

УДК 533.6.011.34

doi: 10.32620/aktt.2024.2.03

А. О. ХОРОХОРДІН¹, І. Ф. КРАВЧЕНКО¹, М. М. МІТРАХОВИЧ¹,
К. В. БАЛАЛАЄВА², В. Ю. УСЕНКО³

¹ ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

² Національний авіаційний університет, Київ, Україна

³ ДП «Антонов», Київ, Україна

ВПЛИВ ФОРМИ ДОЗВУКОВОЇ ЧАСТИНИ НАДЗВУКОВОГО ВХІДНОГО ПРИБОРУ НА КОЕФІЦІЄНТ ЗБЕРЕЖЕННЯ ПОВНОГО ТИСКУ

Предметом дослідження є коефіцієнт збереження повного тиску. **Об'єктом** дослідження є канал дозвукової частини надзвукового вхідного пристрою прямокутної і овальної форми, що є еквівалентними за розмірами. **Метою** роботи є дослідження форми дозвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення. Для досягнення мети вирішені наступні **задачі**: моделювання течії у дозвуковій частині надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення прямокутної і овальної форми; розрахунок коефіцієнту збереження повного тиску дозвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення прямокутної і овальної форми. При дослідженні форми дозвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення використовувався **метод** чисельного експерименту. Дослідження проведені на розрахунковій висоті 12 км та розрахунковому числі Маха $M=2,5$. Вплив фюзеляжу на роботу вхідного пристрою не враховується. З метою дослідження впливу форми поперечного перерізу досліджуваних дозвукових частин вхідного пристрою розраховано коефіцієнт збереження повного тиску в 7 поперечних перерізах за довжиною вхідного пристрою. Для отримання вихідних даних для моделювання течії у дозвуковому каналі проведено аналітичний розрахунок параметрів потоку в надзвуковій частині вхідного пристрою. **Результати** моделювання течії показали, що коефіцієнт збереження повного тиску дозвукової частини досліджуваних вхідних пристроїв при роботі на висоті 12 км становить в дозвуковій частині надзвукового вхідного пристрою з овальними перерізами 0,982, в дозвуковій частині надзвукового вхідного пристрою з прямокутними перерізами – 0,993. Отримана візуалізація ліній току в досліджених каналах демонструє наявність парного вихору, що утворюється на вихідній ділянці каналу з овальними перерізами, що призводить до суттєвих втрат повного тиску. **Наукова новизна та практична значимість** результатів дослідження полягає в тому, що отримані нові дані щодо порівняння коефіцієнту збереження повного тиску для еквівалентних дозвукових частин надзвукового вхідного пристрою овальної та прямокутної форми. Отримані рекомендації щодо раціональної форми дозвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Ключові слова: надзвуковий вхідний пристрій зовнішнього стиснення; дозвуковий канал; форма каналу; коефіцієнт збереження повного тиску; парний вихор.

Вступ

Ефективна інтеграція елементів надзвукового вхідного пристрою дозволяє отримати більш економічну силову установку.

Відомо [1, 2], що канал надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення складається з двох частин. Надзвукової частини, що має поверхні гальмування, на яких створюються косі стрибки ущільнення. Ця частина вхідного пристрою завершується прямим стрибком ущільнення. Дозвукова, внутрішня частина, що повинна бути спрофільована таким чином, щоб профіль входу у внутрішній канал, при якому в деякому діапазоні числа M польоту виключалася б можливість появи

головної хвилі. Головна хвиля може виникнути [2]: при недостатньому куті нахилу внутрішньої поверхні обичайки до осі вхідного пристрою; при недостатній довжині обичайки, що призводить до значної кривизни каналу в горлі; при недостатній площі горла. Складність течії на вході у внутрішню частину вхідного пристрою обумовлена наявністю примежового шару, а іноді відриву потоку з поверхонь гальмування.

У роботі [3] розглянуті питання створення літального апарату за принципом газодинамічної єдності планера та силової установки. Проведено огляд варіантів компоновок вхідних пристроїв різних типів, розглянуто їх переваги та недоліки. Розкрито систему суперечливих вимог, з якими стикається

конструктор при виборі, проектуванні та компонуванні вхідних пристроїв на літальному апараті.

