

УДК 629. 7. 015. 4: 533.6.011.3

Сафронов О.В., д.т.н., професор, заслужений діяч науки і техніки України¹;
 Неділько О.М., к.т.н., доцент²;
 Сафронов В.О., к.т.н., с.н.с.³

¹ - Центр воєнно-стратегічних досліджень Національного університету оборони України імені Івана Черняхівського;

² - Центр воєнно-стратегічних досліджень Національного університету оборони України імені Івана Черняхівського;

³ - Фонд сприяння скороченню звичайних видів озброєння

Адаптована математична модель оцінки збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту

Адаптированная математическая модель оценки возбуждающих шарнирных моментов аэродинамических поверхностей управления сверхзвуковых самолетов на трансзвуковых скоростях полета

Adaptive mathematical model of assessment of excited hinge moments of supersonic aircraft aerodynamic control surfaces on transonic airspeed

Резюме. На базі аналізу математичної моделі виникнення трансзвукового флатеру запропонована адаптована математична модель оцінки збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту, яка забезпечує її адекватність при максимальних величинах збуджених шарнірних моментів, тобто, при умовах, від яких залежить безпека польотів.

Ключові слова: адаптація, адекватність, аеродинамічна поверхня керування, коливання, математична модель, число М, шарнірний момент, швидкість.

Резюме. На базе анализа математической модели трансзвукового флаттера предложена адаптированная математическая модель оценки возбуждающих шарнирных моментов аэродинамических поверхностей управления сверхзвуковых самолетов на трансзвуковых скоростях полета, которая обеспечивает ее адекватность при максимальных величинах возбуждающих шарнирных моментов, то есть, при условиях, определяющих безопасность полетов.

Ключевые слова: адаптация, адекватность, аэродинамическая поверхность управления, колебания, математическая модель, скорость, число М, шарнирный момент.

Resume. On the basis of the mathematical model of the emergence of transonic flutter proposed adaptive mathematical model for evaluating excited hinge moments supersonic aircraft aerodynamic control surfaces in transonic flight speeds, ensuring its adequacy in terms of maximum excited hinge points, i.e., under conditions that affect flight safety.

Keywords: adaptation, adequacy, aerodynamic control surface, oscillations mathematical model, M number, hinge moment, speed.

Постановка проблеми. Теоретичні та експериментальні дослідження трансзвукового флатеру надзвукових літаків залишається актуальною проблемою. На відміну від класичного флатеру, коли інтенсивні коливання літаків виникають за рахунок взаємодії у потоці повітря двох і більше форм коливань аеродинамічних поверхонь, виникнення

трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування можливо і при наявності лише однієї ступені свободи, а саме, при наявності пружних коливань аеродинамічних поверхонь керування навколо власної осі. Це явище обумовлено взаємодією стрибків ущільнення з коливаннями аеродинамічних поверхонь керування і виникненням збуджених

шарнірних моментів, тому оцінка шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування сучасних надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту також залишається актуальною науковою проблемою. Це обумовлено відсутністю теоретичних методів оцінки шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування на цих режимах польоту та великою кількістю льотних подій, виникнення яких пов'язано зі значним збільшенням величин шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування.

Аналіз основних досліджень і публікацій. Теоретичним та експериментальним дослідженням цього явища присвячено багато публікацій, в яких запропоновані різноманітні підходи для обґрунтування причин виникнення інтенсивних коливань аеродинамічних поверхонь керування сучасних надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту [1-7]. Але, як вказано у праці [1], «... дійсний механізм коливань поверхонь керування залишається до кінця не виявленим», а автори праці [2] пишуть: «Розрахувати це явище кількісно за допомогою класичної аеродинамічної теорії уявляється неможливим, хоча при цьому рух елементів здійснює просте гармонічне коливання».

У цих дослідженнях відмічено, що збільшення величин шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування на трансзвукових швидкостях польоту викликає інтенсивні коливання елементів конструкції літаків, рівень яких дорівнює рівню коливань при виникненні класичного (двохступеневого) флатеру.

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

- число M потоку повітря;
- геометричні характеристики системи «крило – поверхня керування»;
- частота власних пружних коливань поверхонь керування;
- щільність повітря на висоті польоту;
- інерційні характеристики поверхонь керування;
- характеристики конструкційного демпфірування аеродинамічних поверхонь керування.

Відмічена велика чутливість цього явища до зміни аеродинамічних форм та умов обтікання поверхонь керування, яка може призвести до значних змін величин шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування.

Особливо відмічено, що результати лабораторних досліджень не завжди можуть бути використані для забезпечення безпечних умов експлуатації надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту.

