначеному розрахунковому числі M , обрано три косих стрибки ущільнення і один прямий замикаючий стрибок ущільнення. Отримана залежність коефіцієнта збереження повного тиску косих стрибків ущільнення, прямого стрибка і сумарний коефіцієнт збереження повного тиску в стрибках ущільнення надзвукового вхідного пристрою. Показано, що при збільшенні кута нахилу першої поверхні гальмування і відповідних значеннях кутів нахилу другої і третьої поверхонь гальмування коефіцієнт збереження повного тиску косих стрибків ущільнення зменшується, а прямого стрибка - збільшується, що обумовлює наявність екстремуму і дає можливість визначити раціональне значення кута нахилу першої поверхні гальмування. Дана методика дозволяє для будь-якого числа M перед першим косим стрибком ущільнення визначити раціональні значення кутів нахилу поверхонь гальмування плоского надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Таким чином, аналіз відомих досліджень надзвукових вхідних пристроїв показує, що більшість робіт спрямовано на пошук раціональних форм конструкції та систем регулювання нахилу поверхонь гальмування для забезпечення отримання максимального коефіцієнта збереження повного тиску в широкому діапазоні зміни числа Маха.

У даній статті пропонується на попередніх етапах дослідження гіперзвукових вхідних пристроїв

розглядати раціональне формування поверхонь гальмування на основі газогідравлічної теорії стрибків ущільнення з урахуванням залежності коефіцієнта адиабати від числа M .

Дослідження гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення в такій постановці є недостатньо вивченим.

Мета дослідження

Метою дослідження є оцінка впливу коефіцієнта адиабати на основні характеристики гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Для досягнення мети, що визначена, вирішені наступні задачі:

- моделювання течії в надзвуковій частині плоского гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення;
- здійснено розрахунок коефіцієнту збереження повного тиску і висоти прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині плоского гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення;
- проведено оцінку впливу кількості поверхонь гальмування на коефіцієнт збереження повного тиску і висоту прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є надзвукова частина гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення з різною кількістю поверхонь гальмування від 3 до 80.

На рис. 1 наведено типову схему надзвукової частини гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення з трьома поверхнями гальмування.

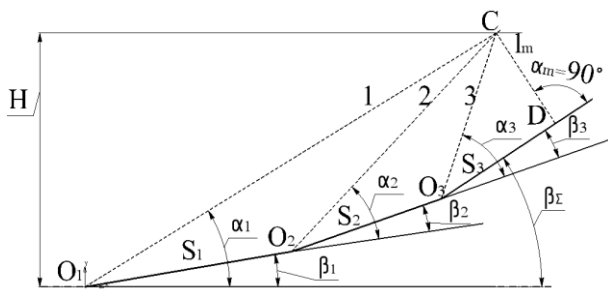


Рис. 1. Типова схема надзвукової частини гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення з трьома поверхнями гальмування

На рис. 1 позначено, як приклад, 1, 2 і 3 косі стрибки ущільнення, кути нахилу 1, 2 і 3 косих стрибків ущільнення – $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ та прямий стрибок

ущільнення – l_m (CD), кути нахилу поверхонь гальмування – $\beta_1, \beta_2, \beta_3$, довжина поверхонь гальмування – S_1, S_2, S_3 та розрахункова висота вхідного пристрою – H .

Число M за кожним косим стрибком ущільнення розраховується з використанням залежності [7].

$$M_i = \sqrt{A \cdot B}, \quad (1)$$

$$\text{де } A = \frac{1}{\sin^2(\alpha_i - \beta_i)}; \quad B = \frac{\left(\frac{k+1}{2 \cdot k}\right)^2}{M_{i-1}^2 \cdot \sin^2(\alpha_i) - \frac{k-1}{2 \cdot k}} + \frac{k-1}{2 \cdot k}.$$

