

УДК 629.735.33.015.4:533.6.013.422:629.7.025.1

МЕТОД ОЦІНКИ ЧИСЛА M ВИНИКНЕННЯ ТРАНСЗВУКОВОГО ФЛАТЕРУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ КЕРУВАННЯ НАДЗВУКОВИХ ЛІТАКІВ ТА АЕРОКОСМІЧНИХ СИСТЕМ

О.В. Сафронов¹,

д-р техн. наук, професор

Б.Й. Семон¹,

д-р техн. наук, професор

О.М. Неділько¹,

канд. техн. наук, доцент

А.О. Горіна²,

канд. архітектури

¹Національний університет оборони України

²Київський національний університет будівництва і архітектури

DOI: 10.32347/2410-2547.2024.113.116-123

У статті, на підставі аналізу особливостей взаємодії коливань стрибків ущільнення з коливаннями аеродинамічних поверхонь керування та на підставі аналізу закономірностей розширення місцевого надзвукового потоку повітря на поверхні аеродинамічного профілю запропонований метод оцінки числа M , при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків та аерокосмічних систем.

Ключові слова: надзвуковий літак, трансзвуковий флатер, число M , аеродинамічний профіль, аеродинамічна поверхня керування, стрибок ущільнення, місцевий надзвуковий потік, збуджений шарнірний момент.

Постановка проблеми. Забезпечення безпеки польотів надзвукових літаків та аерокосмічних систем у трансзвуковому діапазоні чисел M польоту досі залишається актуальною науковою та прикладною проблемою. Це обумовлено виникненням на цих режимах польоту різноманітних небезпечних явищ аеропружності, до таких відноситься і трансзвуковий флатер аеродинамічних поверхонь керування. Тому оцінка теоретичними методами чисел M , при яких можливо виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування, залишається актуальною науковою та прикладною проблемою аеропружності надзвукових літаків та аерокосмічних систем.

Аналіз основних досліджень і публікацій. Теоретичним та експериментальним дослідженням цього явища присвячено багато публікацій, в яких запропоновані різноманітні підходи до обґрунтування причин виникнення інтенсивних коливань аеродинамічних поверхонь керування сучасних надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту, умови їх виникнення, вплив різноманітних факторів на рівень коливань [1 – 9].

Труднощі вирішення проблеми обумовлені необхідністю врахування впливу стислості повітря на зміну характеристик аеродинамічних профілів надзвукових літаків у трансзвуковому діапазоні швидкостей польоту.

У деяких працях вплив стислості повітря на зміну характеристик аеродинамічних профілів здійснюється за допомогою різноманітних поправок.

Додаткові труднощі при оцінці характеристик аеродинамічних поверхонь надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту виникають при формуванні стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю, вплив яких поправками не може бути визначений.

Як правило в наукових публікаціях, які присвячені дослідженням коливань аеродинамічних поверхонь керування літаків на трансзвукових швидкостях польоту, розглядається три типа коливань:

- тип «А» – коливання аеродинамічних поверхонь керування, які обумовлені відривом примежевого шару за стрибками ущільнення і які спостерігаються в експериментальних

дослідженнях на великих кутах атаки і при відсутності стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю;

- тип «В» – коливання аеродинамічних поверхонь керування, які обумовлені особливостями їх взаємодії з коливаннями стрибків ущільнення і спостерігаються в експериментальних дослідженнях на тонких симетричних аеродинамічних профілях, які розташовані у трансзвуковому потоці повітря під нульовим кутом атаки;

- тип «С» – коливання аеродинамічних поверхонь керування при невеликих надзвукових швидкостях польоту.

Зауважимо, що до найбільш небезпечних явищ аеропружності необхідно віднести коливання аеродинамічних поверхонь керування типу «В», виникнення яких неодноразово закінчувалося руйнацією елементів конструкції літаків і, у першу чергу, елементів конструкції аеродинамічних поверхонь керування. Визначенню числа M виникнення цього типу трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування і буде присвячена стаття.

В публікаціях також відмічається, що рівень цих коливань залежить від великої кількості параметрів, до основних з яких віднесені:

- число M потоку повітря;

- геометричні характеристики несучих аеродинамічних поверхонь;

- частота власних пружних коливань та масово-інерційні характеристики аеродинамічних поверхонь керування.

