

УДК 533.6.011.5

doi: 10.32620/akt.2023.4sup.2.03

А. О. ХОРОХОРДІН¹, І. Ф. КРАВЧЕНКО¹, М. М. МІТРАХОВИЧ¹,
К. В. БАЛАЛАЄВА², А. В. БАЛАЛАЄВ²

¹ ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

² Національний авіаційний університет, Київ, Україна

МЕТОДИКА РАЦІОНАЛЬНОГО ФОРМУВАННЯ ПОВЕРХОНЬ ГАЛЬМУВАННЯ ПЛОСКОГО НАДЗВУКОВОГО ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ

В статті розглянуті питання методичного забезпечення проектування ефективних надзвукових плоских вхідних пристроїв зовнішнього стиснення. Наведено стислий аналіз внеску відомих вчених при дослідженні процесів гальмування надзвукових течій робочого тіла в системі стрибків ущільнення вхідних пристроїв. Запропонована методика раціонального формування поверхонь гальмування плоского надзвукового вхідного пристрою базується на основних положеннях газогідравлічної теорії стрибка ущільнення, що запропоновано Ренкіним та Гюгоніо. Основною метою дослідження є розробка методики 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 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. В статті викладені основні елементи методики, що запропоновано. З використанням наведеної методики здійснено пошук раціонального значення кута нахилу першого косого 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.

Ключові слова: плоский надзвуковий вхідний пристрій; кут нахилу поверхні гальмування; кут нахилу стрибка ущільнення; інтенсивність стрибка ущільнення; коефіцієнт збереження повного тиску.

Вступ

Розробка сучасних надзвукових вхідних пристроїв літальних апаратів потребує на ранніх етапах досліджень визначення і оцінки їх аеродинамічних характеристик для забезпечення ефективної інтеграції літального апарату та силової установки з надзвуковим вхідним пристроєм.

Розрахункові параметри і характеристики надзвукового вхідного пристрою мають дуже важливе значення, з їх використанням розробляються ефективні закони управління надзвуковими вхідними пристроями. Крім того, характер течії робочого тіла в

ньому має безпосередній вплив на тягу і економічність силової установки.

Гальмування надзвукових течій робочого тіла у вхідних пристроях здійснюється в системі стрибків ущільнення.

Властивості стрибків ущільнення і пристрої для їх організації вивчалися рядом відомих вчених.

Газогідравлічну теорію стрибка ущільнення запропоновано Ренкіним в 1870 році та Гюгоніо в 1887 році, що дозволило встановити зв'язок між тиском і густиною перед і за стрибком ущільнення [1, 2].

У роботах [3, 4] доведено, що надзвуковий вхідний пристрій, для забезпечення гальмування надзвукового потоку з мінімальними втратами, повинен мати систему косих стрибків ущільнення однакової інтенсивності і прямий замикаючий стрибок.

В. І. Тимошенко в роботі [5] показав, що характерним наслідком стиснення робочого тіла, кінечності швидкості звуку і її залежність від температури є можливість створення в полі течії лінії або поверхні, при переході через них параметри робочого тіла (швидкість, тиск, температура, густина на ін..) змінюються на кінцевий розмір, тобто є розрив.

У роботі [6] наведено залежності кута нахилу поверхні гальмування надзвукового потоку від кута нахилу косого стрибка ущільнення та залежності числа M після косого стрибка ущільнення від числа M перед ним, куту нахилу поверхні гальмування і куту нахилу косого стрибка ущільнення та показав, що більшому куту нахилу косого стрибка ущільнення відповідає більша його інтенсивність.

У науковому звіті консультативної групи з гідродинаміки AGARD-NATO [7] наведені результати експериментальних і теоретичних досліджень надзвукових вхідних пристроїв внутрішнього, зовнішнього і змішаного стиснення вісаметричної конфігурації.

Разом з тим, рішення проблеми мінімізації втрат повного тиску в системі стрибків ущільнення залишається не достатньо вивченою, потребує подальшого удосконалення методика раціонального вибору кута нахилу поверхні гальмування надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення для забезпечення формування вхідного пристрою при визначеному розрахунковому числі M .

1. Постановка задачі

Метою дослідження є розробка методики раціонального формування поверхонь гальмування надзвукового плоского вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Основним критерієм ефективності надзвукового вхідного пристрою є максимальне значення коефіцієнта збереження повного тиску в стрибках ущільнення [3].

