

DOI 10.33099/2618-1614-2024-27-4-49-53

УДК 629.7.015.4:533.6.011.3

О. В. Сафронов,*доктор технічних наук, професор,
Національний університет оборони України,***Б. Й. Семон,***доктор технічних наук, професор,
Національний університет оборони України,***О. М. Неділько,***кандидат технічних наук, доцент,
Національний університет оборони України*

Математична модель оцінювання розташування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю

У статті на базі аналізу закономірностей адіабатичного розширення місцевого надзвукового потоку повітря на поверхні аеродинамічного профілю в навіолозвуківому діапазоні чисел M польоту представлені результати дослідження залежності розташування стрибків ущільнення від геометричних характеристик профілю, числа M незбудженого потоку повітря та від критичного числа M аеродинамічного профілю. Адекватність одержаних результатів підтверджується шляхом порівняння результатів оцінювання розташування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю, одержаних за допомогою розрахунків, з результатами, одержаними в експериментальних дослідженнях.

Ключові слова: авіаційна техніка, літак, адіабатичне розширення, аеродинамічна поверхня, математична модель, місцевий надзвуковий потік, число M польоту, критичне число M аеродинамічного профілю, розташування стрибків ущільнення

© О. В. Сафронов, Б. Й. Семон, О. М. Неділько, 2024

Постановка проблеми. Оцінювання характеристик аеродинамічних поверхонь надзвукових літаків у трансзвуковому потоці повітря теоретичними методами залишається актуальною науковою та прикладною проблемою, яку необхідно розв'язувати під час досліджень аеропружних характеристик.

Одним з етапів створення нових зразків літаків є етап досліджень з використанням теоретичних методів, які дають змогу визначити оптимальні напрями поліпшення характеристик літаків, прогнозувати зміну характеристик у різноманітних умовах експлуатації літаків, зокрема в умовах, реалізація яких у натурному експерименті небезпечна або неможлива.

Аналіз основних досліджень і публікацій. Автори статті в наукових роботах за даною проблемою відзначають низку публікацій, які базуються як на результатах лабораторних досліджень, так і на результатах теоретичних досліджень [1–9]. Для обґрунтування сутності проблеми та аналізу одержаних результатів попередніми дослідниками, а також єдності змісту статті наведемо основні з них.

У роботі [1] запропонований теоретичний метод оцінювання максимального числа M місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю NASA 64A010, але порівняння одержаного результату з результатами лабораторних досліджень не наведене.

У роботі [2] запропонований чисельний метод оцінювання розташування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю, але порівняння одержаного результату з результатами лабораторних досліджень також не наведене.

У роботах [3–5] наведені результати продувок моделей крила з поверхнею керування в аеродинамічних трубах у трансзвуковому діапазоні чисел M . Результати цих досліджень можуть бути використані для обґрунтування можливості оцінювання деяких характеристик аеродинамічних поверхонь за допомогою наближених теоретичних методів.

Труднощі розв'язання проблеми зумовлені необхідністю врахування впливу стисненості повітря на зміну характеристик аеродинамічних профілів надзвукових літаків у трансзвуковому діапазоні швидкостей польоту. У деяких працях вплив стисненості повітря на зміну характеристик аеродинамічних профілів здійснюється за допомогою різноманітних поправок.

Додаткові труднощі під час оцінювання характеристик аеродинамічних поверхонь надзвукових літаків на трансзвукових числах M польоту теоретичними методами виникають у разі формування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю, вплив яких на зміну характеристик аеродинамічних поверхонь поправками не може бути визначений.

Із цього приводу в роботі [5] відмічено, що «теорія переміщення стрибків ущільнення по поверхні профілю досі не розроблена».

Слід також додати, що в роботі [6] відмічено, що в діапазоні чисел $M = 0,95-1,1$ чисельні методи рішення втрачають стійкість, тому до результатів досліджень, одержаних цими методами, слід ставитися з обережністю.

Мета статті. У даній статті оцінювання залежності розташування стрибків ущільнення за хордою профілю аеродинамічної поверхні від геометричних характеристик профілю, від числа M незбудженого потоку повітря та від критичного числа M аеродинамічного профілю визначається на базі аналізу закономірностей адіабатичного розширення місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю літаків на трансзвукових швидкостях польоту.

Виклад основного матеріалу

У статтях [7, 8] автори запропонували математичну модель оцінювання залежності розташування стрибків ущільнення за хордою профілю аеродинамічної поверхні від його геометричних характеристик та від числа M незбудженого потоку повітря.