У роботі [4] запропоновано нову схему для використання поверхонь гальмування надзвукового потоку, що підвищує коефіцієнт збереження повного тиску. Запропоновано конструкцію надзвукового вхідного пристрою, в якому 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 [5] наведені результати випробувань ваєродинамічнійтрубінадзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення з регульованою поверхнею гальмування, призначення якої недопущення нестійкої роботи пристрою. Дослідна модель дозволила імітувати реальні умови роботи двигуна. Отримано закон зміни нахилу поверхні гальмування при зміні режиму роботи двигуна.

У роботі [6] показані результати дослідження ефектів застосування джерела тепла перед надзвуковим вхідним пристроєм змішаного стиснення для розрахункового числа Маха $M=2$. Результати досліджень показують, що вплив тепла на потік підвищує коефіцієнт збереження повного тиску і критичний протитиск при різних числах Маха на вході. З'ясовано, що місце підводу тепла є важливим.

У роботі [7] досліджено взаємодію між ударними хвилями та примежовим шаром гіперзвукового вхідного пристрою. Показано, що відрив примежового шару призводить до нестационарного коливання тиску. Важливу роль відіграє вплив стиснення з боків вхідного пристрою.

В роботі [8] представлений аналіз впливу вхідного пристрою літака на параметри силової установки. В результаті проведених досліджень автори запропонували вхідний пристрій для літака з урахуванням покращення характеристик вхідного пристрою, результати отримані методом чисельного експерименту.

Автори роботи [9] представили дослідження спрямоване на оцінку характеристик вхідного пристрою надзвукового літака з урахуванням впливу розташування мотогондоли та кута атаки потоку, що набігає. Показано, що ці фактори суттєво впливають на роботу та параметри надзвукового вхідного пристрою, розрахунки проводилися до числа Маха $M=1,5$.

У роботі [10] метод моделювання LES використовувався для дослідження характеристик надзвукового потоку у п'яти каналах з різною геометрією поперечного перерізу. Чисельні результати показують, що конфігурація каналів значно впливає на течію в ядрі потоку і в примежовому шарі.

На основі аналізу існуючих методів оптимізації параметрів надзвукового вхідного пристрою у роботі [11] запропоновано методику оптимізації, що спрямована на забезпечення максимального коефіцієнту збереження повного тиску. У цьому дослідженні наведено підхід аксіоматичного проектування для багатоцільової оптимізації надзвукового вхідного пристрою з урахуванням отримання максимального коефіцієнту збереження повного тиску і мінімального опору. Метод є загальним і справедливим для будь-якого надзвукового числа Маха, плоскими або осьосиметричними поверхнями гальмування, для зовнішнього або змішаного стиснення. У роботі розглянуто надзвуковий вхідний пристрій зовнішнього стисненням з трьома поверхнями гальмування. Процедура багатокритеріальної оптимізації базується на побудові сурогатних моделей для кожної цільової функції. Створено генетичний алгоритм (MOGA), що реалізується за допомогою мета-моделі Крігінга. Основною перевагою таких моделей є зменшення кількості трудомістких обчислень. Дослідження показало, що розглядаючи подвійні цільові функції коефіцієнту відновлення повного тиску та опору вхідного пристрою можливо отримати його оптимальні параметри.

У роботі [12] проведено комплексний огляд попередніх досліджень, що зосереджені на розкритті механізмів створення шуму і його впливу на стабільність спільної роботи вхідного пристрою та силової установки. Крім того, наведено аналіз сучасних методів зменшення нерівномірності потоку за допомогою як активного, так і пасивного управління потоком за допомогою відсмоктування примежового шару, застосуванням вихрових генераторів та підводу енергії в примежовий шар.

За результатами досліджень виявлено, що коливання пов'язані не лише з примежовим шаром, а й з його взаємодією з стрибками ущільнення. Суттєвий вплив можуть мати нерівномірності потоку, оскільки вони здатні поширюватися на дозвукову частину вхідного пристрою.

У роботі [13] розглянуто ряд аспектів проектування і оптимізації надзвукового вхідного пристрою для прямоточно-реактивних двигунів при $M=2,5$ та зміні конструктивних параметрів (кількість поверхонь гальмування, положення обичайки капота,

площі горла, довжини) вхідного пристрою. Проведено дослідження ефективності запропонованої геометрії вхідного пристрою з використанням обчислювальної гідродиніміки (CFD). Визначено співвідношення між протитиском і положенням стрибка ущільнення. Крім того, при дослідженні визначаються коефіцієнт опору, коефіцієнт збереження повного тиску та ряд інших.