До особливостей коливань аеродинамічних поверхонь керування, які відмічені у льотних дослідженнях трансзвукового флатеру, віднесено [1]:

- коливання виникають у вузькому діапазоні чисел M незбудженого потоку повітря - $M \approx 0,92-0,96$, який практично не змінюється зі зміною висоти польоту;

- найвищий рівень спостерігається на тонких аеродинамічних поверхнях, відносна товщина яких дорівнює $\bar{t} \approx 0,04-0,05$ і які розташовані в потоці повітря під нульовим кутом атаки;

- характер коливань нагадує гармонічні коливання, при цьому частоти коливань при зміні висоти польоту або швидкісного напору залишаються незмінними і дорівнюють власним частотам коливань аеродинамічних поверхонь керування у наземних умовах;

- рівень коливань практично лінійно зростає зі збільшенням швидкісного напору;

- рівень коливань зменшується зі зростанням величини конструкційного демпфірування;

- рівень коливань збільшується зі зменшенням висоти польоту.

У деяких працях відмічений вплив стрибків ущільнення на виникнення коливань аеродинамічних поверхонь у трансзвуковому потоці повітря.

Так, у праці [2] відмічено, що: «стрибок ущільнення є основною причиною різкого зниження межі флатеру на режимі трансзвукових швидкостей».

Необхідно також додати наступне. У праці [3] відмічено, що у діапазоні чисел $M = 0,95 - 1,1$ чисельні методи рішення втрачають стійкість, тому до результатів досліджень, отриманих цими методами, необхідно відноситися з обережністю.

Результати продувок жорстко закріпленої несучої аеродинамічної поверхні з елероном, в яких також спостерігалось виникнення коливань елерону вказують, що виникнення трансзвукового флатеру, на відміну від класичного (двохступеневого) флатеру, можливо при наявності лише однієї ступені свободи – при коливаннях аеродинамічної поверхні керування навколо власної осі обертання.

Крім того при збільшенні хорди елерону спостерігається зменшення чисел M , при яких можливо виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування.

За результатами моделювання явищ динамічної аеропружності літаків в аеродинамічних трубах, надано рекомендації щодо вибору критеріїв подібності, виконання яких необхідно при проектуванні, виготовленні та випробуваннях динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах.

У праці [4], на основі аналізу зміни параметрів у течії Прандтля-Майера [5] та гіпотези динамічного скривлення аеродинамічного профілю [6], розглянуті особливості взаємодії коливань стрибків ущільнення з коливаннями аеродинамічних поверхонь керування.

У праці [7] розглянуті закономірності розширення місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю.

Проте як відмічено у працях дослідників, досі не розроблені загально прийняті математичні моделі, якими можна описати процеси, що відбуваються при виникненні коливань аеродинамічних поверхонь керування на цих режимах польоту.

Мета статті. Розробити метод оцінки числа M , при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру (типу «В») аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків та аерокосмічних систем.

Виклад основного матеріалу. Вище було відмічено, що число M відноситься до основних параметрів трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування, яке визначається закономірностями адиабатичного розширення місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю та особливостями взаємодії коливань стрибків ущільнення з коливаннями аеродинамічних поверхонь керування.

Аналіз цих особливостей взаємодії коливань стрибків ущільнення з коливаннями аеродинамічних поверхонь керування та аналіз закономірностей адиабатичного розширення місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю і будуть використані для визначення чисел M , при яких можливо виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків та аерокосмічних систем.

У праці [4] було доведено, що максимальна величина збудженого шарнірного моменту аеродинамічних поверхонь керування, тобто, моменту, в наслідок якого виникає трансзвуковий флатер, спостерігається при таких числах M , коли розташування стрибків ущільнення на хорді профілю аеродинамічної поверхні керування визначається умовою

$$x_{ck} = b_k - \Delta x_n(x; \dot{\delta}), \quad (1)$$

де x_{ck} - відстань перетину розташування стрибків ущільнення від осі обертання аеродинамічної поверхні керування; b_k - хорда профілю аеродинамічної поверхні керування; $\Delta x_n(x; \dot{\delta})$ - величина переміщення стрибків ущільнення назад від початкового розташування, яка обумовлена особливостями їх взаємодії з кутовою швидкістю коливань аеродинамічної поверхні керування.