Відомо [3-6], що кожному числу M перед стрибком ущільнення відповідає кут нахилу поверхні гальмування і кут нахилу стрибка ущільнення (рис. 1), що пов'язані співвідношенням

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

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

α_i – кут нахилу i -го косого стрибка ущільнення;

β_i – кут нахилу i -ої поверхні гальмування надзвукового плоского вхідного пристрою;

k – показник адиабати;

$J_i = \frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot M_{i-1}^2 \cdot \sin^2 \alpha_i - \frac{k-1}{k+1}$ – інтенсивність i -го косого стрибка ущільнення.

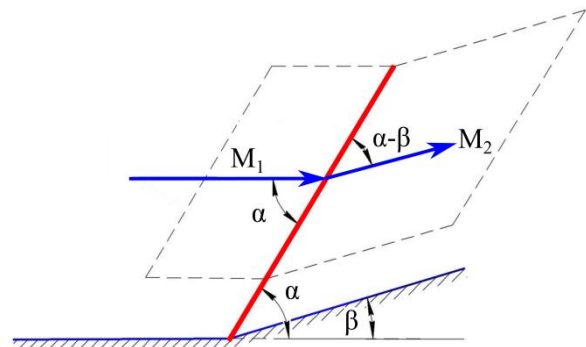


Рис. 1. Схема гальмування надзвукового потоку в косому стрибку ущільнення

Задача вибору раціонального значення кута нахилу поверхонь гальмування надзвукового 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. 2), при яких інтенсивність косих стрибків ущільнення є однаковою, при цьому коефіцієнт збереження повного тиску буде максимальним

$$J_1 = J_2 = \dots = J_i = \operatorname{const}. \quad (2)$$

Для визначення числа M за косим стрибком ущільнення використовується залежність [4]

$$M_i = \sin(\alpha_i - \beta_i) \cdot \sqrt{\frac{\left(\frac{k+1}{2 \cdot k}\right)^2}{M_{i-1}^2 \cdot \sin^2 \alpha_i - \frac{k-1}{2 \cdot k}} + \frac{k-1}{2 \cdot k}}. \quad (3)$$

Для визначення коефіцієнта збереження повного тиску в i -му косому стрибку ущільнення використовується залежність [4]

$$\sigma_i = \left(\frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot M_{i-1}^2 \cdot \sin^2 \alpha_i - \frac{k-1}{k+1} \right) \cdot \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_i^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_{i-1}^2} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (4)$$

Для визначення числа M за прямим стрибком ущільнення використовується залежність [4]

$$M_m^2 = \left(\frac{k+1}{2 \cdot k} \right)^2 \cdot \frac{1}{M_{m-1}^2 - \frac{k-1}{2 \cdot k}} + \frac{k-1}{2 \cdot k}. \quad (5)$$

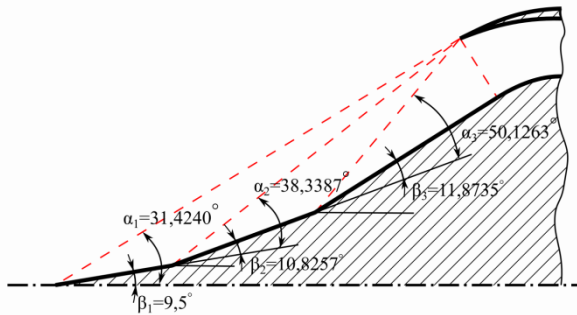


Рис. 2. Схема надзвукового вхідного пристрою з 3-ма косими і прямим стрибком ущільнення для розрахункового числа $M=2,5$

Для визначення коефіцієнта збереження повного тиску в прямому стрибку ущільнення використовується залежність [4]

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

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

$$\sigma_\Sigma = \sigma_1 \cdot \sigma_2 \cdot \dots \cdot \sigma_i \cdot \sigma_m. \quad (7)$$

Математичне формулювання задачі визначення раціонального формування поверхонь гальмування надзвукового плоского вхідного пристрою зовнішнього стиснення можливо у вигляді

$$(\sigma_\Sigma)_{\max} = f(\alpha_i, \beta_i), \quad (8)$$

при визначеному значенні числа M перед першим косим стрибком ущільнення M_∞ і постійній інтенсивності косих стрибків ущільнення

$$J_i = \frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot M_{i-1}^2 \cdot \sin(\alpha_i)^2 - \frac{k-1}{k+1} = \text{const}. \quad (9)$$

2. Вирішення задачі

Методика раціонального формування поверхонь гальмування надзвукового плоского вхідного пристрою зовнішнього стиснення складається з ряду кроків:

1. Визначення розрахункового числа M перед першим косим стрибком ущільнення - M_∞ .