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.

В цих дослідженнях геометрична і математична модель надзвукового вхідного пристрою охоплювала надзвукову і дозвукову частини, тобто всю конструкцію надзвукового пристрою, що є складним і витратим.

В даній роботі пропонується на попередніх етапах дослідження розглядати окремо дозвукову частину вхідного пристрою для забезпечення отримання рекомендацій щодо її раціональної форми. Дослідження надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення в такій постановці є недостатньо вивченим.

Мета дослідження

Метою роботи є дослідження форми дозвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Для досягнення мети вирішені наступні задачі:

- проведено моделювання течії в дозвуковій частині надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення прямокутної і овальної форми;

- здійснено розрахунок коефіцієнту збереження повного тиску дозвукової частини надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення прямокутної і овальної форми.

Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є канал дозвукової частини надзвукового вхідного пристрою прямокутної (рис. 1) і овальної (рис. 2) форми, що є еквівалентними за розмірами.

При математичному моделюванні визначені наступні припущення: робоче тіло - повітря з параметрами, що обумовлені розрахунковою висотою, та числом Маха, коефіцієнт адіабати прийнято $k=1,41$.

Вплив фюзеляжу на роботу вхідного пристрою не враховується.



Рис. 1. Схема каналу дозвукової частини надзвукового вхідного пристрою прямокутної форми



Рис. 2. Схема каналу дозвукової частини надзвукового вхідного пристрою овальної форми

Вихідні дані. Дослідження проведені на розрахунковій висоті – $H_{\infty} = 12,0$ км і розрахунковому числі $M_{\infty} = 2,5$.

Для розрахункової висоти визначається [14]: температура $T_{\infty} = 216,65$ К; тиск $p_{\infty} = 19399,4$ Па; густина $\rho_{\infty} = 0,311937$ кг/м³.

Для визначених розрахункової висоти і розрахункового числа M отримаємо параметри загальмованого потоку перед вхідним пристроєм [15]:

– температура загальмованого потоку

$$T_{\infty}^* = T_{\infty} \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_{\infty}^2 \right); \quad (1)$$

– тиск загальмованого потоку

$$p_{\infty}^* = p_{\infty} \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_{\infty}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad (2)$$

– густина загальмованого потоку

$$\rho_{\infty}^* = \rho_{\infty} \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_{\infty}^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (3)$$

Визначаємо, що надзвуковий вхідний пристрій має три поверхні гальмування, що нахилені під кутами: $\beta_1 = 9,5^\circ$; $\beta_2 = 10,8257^\circ$; $\beta_3 = 11,8735^\circ$.

Кути нахилу косих стрибків ущільнення - $\alpha_1 = 31,424^\circ$; $\alpha_2 = 38,3387^\circ$; $\alpha_3 = 50,1263^\circ$.

Розрахунок параметрів потоку за і-м косим стрибком ущільнення [15]:

– густина потоку за і-м косим стрибком ущільнення

$$\rho_i = \rho_{i-1} \cdot \left(\frac{\frac{(k+1)}{2} \cdot M_{i-1}^2 \cdot \sin(\alpha_i)^2}{1 + \frac{(k-1)}{2} \cdot M_{i-1}^2 \cdot \sin(\alpha_i)^2} \right); \quad (4)$$

– тиск потоку за і-м косим стрибком ущільнення

$$p_i = p_{i-1} \cdot \left(\frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot M_{i-1}^2 \cdot \sin(\alpha_i)^2 - \frac{k-1}{k+1} \right); \quad (5)$$

– температура потоку за і-м косим стрибком ущільнення

$$T_i = T_{i-1} \cdot \frac{p_i}{p_{i-1}} \cdot \frac{\rho_{i-1}}{\rho_i}. \quad (6)$$

Розрахунок параметрів потоку за прямим стрибком ущільнення – перед входом до каналу [15]:

– густина потоку

$$\rho_m = \rho_{m-1} \cdot \left(\frac{\frac{(k+1)}{2} \cdot M_{m-1}^2}{1 + \frac{(k-1)}{2} \cdot M_{m-1}^2} \right); \quad (7)$$

– тиск потоку

$$p_m = p_{m-1} \cdot \left(\frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot M_{m-1}^2 - \frac{k-1}{k+1} \right); \quad (8)$$