Величина переміщення стрибків ущільнення назад від початкового розташування визначається з наступного рівняння [4]

$$\Delta x_n(x; \dot{\delta}) \approx \frac{x_{ck} b_1}{\varphi_0 V - b_1 |\dot{\delta}(t)|} \dot{\delta}(t), \quad (2)$$

де b_1 - відстань перетину максимальної товщини аеродинамічного профілю несучої поверхні до його задньої кромки; φ_0 - максимальний кут нахилу дотичної до поверхні дифузornoї частини профілю або максимальний кут відхилення місцевого надзвукового потоку у дифузornoї частини аеродинамічного профілю; V - швидкість незбудженого потоку повітря; $\dot{\delta}(t)$ - кутова швидкість коливань аеродинамічної поверхні керування.

Представимо залежність (2) у вигляді

$$\Delta x_n(x; \dot{\delta}) \approx \frac{x_{ck} \dot{Z}(t)}{1 - |\dot{Z}(t)|}. \quad (3)$$

У рівнянні (3) уведений груповий безрозмірний параметр, який дорівнює

$$\dot{Z}(t) = \frac{b_1 \dot{\delta}(t)}{\varphi_0 V}. \quad (4)$$

Підставляючи залежність (4) в умову (1), отримаємо відстань перетину розташування стрибків ущільнення від осі обертання аеродинамічної поверхні керування, при якому збуджений шарнірний момент аеродинамічних поверхонь керування досягає максимальних величин,

$$x_{ck} = b_k \left[1 - |\dot{Z}(t)| \right]. \quad (5)$$

У праці [8] доведено, що виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування спостерігається при умові

$$\dot{Z}_\phi(t) = \frac{b_1}{b_1 + b_k}. \quad (6)$$

Підставляючи залежність (6) в умову (5), отримаємо відстань перетину розташування стрибків ущільнення від осі обертання аеродинамічної поверхні керування, при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру

$$x_{\text{сф}} = \frac{b_k^2}{b_1 + b_k}, \quad (7)$$

де $x_{\text{сф}}$ - відстань перетину розташування стрибків ущільнення від осі обертання аеродинамічної поверхні керування, при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру.

З метою визначення числа M не збудженого дозвукового потоку повітря, при якому можливо виникнення флатеру, спочатку визначимо число M місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю при цих умовах.

Число M_1 місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю можна визначити з рівняння [4, 8]

$$M_1 \approx \sqrt[3]{1 + 11,5 \varphi(x)}, \quad (8)$$

де M_1 - число M місцевого надзвукового потоку на поверхні профілю у перерізі розташування стрибків ущільнення; $\varphi(x)$ - кут відхилення надзвукового потоку на поверхні профілю у перерізі розташування стрибків ущільнення.

Кут відхилення надзвукового потоку в залежності (8) визначається геометричними характеристиками дифузornoї частини профілю. Для наближеної інженерної оцінки характеристик типових аеродинамічних профілів надзвукових літаків кут відхилення можна визначити параболою виду:

$$\varphi(x) \approx \varphi_0 \frac{x_c}{b_1}, \quad (9)$$

де x_c - відстань перетину розташування стрибків ущільнення від перетину максимальної товщини профілю.

Відстань перерізу розташування стрибків ущільнення від перерізу максимальної товщини профілю можна визначити з рівняння

$$x_c = b_1 - b_k + x_{ck}. \quad (10)$$

Підставляючи рівняння (10) у залежність (9), отримаємо

$$\varphi(x) \approx \varphi_0 \left[1 - \frac{b_k}{b_1} \left(1 - \frac{x_{ck}}{b_k} \right) \right]. \quad (11)$$

А підставляючи відношення (7) у рівняння (11), отримаємо кут відхилення надзвукового потоку на поверхні профілю у перерізі розташування стрибків ущільнення, при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру

$$\varphi_\phi(x) \approx \varphi_0 \frac{b_1}{b_1 + b_k}. \quad (12)$$

Число M місцевого надзвукового потоку на поверхні профілю, при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру, можна отримати з таблиці при умові (12), або з рівняння (8) також при умові (12)

$$M_{1\phi} \approx \sqrt[3]{1 + 11,5 \frac{b_1}{b_1 + b_k} \varphi_0}. \quad (13)$$

Число M не збудженого дозвукового потоку повітря, при якому можливо виникнення флатеру, отримаємо з умови адіабатичного розширення місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю, яке, у даному випадку, представимо у вигляді [7]

$$M_\phi = \frac{1}{2} (M_{1\phi} - 1) + M_{\text{кр}}, \quad (14)$$

де $M_{кр}$ - критичне число M аеродинамічного профілю.