Задача вибору раціонального значення кута нахилу поверхонь гальмування гіперзвукового вхідного пристрою і відповідних кутів нахилу косих стрибків ущільнення для заданого розрахункового значення числа M полягає в пошуку таких значень кутів нахилу поверхонь гальмування (рис. 1), при яких інтенсивність косих стрибків ущільнення – J_i є однаковою, при цьому коефіцієнт збереження повного тиску є максимальним [7]

$$J_i = \frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot M_{i-1}^2 \cdot \sin^2 \alpha_i - \frac{k-1}{k+1} = \text{const}. \quad (2)$$

Розрахунок кута нахилу другого та наступних косих стрибків ущільнення розраховується з використанням залежності [7]

$$\alpha_2 = \arcsin \left(\sqrt{\frac{J_1 + \frac{k-1}{k+1}}{\frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot M_1^2}} \right). \quad (3)$$

Розрахунок значення кута нахилу другої та наступної поверхні гальмування, що відповідає куту нахилу другого та наступного косого стрибка ущільнення та числу M перед другим та наступним косим стрибком з використанням залежності

$$\beta_2 = \arctg \left(\frac{1}{D} \right), \quad (4)$$

$$\text{де } D = \text{tg} \alpha_2 \cdot \left(\frac{k+1}{2} \cdot \frac{M_1^2}{M_1^2 \cdot \sin^2 \alpha_2 - 1} - 1 \right).$$

Для визначення коефіцієнта збереження пов-

ного тиску в i -му косому стрибку ущільнення використовується залежність [7]

$$\sigma_i = F \cdot G, \quad (5)$$

$$\text{де } F = \frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot M_{i-1}^2 \cdot \sin^2 \alpha_i - \frac{k-1}{k+1};$$

$$G = \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_i^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_{i-1}^2} \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Для визначення числа M за прямим стрибком ущільнення використовується залежність [7]

$$M_m^2 = \left(\frac{k+1}{2 \cdot k} \right)^2 \cdot \frac{1}{M_{m-1}^2 - \frac{k-1}{2 \cdot k}} + \frac{k-1}{2 \cdot k}. \quad (6)$$

Для визначення коефіцієнта збереження повного тиску в прямому стрибку ущільнення використовується залежність [7]

$$\sigma_m = \left(\frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot M_{m-1}^2 - \frac{k-1}{k+1} \right) \cdot \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_m^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_{m-1}^2} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (7)$$

Сумарне значення коефіцієнта збереження повного тиску в стрибках ущільнення при гальмуванні потоку в надзвуковому входному пристрої визначається співвідношенням

$$\sigma_\Sigma = \sigma_1 \cdot \sigma_2 \cdot \dots \cdot \sigma_i \cdot \sigma_m. \quad (8)$$

При математичному моделюванні визначені наступні припущення: робоче тіло - повітря з параметрами, що обумовлені розрахунковою висотою та числом Маха.

За результатами досліджень зміни термодинамічних властивостей повітря при високих температурах (до 3000 K) отримані дані про залежність коефіцієнта адіабати від температури повітря [2, 3]. Отриману залежність коефіцієнта адіабати від числа M , що наведено на рис. 2, можливо з достатньою точністю апроксимувати поліномом четвертого ступеня

$$k = -1,0053 \cdot 10^{-5} \cdot M^4 + 3,6036 \cdot 10^{-4} \cdot M^3 - 4,3992 \cdot 10^{-3} \cdot M^2 - 4,396 \cdot 10^{-3} \cdot M + 1,4043 \quad (9)$$

та використовувати при розрахунку параметрів надзвукового і гіперзвукового потоку.