– збільшення температури потоку в прямому стрибку

$$\Delta T_m = T_{m-1} \cdot \left(\frac{2 \cdot (k-1) \cdot (M_{m-1}^2 - 1) \cdot (1+k \cdot M_{m-1}^2)}{(k+1)^2 \cdot M_{m-1}^2} \right); \quad (9)$$

– температура потоку

$$T_m = \Delta T_m + T_{m-1}. \quad (10)$$

Число М на вході до каналу

$$M_m = M_{in}. \quad (11)$$

Швидкість звуку на вході до каналу розраховуємо з використанням залежності [15]

$$a_m = \sqrt{k \cdot R \cdot T_m}. \quad (12)$$

Швидкість потоку на вході до каналу (за прямим стрибком)

$$V_m = M_{in} \cdot a_m. \quad (13)$$

Обираємо прямокутну форму входу до дозвукового каналу вхідного пристрою з наступними параметрами: ширина входу до каналу – $b=0,05$ м; висота входу до каналу – $h=0,23$ м; площа входу до каналу – $F_{in}=b \times h$.

Витрата повітря в каналі

$$G = \rho_m \cdot V_m \cdot F_{in}. \quad (14)$$

Результати розрахунку параметрів потоку перед входом до каналу наведені в таблиці 1.

Таблиця 1

Параметри потоку перед входом до каналу

Параметр	Позначення	Значення
Число М перед 1-м косим стрибком	M_∞	2,50
Розрахункова температура	T_∞, K	216,65
Розрахунковий тиск	p_∞, Pa	19399,40
Розрахункова густина	$\rho_\infty, kg/m^3$	0,311937
Загальмована розрахункова температура	T_∞^*, K	494,233
Загальмований розрахунковий тиск	p_∞^*, Pa	4330798,916
Загальмована розрахункова густина	$\rho_\infty^*, kg/m^3$	2,331628
Густина за 1-м косим стрибком	$\rho_1, kg/m^3$	0,560505
Число М за 1-м косим стрибком	M_1	2,1012
Тиск за 1-м косим стрибком	p_1, Pa	35264,183
Температура за 1-м косим стрибком	T_1, K	219,175
Число М за 2-м косим стрибком	M_2	1,6984

Параметр	Позначення	Значення
Густина за 2-м косим стрибком	$\rho_2, \text{кг/м}^3$	0,984305
Тиск за 2-м косим стрибком	$p_2, \text{Па}$	64103,148
Температура за 2-м косим стрибком	$T_2, \text{К}$	226,875
Число М за 3-м косим стрибком	M_3	1,2672
Густина за 3-м косим стрибком	$\rho_3, \text{кг/м}^3$	1,67214
Тиск за 3-м косим стрибком	$p_3, \text{Па}$	116526,55
Температура за 3-м косим стрибком	$T_3, \text{К}$	242,77
Число М за прямим стрибком	M_m	0,8034
Густина за прямим стрибком	$\rho_m, \text{кг/м}^3$	2,434192
Тиск за прямим стрибком	$p_m, \text{Па}$	199120,91
Температура за прямим стрибком	$T_m, \text{К}$	284,97
Швидкість звуку за прямим стрибком	$a_m, \text{м/с}$	339,586
Швидкість потоку за прямим стрибком	$V_m, \text{м/с}$	272,837
Площа входу до каналу	$F_{in}, \text{м}^2$	0,0115
Витрата повітря в каналі	$G, \text{кг/с}$	7,66

Математичне моделювання течії в каналах дозвукової частини надзвукового вхідного пристрою здійснюється в середовищі ANSYS CFX. Геометрична модель каналу побудована в середовищі ANSYS Space Claim. Параметри течії в перерізах каналу визначалися шляхом рішення рівнянь Нав'є-Стокса з використанням двошарової моделі турбулентності Флоріана Ментера (Florian Menter) SST [16]. Використана неструктурована розрахункова сітка з адаптацією примежового шару, що побудована в середовищі ANSYS Mesh. Адаптація примежового шару здійснювалась для всіх стінок каналу.

Результати та обговорення

З метою дослідження впливу форми поперечного перерізу досліджуваних дозвукових частин вхідного пристрою розраховано коефіцієнт збереження повного тиску в 7 поперечних перерізах за довжиною вхідного пристрою. Схема розташування поперечних перерізів для яких розраховано коефіцієнт збереження повного тиску представлено на рис. 3.