Критичне число M тонких аеродинамічних профілів, які розташовані у потоці повітря під нульовим кутом атаки, можна приблизно визначити на підставі результатів лабораторних досліджень або з рівняння, яке запропоновано у праці [10],

$$M_{кр} \approx 1 - 0,7\sqrt{\bar{\tau}}, \quad (15)$$

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

Можливість оцінки числа M виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування згідно методу, який пропонується, здійснимо шляхом порівняння результатів оцінки, одержаних за допомогою цього методу, з результатами, отриманими при продувках моделі крила з поверхнею керування.

Кількісну оцінку числа M виникнення трансзвукового флатеру, визначимо для моделі крила з елероном у випадку, коли при продувках моделі спостерігалось значне зменшення числа M , тобто, при b_k/b_1 :

- відношення - $b_k/b_1 = 1,07$;
- відносна товщина профілю - $\bar{\tau} = 0,1$;
- максимальний кут нахилу до поверхні дифузорної частини аеродинамічного профілю [8] - $\varphi_0 \approx 0,85\bar{\tau} = 0,085$;
- кут стрілоподібності аеродинамічного профілю - $\chi = 0^\circ$.

При прийнятих вхідних даних визначені:

- кут відхилення надзвукового потоку на поверхні профілю у перерізі розташування стрибків ущільнення, при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру, - $\varphi_\Phi(x) = 0,041 \text{ рад} = 2,35^\circ$ згідно умові (12);

- число $M_{1\Phi} = 1,148$, згідно таблиці праці [5] при умові (12);
- число $M_{1\Phi} = 1,128$, згідно рівняння (13);
- число $M_{кр} = 0,7786$, згідно рівняння (15);
- число $M_\Phi = 0,8426$, згідно рівняння (14);
- число $M_\Phi = 0,8526$, згідно таблиці праці [5].

З наведеного випливає, що число M , при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру, знаходиться у діапазоні чисел $M_\Phi = 0,8426 - 0,8526$.

Зауважимо, що при продувках моделі крила з поверхнею керування з визначеними параметрами трансзвуковий флатер аеродинамічної поверхні керування спостерігався у діапазоні чисел $M = 0,83 - 0,88$. У цьому діапазоні знаходяться і величини чисел M , які одержані розрахунковим методом.

Зауважимо також, що число M виникнення трансзвукового флатеру, яке розраховано згідно рівняння (14), практично не відрізняється від числа M виникнення трансзвукового флатеру, яке отримано згідно таблиці праці [5], похибка складає 1,2%.

З порівняння результатів оцінки, одержаних розрахунковим методом, з результатами, отриманими при продувках моделі крила, можна зробити висновок про можливість використання цього методу для попередньої оцінки числа M трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків та аерокосмічних систем.

Висновки. У статті, на підставі аналізу особливостей взаємодії коливальних стрибків ущільнення з коливаннями аеродинамічних поверхонь керування та на підставі аналізу закономірностей розширення місцевого надзвукового потоку повітря на поверхні аеродинамічного профілю запропонований метод оцінки числа M , при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування.

Можливість використання цього методу для попередньої оцінки числа M трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування обґрунтована шляхом порівняння результатів,

одержаних за допомогою запропонованого методу, з результатами, отриманими у лабораторному експерименті при продувках моделі крила з поверхнею керування.