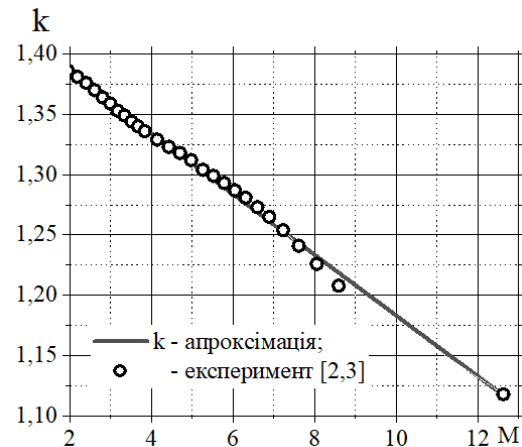


Рис. 2. Залежність коефіцієнта адіабати від числа M

При моделюванні приймаємо розрахункову висоту входного пристрою — $H = 135$ мм.

Розрахунок коефіцієнту збереження повного тиску і висоти прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині гіперзвукового входного пристрою зовнішнього стиснення за визначеним алгоритмом з використанням залежностей (1) – (8) здійснюємо в діапазоні чисел M від 4 до 10, тобто в гіперзвуковому діапазоні течії на вході до входного пристрою при змінному коефіцієнті адіабати (9) і $k = 1,41$.

Результати та обговорення

Залежності коефіцієнту збереження повного тиску в надзвуковій частині гіперзвукового входного пристрою зовнішнього стиснення від кількості поверхонь гальмування у визначеному діапазоні чисел M наведено на рис. 3 та від визначених чисел M при кількості поверхонь гальмування від 3 до 80 наведено на рис.4.

Аналіз залежностей, що наведені на рис. 3 і рис.4 показує, що врахування зміни коефіцієнта адіабати в гіперзвуковому діапазоні чисел M роботи плоского входного пристрою зовнішнього стиснення найбільш суттєвим є при кількості поверхонь гальмування від 10 до 20, що обумовлено перетворенням косих стрибків ущільнення в слабкі хвилі збурдження.

Подальше збільшення кількості поверхонь гальмування зменшує вплив зміни коефіцієнта адіабати на розмір коефіцієнта збереження повного тиску в надзвуковій частині гіперзвукового входного пристрою зовнішнього стиснення.

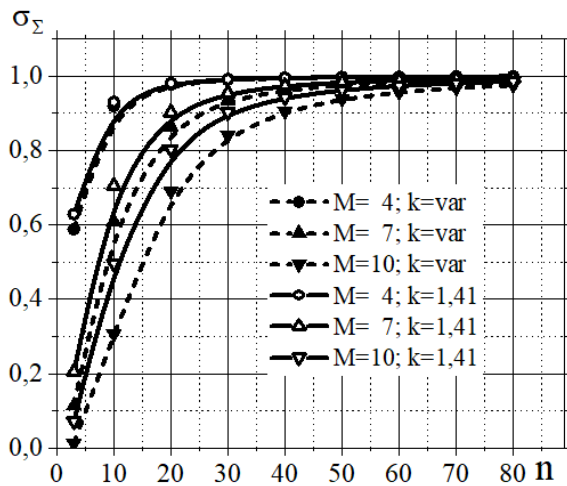


Рис. 3. Оцінка впливу коефіцієнта адиабати на коефіцієнт збереження повного тиску при зміні кількості поверхонь гальмування в гіперзвуковому діапазоні чисел M вхідного пристрою

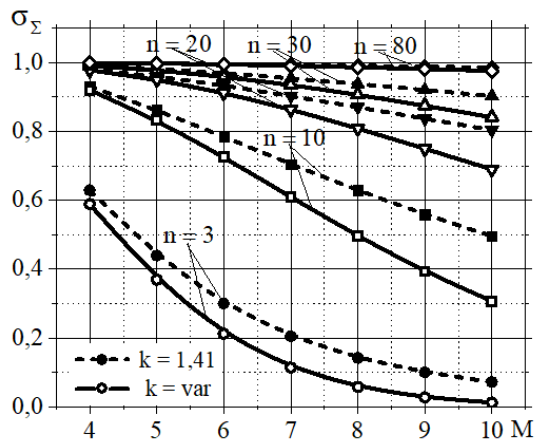


Рис. 4. Оцінка впливу коефіцієнта адиабати на коефіцієнт збереження повного тиску при зміні числа M і кількості поверхонь гальмування гіперзвукового вхідного пристрою

Залежності довжини прямого стрибка ущільнення на виході із надзвукової частини гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення від кількості поверхонь гальмування у визначеному діапазоні чисел M наведено на рис. 5.