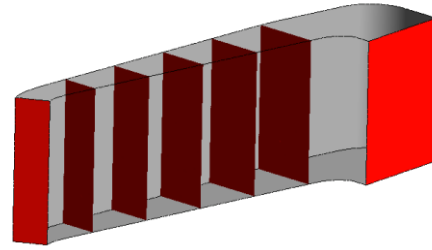
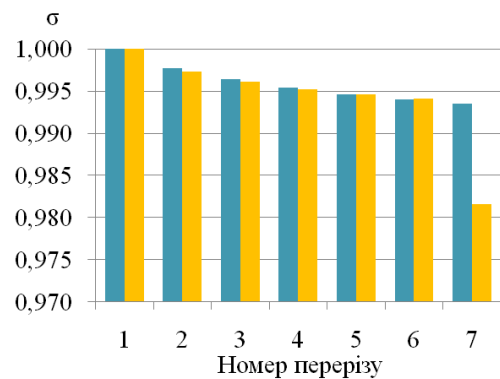


Рис. 3. Схема розташування поперечних перерізів у вхідному пристрої

На рис. 4 представлено діаграму з отриманими коефіцієнтами збереження повного тиску - σ для двох еквівалентних за розмірами вхідних пристроїв з прямокутними та овальними поперечними перерізами.



■ Вхідний пристрій з прямокутними перерізами

■ Вхідний пристрій з овальними перерізами

Рис.4. Коефіцієнт збереження повного тиску для різних перерізів вхідного пристрою

На діаграмі номера перерізів на вісі x позначені наступним чином: 1 – вхід, 7 – вихід, 2, 3, 4, 5, 6 – послідовно між входом і виходом відповідно схемі розташування на рис. 3.

Втрати, що виникають при стисненні повітря у вхідному пристрої оцінюють розміром коефіцієнту збереження повного тиску, що визначається відношенням повного тиску у відповідному перерізі p_n^* до повного тиску на вході (перший переріз) p_{in}^*

$$\sigma = \frac{p_n^*}{p_{in}^*}. \quad (15)$$

Отримані результати розрахунку коефіцієнта збереження повного тиску показують, що застосування прямокутного поперечного перерізу в каналі забезпечує менші втрати повного тиску за всією довжиною каналу дозвукової частини надзвукового вхідного пристрою. Від входу до

перерізу 4 втрати повного тиску у вхідному перерізі з прямокутним перерізом менше, ніж з овальним. Коефіцієнт збереження повного тиску, розрахований в перерізі 5 та 6 однаковий для двох досліджуваних дозвукових частин надзвукового вхідного пристрою. В перерізі 7 втрати в каналі з овальним поперечним перерізом зростають, порівняно з втратами в каналі з прямокутним поперечним перерізом. За результатами розрахунку коефіцієнт збереження повного тиску в дозвуковій частині надзвукового вхідного пристрою з овальними перерізами становить 0,982, в дозвуковій частині надзвукового вхідного пристрою з прямокутними перерізами – 0,993.

На рис. 5 та рис. 6 показано лінії току в досліджених каналах.

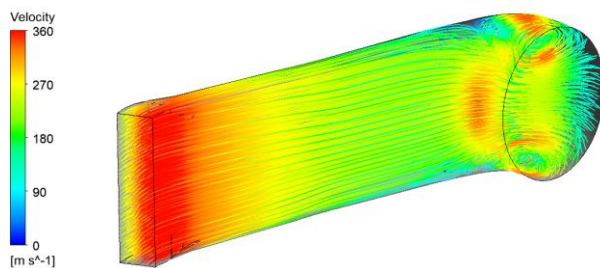


Рис. 5. Візуалізація ліній току в дозвуковій частині надзвукового вхідного пристрою з овальними перерізами

Візуалізація ліній току в дозвуковій частині надзвукового вхідного пристрою з овальними перерізами показує, що між 6 та 7 перерізами обтікання носить вихровий характер.