Отримані результати можуть бути використані для попередньої наближеної оцінки числа M , при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків і аерокосмічних систем та при підготовці рекомендацій льотному складу щодо особливостей керування надзвуковими літаками у трансзвуковому діапазоні чисел M польоту.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. *Семон Б.Й.* Трансзвуковий флатер: від MiG-25 до Space Ship Two/ Семон Б. Й., Сафронов О. В., Неділько О. М.// Наука і оборона. –К.: Стілос. – 2016. – №3. – С. 32-35.
2. *Исогаи К.* О механизме резкого снижения границы флаттера крыла прямой стреловидности на режиме трансзвукового полета. Часть II / Исогаи К. – М.: Ракетная техника и космонавтика. – 1981. – Том 19. – № 10. – С. 169-171.
3. *Трейси Р.М.* Расчет трансзвуковых течений около колеблющегося профиля методом возмущений / Трейси Р.М., Альбано Е.Д., Фар. М.Л. – М.: РТК. – 1976. – Том 14. – № 9. – С. 126-136.
4. *Сафронов А.В.* Аэродинамическое воздействие скачков уплотнения на колеблющийся в околозвуковом потоке элерон / Сафронов А. В. – М.: Ученые записки ЦАГИ. – 1991. – Том XXII. – № 3. – С. 110 – 117.
5. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика / Абрамович Г. Н. – М.: Наука, 1976. – 888 с.
6. *Келдыш М.В.* Избранные труды. Механика. / Келдыш М. В. – М.: Наука, 1985. – 568 с.
7. *Сафронов О.В.* Закономірності адиабатичного розширення місцевого надзвукового потоку повітря на поверхні аеродинамічного профілю / Сафронов О. В., Семон Б. Й., Неділько О. М.// Наука і оборона. – К.: Стілос. – 2022. – №1. – С. 34-39.
8. *Сафронов О.В.* Математична модель оцінки впливу аеродинамічної компенсації поверхонь керування на рівень їх коливань при виникненні трансзвукового флатеру. / Сафронов О. В., Семон Б. Й., Неділько О. М. // Космічна наука і технологія. – 2018. – Том 24. – №4. – С. 14-23.
9. *Safronov O.* Mathematical Models of Transonic Flutter of Aerodynamic Control Surfaces of Supersonic Aircraft / O. Safronov, B. Semon, O. Nedilko, Yu. Bodryk // Advances in military technology. VOL. 17, NO. 2, 2022, PP. 195-209. ISSN 1802-2308, EISSN 2533-4123. DOI 10.3849/AIMT.01543.
10. *Сафронов О.В.* Математична модель оцінки максимально можливих величин збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування літаків при виникненні трансзвукового флатеру / Сафронов О. В., Неділько О. М.// Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України Харків. ХНУПС. – 2016. – №4(25). – 19-23.

REFERENCES

1. *Semon B.Y.* Transzvukovyi flater: vid MiH-25 do Space Ship Two (Transonic flutter: from MiG-25 to Space Ship Two)/ Semon B.Y., Safronov O.V., Nedilko O.M.// Nauka i oborona. – K.: Stilos. – 2016. – №3. – S. 32-35.
2. *Isogai K.* O mekhanizme rezkogo snizheniya granitsi flattera krila pryamoj strelovidnosti na rezhime transzvukovogo poleta. Chast II (Transonic Dip Mechanism of Flutter of a Sweptback Wing. II) / Isogai K. – M.: Raketnaya tekhnika i kosmonavtika. – 1981/. – Tom 19. – № 10. – S. 169-171.
3. *Treisi R.M.* Raschet transzvukovikh techenii okolo koleblyushchegosya profilya metodom vozmushchenii (Calculation of transonic flows near an oscillating profile by the perturbation method) / Treisi R.M., Albano Ye.D., Far. M.L. – M.: RTK. – 1976. – Tom 14. – № 9. – S. 126-136.
4. *Safronov A.V.* Aerodinamicheskoe vozdeistvie skachkov uplotneniya na koleblyushchiysya v okolozvukovom potoke eleron (Aerodynamic impact of shock waves on an aileron oscillating in a transonic flow) / Safronov A.V. – M.: Uchenie zapiski TsAGI. – 1991. – Tom XXII. – № 3. – S. 110 – 117.
5. *Abramovich G.N.* Prikladnaya gazovaya dinamika (Applied gas dynamics) / Abramovich G.N. – M.: Nauka, 1976. – 888 s.
6. *Keldish M.V.* Izbrannye trudi. Mekhanika (Selected Works. Mechanics) / Keldish M. V. – M.: Nauka, 1985. – 568 s.
7. *Safronov O.V.* Zakonomirnosti adyabatichnogo rozshyrennia mistsevoho nadzvukovoho potoku povitria na poverkhni aerodynamichnogo profilu (Mathematical model for evaluating the impact of aerodynamic compensation of control surfaces on the level of their oscillations when transonic flutter occurs) / Safronov O.V., Semon B.Y., Nedilko O.M.// Nauka i oborona. – K.: Stilos. – 2022. – №1. – S. 34–39.
8. *Safronov O.V.* Matematychna model otsinky vplyvu aerodynamichnoi kompensatsii poverkhon keruvannya na riven yikh kolyvan pry vynyknenni transzvukovoho flateru (Mathematical model for evaluating the impact of aerodynamic compensation of control surfaces on the level of their oscillations when transonic flutter occurs) / Safronov O.V., Semon B.Y., Nedilko O.M. // Kosmichna nauka i tekhnolohiia. – 2018. – Tom 24. – №4. – S. 14-23.
9. *Safronov O.* Mathematical Models of Transonic Flutter of Aerodynamic Control Surfaces of Supersonic Aircraft / O. Safronov, B. Semon, O. Nedilko, Yu. Bodryk // Advances in military technology. VOL. 17, NO. 2, 2022, PP. 195-209. ISSN 1802-2308, EISSN 2533-4123. DOI 10.3849/AIMT.01543.
10. *Safronov O.V.* Matematychna model otsinky maksimalno mozhlvykh velychyn zbudzhenykh sharnirnykh momentiv aerodynamichnykh poverkhon keruvannya litaktiv pry vynyknenni transzvukovoho flateru (Mathematical model for estimating the maximum possible values of excited hinge moments of aerodynamic control surfaces of aircraft in the event of transonic flutter) / Safronov O. V., Nedilko O. M.// Nauka i tekhnika Povitrianykh Syl Zbroinykh Syl Ukrainy Kharkiv. – 2016. – №4 (25). – S. 19-23.