Аналіз залежностей, що наведені на рис. 5 показує, що врахування зміни коефіцієнта адиабати в гіперзвуковому діапазоні чисел M роботи плоского вхідного пристрою зовнішнього стиснення найбільш суттєвим також є при кількості поверхонь гальмування до 20. Подальше збільшення кількості поверхонь гальмування практично не впливає на розмір прямого стрибка ущільнення на виході із надзвукової частини гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

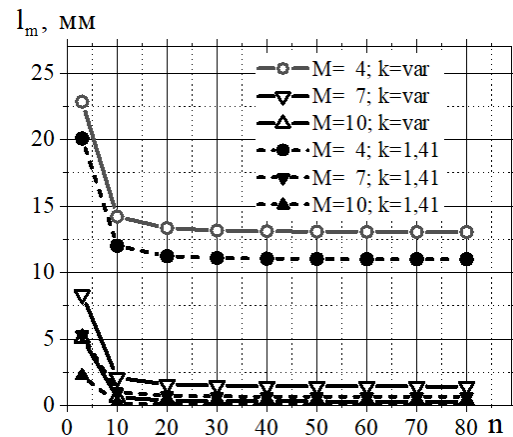


Рис. 5. Оцінка впливу коефіцієнта адиабати на довжину прямого стрибка ущільнення при зміні кількості поверхонь гальмування в гіперзвуковому діапазоні чисел M вхідного пристрою

Залежності довжини прямого стрибка ущільнення на виході із надзвукової частини гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення від числа M при зміні кількості поверхонь гальмування наведено на рис. 6.

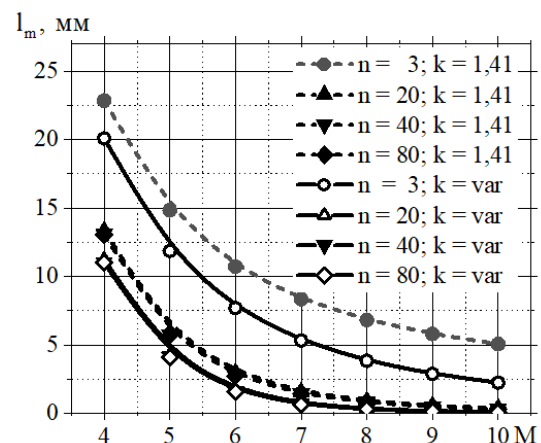


Рис. 6. Оцінка впливу коефіцієнта адиабати на довжину прямого стрибка ущільнення при зміні числа M і кількості поверхонь гальмування гіперзвукового вхідного пристрою

Аналіз залежностей, що наведені на рис. 6 показує, що врахування зміни коефіцієнта адиабати в гіперзвуковому діапазоні чисел M роботи плоского вхідного пристрою зовнішнього стиснення найбільш суттєвим є при незначних гіперзвукових швидкостях. Збільшення кількості поверхонь гальмування більш ніж 20 також практично не впливає на розмір прямого стрибка ущільнення на виході із надзвукової частини гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Висновки

За результатами моделювання течії в надзвуковій частині плоского гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення здійснено розрахунок коефіцієнту збереження повного тиску і висоти прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині плоского гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення і проведено оцінку впливу коефіцієнта адіабати на коефіцієнт збереження повного тиску і висоту прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Показано, що коефіцієнт адіабати найбільш суттєво впливає на коефіцієнт збереження повного тиску і висоту прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення при кількості поверхонь гальмування до 20.

Отримані результати моделювання течії в надзвуковій частині гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення можливо використовувати при обґрунтуванні кількості поверхонь гальмування для розрахункового числа M при створенні попередньої моделі вхідного пристрою.