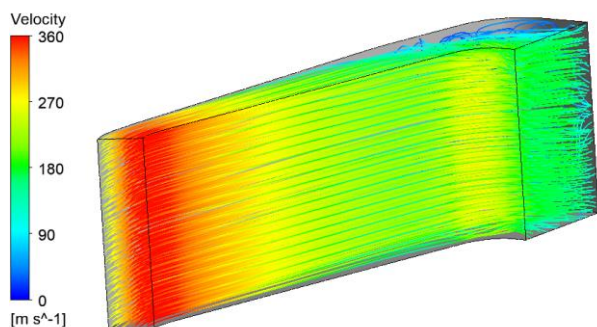


Рис. 6. Візуалізація ліній току в дозвуковій частині надзвукового вхідного пристрою з прямокутними перерізами

Парний вихор, що утворюється на вихідній ділянці каналу з овальними перерізами призводить до суттєвих втрат повного тиску. Як видно з рис.6 при застосуванні прямокутної форми поперечного

перерізу на вихідній ділянці парний вихор не утворюється.

Висновки

Проведено моделювання течії у дозвуковій частині надзвукового вхідного пристрою з овальними та прямокутними перерізами.

Розраховано коефіцієнт збереження повного тиску дозвукової частини досліджуваних вхідних пристроїв при роботі вхідного пристрою на висоті 12 км, він становить в дозвуковій частині надзвукового вхідного пристрою з овальними перерізами 0,982, в дозвуковій частині надзвукового вхідного пристрою з прямокутними перерізами – 0,993.

Отримана візуалізація ліній току в досліджених каналах демонструє наявність парного вихору, який утворюється на вихідній ділянці каналу з овальними перерізами, що призводить до суттєвих втрат повного тиску.

Внесок авторів: формулювання проблеми – **Ігор Кравченко, Михайло Мітрахович**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **Артем Хорохордін, Михайло Мітрахович**; постановка задачі – **Ігор Кравченко, Михайло Мітрахович, Вячеслав Усенко**; побудова моделі та проведення моделювання – **Артем Хорохордін, Катерина Балалаєва**; оцінка результатів – **Ігор Кравченко, Михайло Мітрахович, Вячеслав Усенко**; 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 погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Cizmas, P. G. A. *Aerothermodynamics and Jet Propulsion* [Text] / P. G. A. Cizmas. – Cambridge University Press, 2021. – 482 p.
2. El-Sayed, A. F. *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion* [Text] / A. F. El-Sayed. – Springer, 2016. – 1025 p.
3. Oates, G. C. *Aircraft propulsion systems technology and design* [Text] / G. C. Oates. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989. – 528 p. DOI: 10.2514/4.861499.
4. 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.
5. 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*. – 2006. – 10 p. – Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2006/PAPERS/238.PDF. – 12.12.2023.
6. Numerical Simulation and Parametric Study of Supersonic Intake [Text] / M. R. Soltani, J. S. Younsi, M. Farahani, & A. Masoud // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. – 2013. – Vol. 227, iss. 3. – P. 467-479. DOI: 10.1177/0954410012436620.
7. Watanabe, Y. Effect of Sidewall Configuration on the Aerodynamic Performance of Supersonic Air-Intake [Text] / Y. Watanabe, A. Murakami, H. Fujiwara // *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. – 2002. – Article no. AIAA 2002-3777. DOI: 10.2514/6.2002-3777.
8. Aero-Engine Air Intake and Its Location Design [Text] / Z. Liang, Y. Liu, Yo. Yang, Ya. Yang, & H. Yang // *Journal of Research in Multidisciplinary Methods and Applications*. – 2022. – Vol. 1, iss. 1. – Article no. 01220101001. Available at: <http://satursonpublishing.com/jrmma/article/view/a01220101001>. – 5.01.2024.
9. Intake Performance Analysis for Extra-Design Variations in Local Flow Field of a Supersonic Aircraft [Text] / F. Niaz, U. Zia, J. Masud, M. M. Safdar // *In AIAA SCITECH 2024 Forum*. – 2024. DOI: 10.2514/6.2024-0002.
10. Large eddy simulation of supersonic flow in ducts with complex cross-sections [Text] / H. Chen, M. Sun, D. Xiong, Y. Yang, T. Wang, & H. Wang // *Theoretical and Applied Mechanics Letters*. – 2023. – Vol. 13, iss. 6. – Article no. 100469. DOI: 10.1016/j.taml.2023.100469.
11. Multi-Objective Optimization of Arbitrary Supersonic Intake Based on Axiomatic Design Theory using Kriging/MOGA [Text] / J. P. Singh Sandhu, M.

Bhardwaj, A. Sharma, N. Ananthkrishnan, & I. S. Park // *In AIAA AVIATION 2023 Forum*. – 2023. – Article no. 4445. DOI: 10.2514/6.2023-4445.