Сафронов О.В., Семон Б.Й., Неділько О.М., Горіна А.О.

МЕТОД ОЦІНКИ ЧИСЛА М ВИНИКНЕННЯ ТРАНСЗВУКОВОГО ФЛАТЕРУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ КЕРУВАННЯ НАДЗВУКОВИХ ЛІТАКІВ ТА АЕРОКОСМІЧНИХ СИСТЕМ

Оцінка характеристик аеродинамічних поверхонь у трансзвуковому потоці повітря теоретичними методами залишається актуальною науковою та прикладною проблемою, яку необхідно вирішувати для забезпечення безпеки польотів надзвукових літаків та аерокосмічних систем на трансзвукових швидкостях польоту.

Труднощі вирішення проблеми обумовлені необхідністю врахування впливу стислості повітря на зміну характеристик аеродинамічних профілів надзвукових літаків у трансзвуковому діапазоні швидкостей польоту. У деяких працях вплив стислості повітря на зміну характеристик аеродинамічних профілів оцінюється за допомогою різноманітних поправок.

Додаткові труднощі при оцінці характеристик аеродинамічних поверхонь надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту виникають при формуванні стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю, вплив яких щми поправками не може бути визначений.

У статті запропонований метод оцінки числа M , при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків та аерокосмічних систем.

Метод базується на основі аналізу особливостей взаємодії коливань стрибків ущільнення з коливаннями аеродинамічних поверхонь керування та на основі аналізу закономірностей розширення місцевого надзвукового потоку повітря на поверхні аеродинамічного профілю.

Можливість використання цього методу для попередньої оцінки числа M трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування обґрунтована шляхом порівняння результатів, одержаних за допомогою запропонованого методу, з результатами отриманими у лабораторному експерименті при продувках моделі крила з поверхнею керування.

Отримані результати можуть бути використані для проведення попередньої наближеної оцінки числа M , при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків і аерокосмічних систем та при підготовці рекомендацій льотному складу щодо особливостей керування надзвуковими літаками у трансзвуковому діапазоні чисел M польоту.

Ключові слова: надзвуковий літак, трансзвуковий флатер, число M , аеродинамічний профіль, аеродинамічна поверхня керування, стрибок ущільнення, місцевий надзвуковий потік, збуджений шарнірний момент.

Safronov O.V., Semon B.Y., Nedilko O.M., Horina A.O.

METHOD OF ESTIMATING THE NUMBER M OF OCCURRENCE OF TRANSONIC FLUTTER OF AERODYNAMIC CONTROL SURFACES OF SUPERSONIC AIRCRAFT AND AEROSPACE SYSTEMS

Evaluation of the characteristics of aerodynamic surfaces in transonic air flow by theoretical methods remains an actual scientific and applied problem that must be solved to ensure the safety of flights of supersonic aircraft and aerospace systems at transonic flight speeds.