2. Вибір кількості косих стрибків ущільнення.

Відомо [5-7], що раціональна кількість стрибків ущільнення надзвукових вхідних пристроїв визначається розрахунковим значенням числа M перед першим косим стрибком ущільнення:

з одним стрибком – до $M=1,4 \dots 1,5$;

з двома стрибками – до $M=1,6 \dots 2,0$;

з трьома стрибками – до $M=2,0 \dots 2,5$;

з чотирма стрибками – до 3,0

з п'ятьма стрибками - $M > 3$.

При збільшенні кількості стрибків ущільнення у вхідному пристрої, як із зовнішнім, так і з внутрішнім стисненням, у можливо перейти до безперервного (ізоентропічного) гальмування надзвукового потоку. Це може бути реалізовано на всій поверхні гальмування або на деякій її ділянці.

3. Побудова залежності кута нахилу косого стрибка ущільнення від кута нахилу поверхні гальмування для заданого числа M перед першим косим стрибком ущільнення з використанням формули (1).

4. Вибір значення кута нахилу першої поверхні гальмування, що відповідає куту нахилу стрибка ущільнення та розрахунковому числу M .

5. Розрахунок числа M та коефіцієнта збереження повного тиску за першим стрибком ущільнення та його інтенсивності з використанням залежностей (3), (4).

6. Розрахунок кута нахилу другого косого стрибка ущільнення

$$\alpha_2 = \arcsin \left(\sqrt{\frac{J_1 + \frac{k-1}{k+1}}{\frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot M_1^2}} \right). \quad (10)$$

7. Розрахунок значення кута нахилу другої поверхні гальмування, що відповідає куту нахилу другого косого стрибка ущільнення та числу M перед другим косим стрибком

$$\beta_2 = \arctg \left(\frac{1}{\text{tg} \alpha_2 \cdot \left(\frac{k+1}{2} \cdot \frac{M_1^2}{M_1^2 \cdot \sin^2 \alpha_2} - 1 \right)} \right). \quad (11)$$

8. Розрахунок числа M та коефіцієнта збереження повного тиску за другим стрибком ущільнення та його інтенсивності з використанням залежностей (3), (4).

9. Для кожного наступного косої стрибка ущільнення повторюємо п.п. 5-8.

10. Розрахунок числа M та коефіцієнта збереження повного тиску за прямим стрибком ущільнення з використанням залежностей (5) та (6).

11. Розрахунок сумарного значення коефіцієнта збереження повного тиску в стрибках ущільнення при гальмуванні потоку в надзвуковому вхідному пристрої з використанням залежності (7).

12. Збільшуємо кут нахилу першого косої стрибка ущільнення і повторюємо розрахунок за п.п. 4-12.

13. Будуємо залежність сумарного значення коефіцієнта збереження повного тиску в стрибках ущільнення при гальмуванні потоку в надзвуковому вхідному пристрої від кута нахилу першого стрибка ущільнення для розрахункового значення числа M

$$\sigma_{\Sigma} = f(\alpha_1),$$

при визначеному числі M перед першим косим стрибком ущільнення і постійній інтенсивності косої стрибків ущільнення.

14. Визначаємо раціональне значення кута нахилу першого стрибка ущільнення.

3. Отримані результати

З використанням наведеної методики здійснено пошук раціонального значення кута нахилу першого косої стрибка ущільнення для розрахункового значення числа $M_{\infty} = 2,5$.

У надзвуковому вхідному пристрої, що працює при визначеному розрахунковому числі M , обираємо три косої стрибки ущільнення і один прямий замикаючий стрибок ущільнення.

Результати розрахунків параметрів у косої та прямому стрибках ущільнення за визначеною методикою наведені в таблиці 1.

На рис. 3 наведено залежності кутів нахилу стрибка ущільнення від кутів нахилу поверхні гальмування для трьох значень числа M (M_{∞}, M_1, M_2), що відповідають числам M перед кожним косим стрибком ущільнення.