12. Philippou, A. L. *Aerodynamic Instabilities in High-Speed Air Intakes and Their Role in Propulsion System Integration* [Text] / A. L. Philippou, P. K. Zachos, & D. G. MacManus // *Aerospace*. – 2024. – Vol. 11, iss. 1. – Article no. 75. DOI: 10.3390/aerospace11010075.

13. EsfandAbadi, M. H. M. *Design and Analysis of Supersonic Inlet for Ramjet Engines: Aerodynamic Considerations and Performance Optimization* [Text] / M. H. M. EsfandAbadi, A. Mohammadi, & M. H. Djavahreshkian // *Journal of Aerospace Science and Technology*. – 2024. – Vol. 17, iss. 1. – P. 47-59. DOI: 10.22034/jast.2023.421137.1165.

14. Rathakrishnan, E. *Introduction to Aerospace Engineering: Basic Principles of Flight* [Text] / E. Rathakrishnan. – John Wiley & Sons, 2021. – 256 p. ISBN: 978-1-119-80686-8.

15. Hermann, R. *Supersonic Inlet Diffusers and Introduction to Internal Aerodynamics* [Text] / R. Hermann. – Minneapolis-Honeywell Regulator Company, Aeronautical Division. – 1956. – 378 p.

16. Menter, F. R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model [Text] / F. R. Menter, M. Kuntz, & R. Langtry // *Turbulence, heat and mass transfer*. – 2003. – Vol. 4. – P. 625-632.

References

1. Cizmas, P. G. A. *Aerothermodynamics and Jet Propulsion*. Cambridge University Press, 2021. 482 p.
2. El-Sayed, A. F. *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*. Springer, 2016. 1025 p.
3. Oates, G. C. *Aircraft propulsion systems technology and design*. Washington, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989. 528 p. DOI: 10.2514/4.861499.
4. 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.
5. Watanabe, Y., & Murakami, A. Control of Supersonic Inlet with Variable Ramp. *Proceedings of 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2006*, 2006. 10 p. Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2006/PAPERS/238.PDF. (accessed 12.12.2023).
6. Soltani, M. R., Younsi, J. S., Farahani, M., & Masoud A. Numerical Simulation and Parametric Study of Supersonic Intake. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2013, vol. 227, iss. 3, pp. 467-479. DOI: 10.1177/0954410012436620.

7. Watanabe, Y., Murakami, A., & Fujiwara H. Effect of Sidewall Configuration on the Aerodynamic Performance of Supersonic Air-Intake. *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2002, article no. AIAA 2002-3777. DOI: 10.2514/6.2002-3777.
8. Liang, Z., Liu, Y., Yang, Yo., Yang, Ya., & Yang, H. Aero-Engine Air Intake and Its Location Design. *Journal of Research in Multidisciplinary Methods and Applications*, 2022, vol. 1, iss. 1, article no. 01220101001. Available at: <http://satursonpublishing.com/jrmma/article/view/a01220101001>. (accessed 5.01.2024).
9. Niaz, F., Zia, U., Masud, J., & Safdar, M. M. Intake Performance Analysis for Extra-Design Variations in Local Flow Field of a Supersonic Aircraft. *In AIAA SCITECH 2024 Forum*, 2024. DOI: 10.2514/6.2024-0002.
10. Chen, H., Sun, M., Xiong, D., Yang, Y., Wang, T., & Wang, H. Large eddy simulation of supersonic flow in ducts with complex cross-sections. *Theoretical and Applied Mechanics Letters*, 2023, vol. 13, iss. 6, article no. 100469. DOI: 10.1016/j.taml.2023.100469.
11. Singh Sandhu, J. P., Bhardwaj, M., Sharma, A., Ananthkrishnan, N., & Park, I. S. Multi-Objective Optimization of Arbitrary Supersonic Intake Based on Axiomatic Design Theory using Kriging/MOGA. *In AIAA AVIATION 2023 Forum*, 2023, article no. 4445. DOI: 10.2514/6.2023-4445.
12. Philippou, A. L., Zachos, P. K., & MacManus, D. G. Aerodynamic Instabilities in High-Speed Air Intakes and Their Role in Propulsion System Integration. *Aerospace*, 2024, vol. 11, iss. 1, article no. 75. DOI: 10.3390/aerospace11010075.
13. EsfandAbadi, M. H. M., Mohammadi, A., & Djavarehshkian, M. H. Design and Analysis of Supersonic Inlet for Ramjet Engines: Aerodynamic Considerations and Performance Optimization. *Journal of Aerospace Science and Technology*, 2024, vol. 17, iss. 1, pp. 47-59. DOI: 10.22034/jast.2023.421137.1165.
14. Rathakrishnan, E. *Introduction to Aerospace Engineering. Basic Principles of Flight*. John Wiley & Sons, 2021. 256 p. ISBN: 978-1-119-80686-8.
15. Hermann, R. *Supersonic Inlet Diffusers and Introduction to Internal Aerodynamics*. Minneapolis-Honeywell Regulator Company, Aeronautical Division, 1956. 378 p.
16. Menter, F. R., Kuntz, M., & Langtry, R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. *Turbulence, heat and mass transfer*, 2003, vol. 4, pp. 625-632.