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

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.

Усі автори прочитали та погодились з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Musielak, D. *Scramjet Propulsion: A Practical Introduction [Text]* / D. Musielak // *Aerospace Series*. Chichester, John Wiley & Sons Ltd. - 2023. - 515 p.
2. Incropera, F. P. *Fundamentals of Heat and Mass Transfer [Text]* / F. P. Incropera, D. P. DeWitt // 3rd Ed. John Wiley and Sons, Inc. - 1990. - 1071 p.
3. Lee, T.-W. *Aerospace propulsion [Text]* / T.-W. Lee // John Wiley & Sons Ltd. - 2014. - 318 p.
4. Hayes, W. D. *Hypersonic flow theory [Text]* / W. D. Hayes, & R. F. Probstein // Academic Press. New York and London. - 1959. - 605 p.
5. Rankine, W. J. M. *On the thermodynamic theory of waves of finite longitudinal disturbances [Text]* / W. J. M. Rankine // *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*. - London. - 1870. - P. 277–288. doi:10.1098/rstl.1870.0015.
6. 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.
7. Oswatitsch, K. *Pressure recovery for missile with reaction propulsion at high supersonic speeds (The efficiency of chock diffusers) [Text]* / K. Oswatitsch // *Contributions to the Development of Gasdynamics*. - 1947. - P. 290-323. doi: 10.1007/978-3-322-91082-0_18.
8. Farahani, M. *A proposed design method for supersonic inlet to improve performance parameters [Text]* / M. Farahani, & M. M. Mahdavi // *Aerospace Science and Technology*. - 2019. - Vol. 91. - P. 583-592. doi: 10.1016/j.ast.2019.05.014.
9. Watanabe, Y. *Control of Supersonic Inlet with Variable Ramp [Text]* / Y. Watanabe, A. Murakami // *Proceedings of 25th International Congress of The Aeronautical Sciences, ICAS*. - 2006. - P. 1-10.
10. *Angle of Attack Investigations on the Performance of a Diverterless Supersonic Inlet [Text]* / R. Askari, M. R. Soltani, K. Mostoufi [et al] // *Journal of Applied Fluid Mechanics*. - 2019. - Vol. 12, № 6. - P. 2017-2030 doi: 10.29252/jafm.12.06.29880.
11. *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. - № 4 спецвипуск 2 (190). - С. 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. Incropera, F. P., & DeWitt D. P. *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. 3rd Ed. John Wiley and Sons, Inc. 1990. 1071 p.
3. Lee, T.-W. *Aerospace propulsion*. John Wiley & Sons Ltd. 2014. 318 p.
4. Hayes, W.D., Probstein R.F. *Hypersonic flow theory*. Academic Press. New York and London, 1959. 605 p.
5. Rankine, W. J. M. *On the thermodynamic theory of waves of finite longitudinal disturbances*. Philosophical Transactions of the Royal Society of London. London. 1870, pp. 277–288. doi: 10.1098/rstl.1870.0015.
6. 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.
7. Oswatitsch, K. *Pressure recovery for missile with reaction propulsion at high supersonic speeds (The efficiency of chock diffusers)*. Contributions to the Development of Gasdynamics. 1947, pp. 290–323. doi: 10.1007/978-3-322-91082-0_18.
8. Farahani, M., & Mahdavi, M. M. *A proposed design method for supersonic inlet to improve performance parameters*. Aerospace Science and Technology. 2019, vol. 91, pp. 583–592. doi: 10.1016/j.ast.2019.05.014.
9. Watanabe, Y., & Murakami, A. Control of Supersonic Inlet with Variable Ramp. *Proceedings of 25th International Congress of The Aeronautical Sciences*, ICAS. 2006, pp. 1–10.
10. Askari, R., Soltani, M. R., Mostoufi, K., Khajeh, Fard A., & Abedi, M. Angle of Attack Investigations on the Performance of a Diverterless Supersonic Inlet. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2019, vol. 12, no. 6, pp. 2017–2030. doi: 10.29252/jafm.12.06.29880.
11. Xoroxordin, A. O., Kravchenko, I. F., Mitrahovych, M. M., Balalayeva, K. V., & Balalayev, A. V. Metody`ka racional`nogo formuvannya poverxon`gal`muvannya ploskogo nadzvukovogo vxidnogo pry`stroyu. [Method of rational formation of braking surfaces of a flat supersonic entry device]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2023, vol 4sup2 (190), pp. 28–34. DOI: 10.32620/akt.2023.4sup2.03. (in Ukrainian).