На залежностях (кутів нахилу стрибка ущільнення від кутів нахилу поверхні гальмування для кожного числа M перед косим стрибком ущільнення, рис. 3) нанесені відповідні значення кутів нахилу

стрибків ущільнення і кутів нахилу поверхонь гальмування ($\alpha_1, \beta_1; \alpha_2, \beta_2; \alpha_3, \beta_3$) та максимальні значення кутів нахилу поверхонь гальмування і відповідні кути нахилу косої стрибків ущільнення ($\alpha_{1max}, \beta_{1max}; \alpha_{2max}, \beta_{2max}; \alpha_{3max}, \beta_{3max}$), більше яких не можуть бути кути нахилу поверхонь гальмування.

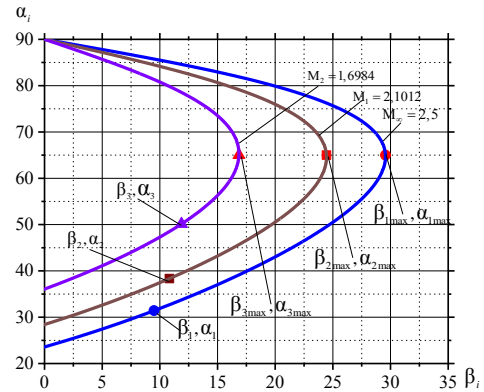


Рис. 3. Залежності кутів нахилу стрибка ущільнення від кутів нахилу поверхні гальмування для трьох значень числа M

За результатами розрахунку з використанням наведеної методики на визначеному куті нахилу поверхні гальмування від $\beta_1 = 6$ до $\beta_1 = 11$ градусів побудовано залежність коефіцієнту збереження повного тиску в стрибках ущільнення від кута нахилу першої поверхні гальмування надзвуковому вхідному пристрою (рис.4.).

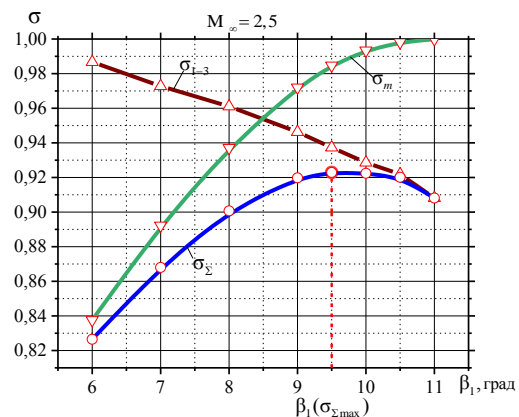


Рис.4. Залежності коефіцієнтів збереження повного тиску в стрибках ущільнення надзвуковому вхідному пристрою

Аналіз залежностей (див. рис. 4) показує, що існує значення кута нахилу першої поверхні гальмування, при якому коефіцієнт збереження повного тиску в стрибках ущільнення є максимальним.