Надійшла до редакції 02.03.2024, прийнята до опублікування 15.04.2024

INFLUENCE OF THE SHAPE OF THE SUBSONIC PART OF THE SUPERSONIC INLET DEVICE ON THE COEFFICIENT OF CONSERVATION OF TOTAL PRESSURE

*Artem Khorokhordin, Ihor Kravchenko, Mykhailo Mitrakhovych,
Katerina Balalaieva, Vyacheslav Usenko*

The subject of this study is the total pressure conservation coefficient. **The object** of this study is the channel of the subsonic part of a supersonic input device of rectangular and oval shape, equivalent in size. **The purpose** of this study is to study the shape of the subsonic part of a supersonic external compression input device. To achieve this purpose, the following **tasks** were solved: modeling the flow in the subsonic part of a supersonic inlet external compression input device of rectangular and oval shape; calculation of the total pressure conservation coefficient in the subsonic part of the rectangular and oval supersonic inlet external compression input device. When studying the shape of the subsonic part of the supersonic inlet external compression device, **the method** of numerical experiment was used. The studies were conducted at an estimated altitude of 12 km and an estimated Mach number $M = 2.5$. The influence of the fuselage on the operation of the input device was not considered. To study the influence of the cross-sectional shape of the studied subsonic parts of the inlet device, the coefficient of conservation of total pressure in 7 cross sections along the length of the inlet device was calculated. To obtain the initial data for modeling the flow in a subsonic channel, an analytical calculation of the flow parameters in the supersonic part of the input device was performed. The results of flow modeling showed that the total pressure conservation coefficient of the subsonic part of the studied inlet devices when operating at an altitude of 12 km was 0.982 in the subsonic part of the supersonic inlet device with oval sections and 0.993 in the subsonic part of the supersonic inlet device with rectangular sections. The resulting visualization of streamlines in the studied channels demonstrates the presence of a paired vortex formed in the initial section of the channel with oval cross-sections, which leads to significant losses in total pressure. **The scientific novelty and practical significance** of this study lie in the fact that new data were obtained regarding the comparison of the total pressure conservation coefficient for equivalent subsonic parts of a supersonic oval and

rectangular inlet device. Recommendations on the rational form of the subsonic part of the supersonic inlet external compression device were obtained.

Keywords: supersonic external compression inlet device; subsonic channel; narrowing of the canal; channel shape; total pressure conservation coefficient; pair vortex.

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

Кравченко Ігор Федорович – д-р техн. наук, член - кореспондент НАН України, Генеральний конструктор - директор, Державне підприємство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

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

Балалаєва Катерина Вікторівна – д-р техн. наук, доц., проф. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Усенко Вячеслав Юрійович – канд. техн. наук, головний конструктор з силових установок та систем життєзабезпечення, ДП «Антонов», Київ, Україна.

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

Ihor Kravchenko – Doctor of Technical Sciences, Corresponding Member of the National Academy of Sciences of Ukraine, General Designer, Director SE «Ivchenko-Progress», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: ivchenko-progress@ivchenko-progress.com, ORCID: 0000-0003-2304-3356.

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

Kateryna Balalaieva – Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Department of Aviation Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: kiki_ua@ukr.net, ORCID: 0000-0001-6495-3263.

Vyacheslav Usenko – Candidate of Technical Sciences, Chief Designer of Power Plants and Life Support Systems, State Enterprise«Antonov», Kyiv, Ukraine, e-mail: uvy1758@gmail.com, ORCID: 0000-0003-3603-4512, Scopus Author ID: 56955689800.