Надійшла до редакції 10.06.2025, розглянута на редколегії 18.08.2025

STUDY ON THE INFLUENCE OF THE ADIABATIC INDEX ON THE CHARACTERISTICS OF A PLANE HYPERSONIC INPUT DEVICE OF EXTERNAL COMPRESSION

Artem Khorokhordin, Mykhailo Mitrakhovich

This study presents the main results of research on the assessment of the change in the influence of the adiabatic index on the total pressure conservation coefficient and the length of the direct compression jump in the supersonic part of the external compression inlet device, considering the processes occurring with an increase in the number M in the range of hypersonic flight speeds. This study investigates the dependence of the total pressure conservation coefficient and the length of the direct compression jump of the hypersonic external compression inlet device. The study aims to develop a flat hypersonic external compression inlet device. This study aims to assess the influence of the adiabatic index of the hypersonic flow on the total pressure conservation coefficient and the length of the direct compression jump of the hypersonic external compression inlet device. The following tasks were solved to achieve the goal: modeling the flow in the supersonic part of the flat hypersonic external compression inlet device; calculation of the total pressure conservation coefficient and the height of the direct compression jump in the supersonic part of the flat hypersonic external compression inlet device; and assessment of the influence of the number of braking surfaces on the total pressure conservation coefficient and the height of the direct compression jump in the range of hypersonic speeds in the supersonic part of the hypersonic input device of the external compression. The influence of the adiabatic index on the total pressure conservation coefficient and the length of the direct compression jump in the supersonic part of the input device of the external compression was studied using the gas-hydraulic theory of oblique compression jumps. The studies were conducted at a design altitude of 0 km, in the range of M numbers from 4 to 10 and with a change in the number of braking surfaces from 3 to 80. To study the influence of the adiabatic index on the total pressure conservation coefficient and the length of the direct compression jump in the supersonic part of the input device of the external compression, modeling was performed with a constant adiabatic index (1.41) and a variable that depends on the number of M at the inlet to the input device, considering the processes occurring with an increase in the number of M in the range of hypersonic flight speeds. The modeling results showed that the adiabatic coefficient

has the most significant effect on the total pressure conservation coefficient and the height of the direct compression jump in the supersonic part of the hypersonic external compression inlet device with a number of braking surfaces up to 20. The flow modeling results obtained in the supersonic part of the hypersonic external compression inlet device can be used to justify the number of braking surfaces for the calculated number M . The scientific novelty and practical significance of the research results lie in the fact that new data are obtained on the total pressure conservation coefficient and the height of the direct compression jump in the supersonic part of the hypersonic external compression inlet device with an adiabatic coefficient that depends on the number M .

Keywords: hypersonic external compression inlet device; number M , angle of inclination of the braking surface, angle of inclination of the compression jump; total pressure conservation coefficient; length of the direct compression jump; intensity of the compression jump; adiabatic index.

Хорохордін Артем Олегович – інженер-конструктор, Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Мітрахович Михайло Михайлович – д-р техн. наук, проф., заст. директора, Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Artem Khorokhordin – Design Engineer, Joint-Stock Company "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: 03527@ivchenko-progress.com, ORCID: 0009-0002-0849-6103.

Mykhailo Mitrahovych – Doctor of Technical Sciences, Professor, Deputy Director, Joint-Stock Company «Ivchenko-Progress», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: mmm777@gmail.com, ORCID: 0000-0001-7656-1371.