Таблиця 1

Результати розрахунків параметрів у косих та прямому стрибках ущільнення

Перший косий стрибок ущільнення								
M_∞	2,5							
β_1 , град	6,0	7,0	8,0	9,0	9,5	10,0	10,5	11,0
α_1 , град	28,2603	29,1500	30,0380	30,9530	31,4240	31,8950	32,3550	32,863
σ_1	0,9980	0,9905	0,9868	0,9817	0,9782	0,9755	0,9750	0,9683
J_1	1,4694	1,5651	1,6624	1,7645	1,8178	1,8715	1,9244	1,9833
M_1	2,2508	2,2055	2,1643	2,1227	2,1012	2,0807	2,0629	2,386
β_{1max} , град	29,5683	29,5683	29,5683	29,5683	29,5683	29,5683	29,5683	29,5683
α_{1max} , град	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000
Другий косий стрибок ущільнення								
β_2 , град	6,4893	7,7210	8,9389	10,1865	10,8257	11,4586	12,0661	12,7445
α_2 , град	31,7285	33,5145	35,3259	37,2841	38,3387	39,4081	40,4428	41,7171
σ_2	0,9943	0,9910	0,9869	0,9818	0,9789	0,9757	0,9724	0,9685
J_2	1,4694	1,5651	1,6624	1,7645	1,8178	1,8715	1,9244	1,9833
M_2	1,9996	1,9110	1,8272	1,7421	1,6984	1,6555	1,6155	1,5672
β_{2max} , град	26,6028	25,9836	25,3964	24,7793	24,7793	24,1306	23,8412	23,4534
α_{2max} , град	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000
Третій косий стрибок ущільнення								
β_3 , град	7,0486	8,4790	9,8824	11,2460	11,8735	12,4073	12,7914	12,9182
α_3 , град	36,2956	39,5854	43,2263	47,5688	50,1263	52,9307	55,9131	59,9513
σ_3	0,9943	0,9919	0,9869	0,9818	0,9789	0,9757	0,9724	0,9685
J_3	1,4694	1,5651	1,6624	1,7645	1,8178	1,8715	1,9244	1,9833
σ_{1-3}	0,9867	0,9728	0,9611	0,9463	0,9373	0,9286	0,9219	0,9081
M_3	1,7462	1,6095	1,4774	1,3397	1,2672	1,1941	1,1232	1,0374
β_{3max} , град	22,8010	21,2251	19,6076	17,8307	17,8307	15,8766	14,9326	13,7518
α_{3max} , град	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000	65,0000
Прямий стрибок ущільнення								
M_m	0,6303	0,6664	0,7098	0,7669	0,8034	0,8460	0,8943	0,9643
σ_m	0,8376	0,8922	0,9371	0,9720	0,9847	0,9934	0,9981	0,9999
σ_Σ	0,8265	0,8680	0,9007	0,9198	0,9229	0,9224	0,9201	0,9081

Наявність екстремуму пов'язана з різним впливом косих і прямого стрибків ущільнення при проходженні потоку через них.

Дана методика дозволяє для будь-якого числа M перед першим косим стрибком ущільнення сформулювати раціональні значення кутів нахилу поверхонь гальмування плоского надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення.

Висновки

1. Запропонована методика раціонального формування поверхонь гальмування надзвукового плоского вхідного пристрою зовнішнього стиснення, що

ґрунтується на газогідравлічній теорії стрибка ущільнення Ренкіна та Гюгоніо.

2. За наведеною методикою проведено розрахунок сумарного значення коефіцієнта збереження повного тиску в стрибках ущільнення при гальмуванні потоку в надзвуковому плоскому вхідному пристрої зовнішнього стиснення для числа $M=2,5$ перед першим косим стрибком ущільнення з визначенням раціонального значення кута нахилу першої поверхні гальмування.

В межах зазначеного напрямку плануються подальші дослідження каналу вхідного пристрою (звуження, вигину та форми).

Внесок авторів: формулювання проблеми – **І. Ф. Кравченко, А. О. Хорохордін**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **М. М. Мітрахович, К. В. Балалаєва**; розробка математичної моделі – **А. О. Хорохордін, М. М. Мітрахович, К. В. Балалаєва**; верифікація математичної моделі, аналіз результатів верифікації – **І. Ф. Кравченко, А. О. Хорохордін, А. В. Балалаєв**; аналіз результатів – **І. Ф. Кравченко, А. О. Хорохордін**.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. 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. – 1870. – No. 160. – P. 277–288.*
2. Hugoniot, H. *Memoir on the propagation of movements in bodies, especially perfect gases (first part) [Text] / H. Hugoniot // Journal de l'École Polytechnique (in French). – 1887. – No. 57. – P. 3–97.*
3. 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.*
4. Hermann, R. *Supersonic Inlet Diffusers and Introduction to Internal Aerodynamics [Text] / R. Hermann. – Minneapolis-Honeywell Regulator Company, Aeronautical Division, 1956. – 378 p.*
5. Тимошенко, В. И. *Теоретические основы технической газовой динамики [Текст] / В. И. Тимошенко. – К. : Наукова думка, 2013. – 490 с.*

6. John K. *Shock Wave–Boundary-Layer Interactions [Text] / K. John. – University of Cambridge, Harvey Imperial College, Cambridge University Press, 2011. – 461 p.*