Для визначення залежності розташування стрибків ущільнення від геометричних характеристик профілю, числа M незбудженого потоку повітря та від критичного числа M аеродинамічного профілю наведемо основні положення та залежності запропонованої моделі.

Математична модель адіабатичного розширення місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю визначена рівнянням [7, 8]:

$$M_1 - 1 \approx 2(M_\infty - M_{кр}), \quad (1)$$

де M_1 – число M місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю;

M_∞ – число M незбудженого потоку повітря;

$M_{кр}$ – критичне число M аеродинамічного профілю.

Число M місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю в рівнянні (1) визначається залежністю, запропонованою в роботі [7]:

$$M_1 \approx \sqrt[3]{1 + 11,5\varphi(x)}, \quad (2)$$

де $\varphi(x)$ – кут відхилення надзвукового потоку в дифузорній частині аеродинамічного профілю.

Для кількісного оцінювання залежності розташування стрибків ущільнення за хордою профілю аеродинамічної поверхні в рівнянні (2) нагадаємо, що, згідно з даними роботи [5], для типових аеродинамічних симетричних профілів зміну кута нахилу дотичної до поверхні дифузорної частини профілю можна подати наближеною лінійною залежністю

$$\varphi(x) \approx \varphi_0 \frac{x}{b - b_\tau}, \quad (3)$$

де φ_0 – максимальний кут нахилу дотичної до поверхні дифузорної частини профілю або максимальний кут відхилення місцевого надзвукового потоку в дифузорній частині аеродинамічного профілю;

x – відстань перетину дифузорної частини хорди аеродинамічного профілю від перетину максимальної товщини профілю;

b – хорда профілю;

b_τ – відстань перетину максимальної товщини профілю від його носка.

Згідно з тією самою роботою [5], для наближених інженерних оцінок характеристик аеродинамічних профілів можна прийняти

$$\varphi_0 \approx 0,85\bar{\tau}. \quad (4)$$

З урахуванням залежностей (3) і (4) залежність (2) можна подати таким чином:

$$M_1 \approx \sqrt[3]{1 + 9,8 \frac{x\bar{\tau}}{b - b_\tau}}. \quad (5)$$

Критичне число M у залежності (1) для тонких аеродинамічних профілів, розташованих у потоці повітря під нульовим кутом атаки, можна приблизно визначити на підставі результатів лабораторних досліджень [3, 5] або з рівняння, запропонованого в роботі [9],

$$M_{кр} \approx 1 - 0,7\sqrt{\bar{\tau}}, \quad (6)$$

$\bar{\tau}$ де – відносна товщина аеродинамічного профілю, тобто відношення максимальної товщини профілю до його хорди.

За визначеної величини критичного числа M аеродинамічного профілю з рівняння (6) та числа M місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю з рівняння (5) число M незбудженого потоку повітря визначається з рівняння (1).

Рівняння (1) визначає зв'язок числа M місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю, числа M незбудженого потоку повітря та критичного числа M аеродинамічного профілю. Тобто рівняння (1) визначає закономірності адіабатичного розширення місцевого надзвукового потоку повітря на поверхні аеродинамічного профілю в діапазоні чисел M незбудженого потоку повітря від числа $M_\infty = M_{кр}$ до числа $M_\infty = 1,0$.

Саме рівняння (1) визначає умови формування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю або умови перетворення місцевого надзвукового потоку повітря на поверхні аеродинамічного профілю в дозвуковий потік.

Відмічені закономірності адиабатичного розширення місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю дають змогу кількісно оцінити характер розташування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю залежно від числа M незбудженого трансзвукового потоку повітря, критичного числа M аеродинамічного профілю та геометричних характеристик аеродинамічного профілю.

Можливість оцінювання характеру розташування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю наближеними теоретичними методами розглянемо на прикладі оцінювання розташування стрибків ущільнення за хордою профілю аеродинамічної поверхні типових симетричних аеродинамічних профілів, для яких зміну кута нахилу дотичної до поверхні дифузорної частини профілю можна представити залежністю (3).

Оскільки рівняння (1) визначає умови формування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю, то, підставляючи залежність (5) у рівняння (1), після перетворення одержимо

$$x_c \approx \frac{b - b_\tau}{9,8\bar{\tau}} \left\{ \left[2(M_\infty - M_{кр}) + 1 \right]^3 - 1 \right\}, \quad (7)$$

де x_c – відстань перетину розташування стрибків ущільнення за хордою профілю від перетину максимальної товщини аеродинамічного профілю.

Наближене рівняння (7) являє собою математичну модель оцінювання залежності розташування стрибків ущільнення за хордою аеродинамічного профілю від його геометричних характеристик, числа M незбудженого потоку повітря та критичного числа M аеродинамічного профілю в діапазоні чисел M від числа $M_\infty = M_{кр}$ до числа $M_\infty = 1,0$.