Difficulties in solving the problem are due to the need to take into account the effect of air compressibility on the change in the characteristics of the aerodynamic profiles of supersonic aircraft in the transonic range of flight speeds. In some works, the influence of air compressibility on the change in the characteristics of aerodynamic profiles is estimated using various corrections.

Additional difficulties in evaluating the characteristics of the aerodynamic surfaces of supersonic aircraft at transonic flight speeds arise in the formation of compression jumps on the surface of the aerodynamic profile, the effect of which cannot be determined by these corrections.

The article proposes a method for estimating the M number, in which the occurrence of transonic flutter of the aerodynamic control surfaces of supersonic aircraft and aerospace systems is possible.

The method is based on the analysis of the characteristics of the interaction of the oscillations of the sealing jumps with the oscillations of the aerodynamic control surfaces and on the basis of the analysis of the patterns of expansion of the local supersonic air flow on the surface of the aerodynamic profile.

The possibility of using this method for preliminary estimation of the number M of transonic flutter of aerodynamic control surfaces is substantiated by comparing the results obtained using the proposed method with the results obtained in a laboratory experiment during blowing of a wing model with a control surface.

The obtained results can be used to carry out a preliminary approximate assessment of the M number, in which transonic flutter of the aerodynamic control surfaces of supersonic aircraft and aerospace systems is possible, and in the preparation of recommendations to the flight crew regarding the features of controlling supersonic aircraft in the transonic range of M flight numbers.

Keywords: supersonic aircraft, transonic flutter, M number, airfoil, airfoil control surface, seal jump, local supersonic flow, excited pitch.

UDC 629.735.33.015.4:533.6.013.422:629.7.025.1

Сафронов О.В., Семон Б.Й., Неділько О.М., Горіна А.О. Метод оцінки числа M виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків та аерокосмічних систем // Опір матеріалів і теорія споруд: наук.-тех. збірн. – К.: КНУБА, 2024. – Вип. 113. – С. 116-123.

Бібліогр. 10 назв.

UDC 629.735.33.015.4:533.6.013.422:629.7.025.1

Safronov O.V., Semon B.Y., Nedilko O.M., Horina A.O. Method of estimating the number M of occurrence of transonic flutter of aerodynamic control surfaces of supersonic aircraft and aerospace systems // Strength of Materials and Theory of Structures: Scientificand-technical collected articles – Kyiv: KNUBA, 2024. – Issue 113. – P. 116-123.

Ref. 10.

Автор (науковий ступінь, вчене звання, посада): доктор технічних наук, професор, провідний науковий співробітник Національного університету оборони України САФРОНОВ Олександр Васильович.

Адреса: 03049 Україна, м. Київ, проспект Повітряних сил, 28, Національний університет оборони України.

Мобільний телефон: +38(097)664-03-51

E-mail: safronov_ov@ukr.net

ORCID ID: <https://orcid.org/0000-0001-7420-0062>

Автор (науковий ступінь, вчене звання, посада): доктор технічних наук, професор, головний науковий співробітник Національного університету оборони України СЕМОН Богдан Йосипович.

Адреса: 03049 Україна, м. Київ, проспект Повітряних сил, 28, Національний університет оборони України, Семон Богдан Йосипович.

Мобільний телефон: +38(095)555-00-93

E-mail: generalsemon@ukr.net

ORCID ID: <https://orcid.org/0000-0002-7449-8214>

Автор (науковий ступінь, вчене звання, посада): кандидат технічних наук, доцент, провідний науковий співробітник Національного університету оборони України НЕДІЛЬКО Олександр Миколайович.

Адреса: 03049 Україна, м. Київ, проспект Повітряних сил, 28, Національний університет оборони України, Неділько Олександр Миколайович.

Мобільний телефон: +38(093)256-49-34

E-mail: Nedilko1962@gmail.com

ORCID ID: <https://orcid.org/0000-0001-8080-0486>

Автор (науковий ступінь, вчене звання, посада): кандидат архітектури ГОРІНА Анна Олександрівна, старший викладач кафедри основ архітектури та архітектурного проектування, КНУБА.

Мобільний телефон: +38(093)975-63-40

E-mail: debelweder@gmail.com

ORCID ID: <https://orcid.org/0000-0001-9498-3869>