7. Faro, I. D. V. *Supersonic inlet [Text] / I. D. V. Faro. – AGARDograph 102, 1965. – 176 p.*

References

1. Rankine, W. J. M. *On the thermodynamic theory of waves of finite longitudinal disturbances. Philosophical Transactions of the Royal Society of London, 1870, no. 160, pp. 277–288.*
2. Hugoniot, H. *Memoir on the propagation of movements in bodies, especially perfect gases (first part). Journal de l'École Polytechnique (in French), 1887, no. 57, pp. 3–97.*
3. 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.*
4. Hermann R. *Supersonic Inlet Diffusers and Introduction to Internal Aerodynamics. Minneapolis-Honeywell Regulator Company, Aeronautical Division, 1956. 378 p.*
5. Timoshenko, V. I. *Teoreticheskie osnovy tehnikeskoj gazovoj dinamiki [Theoretical foundations of technical gas dynamics]. Kyiv, Naukova dumka Publ., 2013. 490 p.*
6. John, K. *Shock Wave–Boundary-Layer Interactions. University of Cambridge, Harvey Imperial College, Cambridge University Press Publ., 2011. 461 p.*
7. Faro, I. D. V. *Supersonic inlet. AGARDograph 102, 1965. 176 p.*

Надійшла до редакції 15.07.2023, розглянута на редколегії 08.08.2023

METHOD OF RATIONAL FORMATION OF BRAKING SURFACES OF A FLAT SUPERSONIC ENTRY DEVICE

Artem Khorokhordin, Igor Kravchenko, Mykhailo Mitrakhovych, Katerina Balalaieva, Anton Balalaiev

This article deals with methodological support for the design of effective supersonic flat external compression input devices. A concise analysis of the contribution of well-known scientists in the study of braking processes of supersonic flows of the working body in the system of sealing jumps is presented in the input devices. The proposed method of rational formation of the braking surfaces of a flat supersonic inlet device is based on the main provisions of the gas-hydraulic theory of sealing jump proposed by Rankin and Hugoniot. The main goal of this study is the development of a method of rational formation of braking surfaces of a supersonic flat input device of external compression according to the criterion of its efficiency, namely the maximum value of the coefficient of preservation of full pressure in sealing jumps. The choice of the value of the angle of inclination of the braking surfaces of the supersonic input device and the corresponding angles of inclination of the oblique jumps of the seal for a given calculated value of the number M consists in finding such values of the angles of inclination of the braking surfaces, at which the intensity of the oblique jumps of the seal is the same, under this condition the coefficient of preservation of full pressure is maximum. The mathematical formulation of the problem of determining the rational position of the braking surfaces of the supersonic flat input device of external compression is possible in the form of finding the angle of inclination of the first braking surface, which corresponds to the maximum value of the coefficient of preservation of full pressure for the determined value of the number M before the first oblique jump of the seal and at a constant intensity of the oblique jumps of the seal. This article outlines the main elements of the proposed methodology. Using the given methodology, a rational value of the angle of inclination of the first oblique jump of the seal was searched

for the calculated value of the number $M=2.5$. In the supersonic input device operating at the specified design number M , three oblique sealing jumps and one direct-closing sealing jump are selected. The dependence of the full pressure preservation coefficient of oblique sealing jumps, direct jump, and total pressure preservation coefficient in the sealing jumps of the supersonic inlet device is obtained. It is shown that with an increase in the angle of inclination of the first braking surface and the corresponding values of the angles of inclination of the second and third braking surfaces, the coefficient of preservation of the full pressure of oblique jumps of the seal decreases, and that of direct jumps increases, which determines the presence of an extremum and makes it possible to determine the rational value of the angle of inclination of the first braking surface. This technique allows for any number of M before the first oblique jump of the seal to determine the rational values of the angles of inclination of the braking surfaces of the flat supersonic external compression input device.

Keywords: planar supersonic input device; angle of inclination of the braking surface; angle of inclination of the sealing jump; the intensity of the compaction jump; total pressure preservation factor.

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.

Балалаєв Антон Валерійович – канд. техн. наук, старш. викл. каф. прикладної механіки та інженерії матеріалів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Artem Khorokhordin – Leading Engineer, State Enterprise "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: 03525@ivchenko-progress.com, ORCID: 0009-0002-0849-6103.

Igor 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: mmmma777@gmail.com, ORCID: 0000-0001-7656-1371.

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

Anton Balalaiev – Candidate of Technical Sciences, Senior Lecturer of the Applied Mechanics and Materials Engineering Department, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: avbalalaiev@ukr.net, ORCID: 0000-0003-3603-4512.