Можливість використання запропонованої математичної моделі попередньо доведено в роботі [8] порівнянням результатів, одержаних за допомогою моделі, і результатів, одержаних у лабораторних дослідженнях.

У цій статті оцінимо можливість використання вказаної моделі для інших експериментальних даних.

Але спочатку визначимо можливість оцінювання критичного числа M аеродинамічного профілю за допомогою рівняння (6) для оцінювання залежності розташування стрибків ущільнення за хордою аеродинамічного профілю згідно з математичною моделлю (7).

Із цією метою скористаймося даними роботи [5], у якій за результатами продувок моделі крила в аеродинамічній трубі в діапазоні трансзвукових чисел M незбудженого потоку повітря наведені залежності критичних чисел M аеродинамічного профілю від кута відхилення аеродинамічної поверхні керування.

Характеристики аеродинамічного профілю моделі крила:

- профіль моделі крила – симетричний профіль НАСА 00009-0,55-40;

- відносна товщина профілю $\bar{\tau} = 0,096$;

- критичне число M профілю $M_{кр} = 0,783$;

- відносна відстань перетину максимальної товщини профілю від його носка $\frac{b_\tau}{b} = 0,4$;

де $\frac{b_\tau}{b}$ – відносна відстань перетину максимальної товщини профілю від його носка

- відносна хорда аеродинамічної поверхні керування $\frac{b_k}{b} = 0,2$.

Зауважмо, що при відхиленні аеродинамічної поверхні керування відносна товщина аеродинамічного профілю умовно збільшується на величину, яка дорівнює

$$\Delta \bar{\tau} = 2\bar{b}_\tau \bar{b}_k \delta_k, \quad (8)$$

де \bar{b}_τ – відносна відстань перетину максимальної товщини профілю від його носка;

\bar{b}_k – відносна хорда аеродинамічної поверхні керування;

δ_k – кут відхилення аеродинамічної поверхні керування.

Тобто при відхиленні аеродинамічної поверхні керування критичне число M аеродинамічного профілю, як можна бачити з рівняння (6) і залежності (8), зменшується згідно з рівнянням

$$M_{кр} \approx 1 - 0,7\sqrt{\bar{\tau} + 2\bar{b}_\tau \bar{b}_k \delta_k}, \quad (9)$$

Згідно з рівнянням (9) визначимо критичне число M аеродинамічного профілю залежно від кута відхилення аеродинамічної поверхні керування.

Результати цих розрахунків і результати експериментальних досліджень, наведені в роботі [5], представлені в таблиці 1.

Таблиця 1

	0°	2°	4°	8°
$M_{кр}$ – експеримент	0,783	0,775	0,770	0,758
$M_{кр}$ – розрахунок	0,783	0,7769	0,7708	0,759
Похибка, %	0	0,245	0,104	0,13

З таблиці 1 бачимо, що результати розрахунків величин критичних чисел M аеродинамічного профілю залежно від кута відхилення аеродинамічної поверхні керування практично не відрізняються від результатів, одержаних в експериментальних дослідженнях.

Тобто визначення критичних чисел M згідно з рівняннями (6) та (9) можна використовувати під час оцінювання розташування стрибків ущільнення за хордою аеродинамічного профілю.

З порівняння цих результатів випливає, що величина критичного числа M аеродинамічного профілю залежить лише від відносної товщини аеродинамічного профілю, в тому числі й відносної товщини стрілоподібних профілів.

Відносна товщина стрілоподібного профілю визначається відомою залежністю [10]

$$\bar{\tau}_\chi = \bar{\tau} \cos \chi. \quad (10)$$

де $\bar{\tau}_\chi$ – відносна товщина стрілоподібного профілю;
 χ – кут стрілоподібності аеродинамічного профілю.

Тому критичне число M стрілоподібного аеродинамічного профілю можна визначити з рівняння, аналогічного рівнянню (6), а саме:

$$M_{кр\chi} \approx 1 - 0,7\sqrt{\bar{\tau} \cos \chi}, \quad (11)$$

де $M_{кр\chi}$ – критичне число M стрілоподібного аеродинамічного профілю.

Але необхідно зауважити таке: в деяких роботах, наприклад [11], величину критичного числа M стрілоподібного профілю рекомендовано визначати згідно з рівнянням

$$M_{кр\chi} \approx \frac{M_{кр}}{\cos \chi}. \quad (12)$$

Водночас у цій роботі зазначено, що відповідно до досвіду досліджень точніше величина критичного числа M стрілоподібного аеродинамічного профілю визначається згідно з рівнянням

$$M_{кр\chi} \approx \frac{M_{кр}}{\sqrt{\cos \chi}}. \quad (13)$$

Зауважимо також, що критичне число M стрілоподібного аеродинамічного профілю в разі визначення згідно з рівняннями (12) та (13) у деяких випадках може бути $M_{кр\chi} \geq 1,0$, а це неможливо. Тому критичне число M стрілоподібного аеродинамічного профілю доцільно визначати згідно з рівнянням (11), у тому числі в разі оцінювання розташування стрибків ущільнення на поверхні стрілоподібного аеродинамічного профілю.

Для оцінювання залежності розташування стрибків ущільнення за хордою аеродинамічного профілю від його геометричних характеристик, числа M незбудженого потоку повітря та критичного числа M аеродинамічного профілю згідно з математичною моделлю (7) скористаймося також даними роботи [5], у якій за результатами продувок моделі крила в аеродинамічній

трубі в діапазоні трансзвукових чисел M незбудженого потоку повітря наведені залежності розташування стрибків ущільнення за хордою профілю від числа M незбудженого потоку повітря з такими характеристиками аеродинамічного профілю:

- профіль моделі крила – симетричний профіль С-11с-9;
- відносна товщина профілю $\bar{\tau} = 0,09$;
- критичне число M профілю $M_{кр} = 0,79$;
- відносна відстань перетину максимальної товщини профілю від його носка $\frac{b_\tau}{b} = 0,3$;
- відносна хорда аеродинамічної поверхні керування $\frac{b_k}{b} = 0,3$.

Оскільки розташування стрибків ущільнення за хордою профілю роботі [5] наведені як відносна відстань перетину розташування стрибків ущільнення від носка профілю, тому математична модель (7) у даному випадку перетворимо до вигляду

$$\bar{x}_{cl} \approx \frac{1 - \bar{b}_\tau}{9,8\bar{\tau}} \left\{ \left[2(M_\infty - M_{кр}) + 1 \right]^3 - 1 \right\} + \bar{b}_\tau, \quad (14)$$

де \bar{x}_{cl} – відносна відстань перетину розташування стрибків ущільнення за хордою профілю від носка профілю.

Критичне число M аеродинамічного профілю у залежності (10) визначалося згідно з рівняннями (6) чи (9).

Порівняння результатів розрахунків, одержаних за допомогою математичної моделі (14), з результатами, одержаними при продувках моделі крила в роботі [5], наведені в таблиці 2.

Таблиця 2

\bar{x}_{cl}	0,3	0,425	0,5	0,55	0,6	0,7
M_∞ – робота [5]	0,783	0,8	0,818	0,83	0,842	0,87
M_∞ – розрахунок	0,79	0,815	0,83	0,837	0,8465	0,862
Похибка, %	0,89	1,02	1,15	0,84	0,53	0,93

З порівняння наведених у таблиці 2 результатів випливає, що максимальне відхилення величини числа M незбудженого потоку повітря, одержаного теоретичним методом за допомогою математичної моделі (14), від величини числа M незбудженого потоку повітря, яке спостерігалось в лабораторному експерименті, не перевищує похибок обробки експериментальних даних [5]. Тому запропонована математична модель може бути рекомендована для оцінювання розташування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю.

З аналізу одержаної математичної моделі оцінювання розташування стрибків ущільнення по поверхні

аеродинамічного профілю та з аналізу одержаних результатів розрахунків впливає, що в разі відхилення аеродинамічної поверхні керування донизу стрибки ущільнення на верхній поверхні аеродинамічного профілю переміщуються від початкового розташування до задньої кромки аеродинамічного профілю, оскільки при цьому зростає величина критичного числа M .

Ця особливість взаємодії розташування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю з відхиленням аеродинамічної поверхні керування відмічена і в деяких дослідженнях. Так, у роботі [5] зазначено: «...відхилення керма донизу супроводжується переміщенням стрибка ущільнення в напрямку до керма на верхній поверхні та віддаленням його від керма на нижній поверхні».

У роботі [12] додатково відмічена ще одна особливість впливу відхилення аеродинамічної поверхні керування на стрибки ущільнення, а саме: «...відхилення керма донизу приводить до подальшого прискорення потоку і до збільшення потужності верхньої ударної хвилі».

Зауважмо, що відмічені особливості взаємодії відхилення аеродинамічної поверхні керування з розташуванням стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю можна дуже просто пояснити за допомогою математичної моделі (14) та залежностей (5) і (9) або за допомогою таблиць 1 та 2.

Справді, як можна побачити з рівняння (9) і таблиці 1, у разі відхилення аеродинамічної поверхні керування зменшується критичне число M аеродинамічного профілю. Тому, згідно з математичною моделлю (14) і таблицею 2, стрибки ущільнення переміщуються до задньої кромки аеродинамічного профілю, і, згідно з рівняннями (1) та (5), зростає число M місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю та потужність ударної хвилі.

Висновок

У статті наведена модель, яка визначає зв'язок розташування стрибків ущільнення за хордою профілю аеродинамічної поверхні від числа M незбудженого потоку повітря, геометричних характеристик і критичного числа M аеродинамічного профілю та результати розрахунків за даною моделлю.

Можливість практичного використання одержаної математичної моделі підтверджена шляхом порівняння результатів оцінювання розташування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю, одержаних за допомогою цієї моделі, з результатами, одержаними в експериментальних дослідженнях.

Подальші дослідження доцільно присвятити розробці й удосконаленню теоретичних методів оцінюван-

ня та інших характеристик аеродинамічних профілів надзвукових літаків та аерокосмічних систем у трансзвуковому діапазоні чисел M польоту, які базуються на аналізі закономірностей адіабатичного розширення місцевого надзвукового потоку повітря на поверхні аеродинамічного профілю.

Перелік літератури

1. Штейнберг Р. И. Максимальная скорость на поверхности крылового профиля при околозвуковых скоростях / Р. И. Штейнберг // Труды ЦАГИ. – 1978. – Вып. 1931. – С. 3–15.
2. Лифшиц Ю. В. Способ определения положения скачка уплотнения на крыловом профиле / Ю. В. Лифшиц, Р. И. Штейнберг // Труды ЦАГИ. – 1974. – Вып. 1577. – С. 13–19.
3. Левкин В. Ф. Экспериментальные исследования нестационарных аэродинамических характеристик поверхностей управления при трансзвуковых скоростях / В. Ф. Левкин. – М. : ЦАГИ, 1982. – 16 с. – (Труды ЦАГИ ; вып. 2132).
4. Агеев Ю. И. Экспериментальное исследование установившихся колебаний элерона в околозвуковом потоке / Ю. И. Агеев, В. В. Назаренко, Т. П. Небезина // Ученые записки ЦАГИ. – 1974. – Т. V, № 8. – С. 71–80.
5. Свищев Г. П. Эффективность руля и шарнирные моменты его при больших скоростях / Г. П. Свищев. – М. : ЦАГИ, 1975. – 10 с. – (Труды ЦАГИ ; вып. 1722).
6. Traci R. M. Perturbation Method for Transonic Flows about Oscillating Airfoils [Електронний ресурс] / R. M. Traci, E. D. Albano, J. L. Farr // AIAA Journal. – 1976. – Vol. 14, No 9. – P. 1258–1265. – Режим доступа : <https://doi.org/10.2514/3.61459>.
7. Сафронов А. В. Аэродинамическое воздействие скачков уплотнения на колеблющийся в околозвуковом потоке элерон / А. В. Сафронов // Ученые записки ЦАГИ. – 1991. – Т. XX11, № 3. – С. 110–117.
8. Закономірності адіабатичного розширення місцевого надзвукового потоку повітря на поверхні аеродинамічного профілю [Електронний ресурс] / О. В. Сафронов, Б. Й. Семон, О. М. Неділько, Ю. Г. Бодрик // Наука і оборона. – № 1. – 2022. – С. 34–39. – Режим доступа : <https://doi.org/10.33099/2618-1614-2022-18-1-34-39>.
9. Сафронов А. В. Условия возникновения автоколебаний аэродинамических поверхностей управления при безотрывном обтекании околозвуковым потоком газа / А. В. Сафронов // Проблемы прочности. – 1990. – № 2. – С. 50–55.
10. Краснов Н. Ф. Аэродинамика : учеб. для студ. высших технических учеб. заведений. В 2 ч. Ч. 1. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла / Н. Ф. Краснов. – Изд. 2-е, перераб. и доп. – М. : Высшая школа, 1976. – 384 с.
11. Гошек И. Аэродинамика больших скоростей / И. Гошек ; пер. с чешского А. А. Дородницына, М. М. Богословского. – М. : Изд-во иностран. лит., 1954. – 547 с.
12. Бисплингхофф Р. Л. Аэроупругость / Р. Л. Бисплингхофф, Х. Эшли, Р. Л. Халфмэн ; пер. с англ. Г. И. Баренблатта, А. И. Смирнова, В. П. Шидловского ; под ред. Э. И. Григолюка. – М. : Изд-во иностран. лит., 1958. – 800 с.