У праці [6] на базі сумісного аналізу зміни параметрів потоку у течії Прандтля-Майєра, рівнянь Бернуллі для стислого газу [8] та гіпотези динамічного скривлення аеродинамічного профілю [9] запропонована наступна математична модель оцінки величини розподіленого збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту

$$\bar{M}_c(\dot{\delta}) \approx \Delta P_0 \left[1 - \frac{1}{2} \frac{b_k}{b_1} \bar{\omega} |\dot{z}(t)| \right] \frac{b_k^2 \bar{\omega} \dot{z}(t)}{[1 + \bar{\omega} |\dot{z}(t)|]^2}. \quad (1)$$

де ΔP_0 - максимальна величина зміни тиску місцевого надзвукового струму на профілі аеродинамічної поверхні керування при умові розташування стрибків ущільнення на задній кромці профілю та при відсутності коливань;

b_k - хорда профілю аеродинамічної поверхні керування;

b_1 - відстань від лінії максимальної товщини аеродинамічного профілю до його задньої кромки;

$\bar{\omega}$ - безрозмірна частота власних пружних коливань аеродинамічної поверхні керування (число Струхалія);

$\dot{z}(t)$ - безрозмірний параметр, який характеризує рівень коливань аеродинамічної поверхні керування та геометричні дані аеродинамічного профілю і поверхні керування.

Число Струхалія у рівнянні (1) визначається відомим відношенням [1]

$$\bar{\omega} = \frac{\omega b_k}{V}, \quad (2)$$

а безрозмірний параметр $\dot{z}(t)$ має вигляд

$$\dot{z}(t) = \frac{b_1}{b_k \varphi_0 \omega} \dot{\delta}(t), \quad (3)$$

де V - швидкість потоку повітря;

ω - кутова частота власних пружних коливань аеродинамічної поверхні керування;

$\dot{\delta}(t)$ - характер коливань аеродинамічної поверхні керування;

φ_0 - максимальний кут нахилу дотичної до профілю аеродинамічної поверхні керування, тобто, кут нахилу дотичної поблизу задньої кромки профілю при умові відсутності коливань аеродинамічної поверхні керування.

Як відомо [10], амплітуду нелінійних коливань можна визначити за допомогою методу енергетичного балансу, тобто, шляхом визначення роботи збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування та роботи шарнірного моменту від сил аеродинамічного і конструкційного демпфірування за один період коливань, як це зроблено у праці [7].

Але визначення роботи збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування за один період коливань шляхом інтегрування рівняння (1) незручно, оскільки такий інтеграл не відноситься до класу табличних і вимагає додаткового перетворення.

Мета статті. За допомогою аналізу рівняння (1) обґрунтувати параметри спрощеної математичної моделі оцінки величини збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту, які забезпечують її адекватність реальному процесу виникнення трансзвукового флатеру, а саме, надійну оцінку рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування при умовах, коли збуджений шарнірний момент досягає максимальної величини.

Виклад основного матеріалу. Аналіз рівняння (1) почнемо з визначення коефіцієнта збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування, під яким, у цьому випадку, розуміється безрозмірне відношення

$$m(\dot{\delta}) = \frac{\overline{M}(\dot{\delta})}{\Delta P_0 b_k^2} \approx \left(1 - \frac{1}{2} \frac{b_k}{b_1} \overline{\omega} |\dot{z}(t)| \right) \frac{\overline{\omega} \dot{z}(t)}{[1 + \overline{\omega} |\dot{z}(t)|]^2}. \quad (4)$$

Для визначення параметрів спрощеної математичної моделі оцінки величини збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту спочатку з рівняння (4) визначимо величину групового безрозмірного параметра $(\overline{\omega} \dot{z})$, при якому величина коефіцієнта збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування буде максимальною. Це може бути зроблено з умови

$$\frac{dm(\dot{\delta})}{d(\overline{\omega} \dot{z})} = 0. \quad (5)$$

Після диференціювання рівняння (4), з урахуванням умови (5), отримаємо

$$\overline{\omega} \dot{z}(t) = \frac{1}{1 + \frac{b_k}{b_1}}. \quad (6)$$

Підставляючи залежність (6) у рівняння (4), отримаємо максимально можливу величину коефіцієнта збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування

$$m_0(\dot{\delta}) = \frac{1}{4 + 2 \frac{b_k}{b_1}}. \quad (7)$$

З аналізу залежності (7) випливає, що максимально можлива величина коефіцієнта збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування залежить лише від геометричних параметрів системи «крило – аеродинамічна поверхня керування», а саме, лише від відношення $\frac{b_k}{b_1}$.

Тобто, і при дуже великих амплітудах коливань аеродинамічної поверхні керування максимально можлива величина коефіцієнта збудженого шарнірного моменту не перевищує величину, яка визначається залежністю (7). Тому спрощена математична модель оцінки величини збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування повинна бути адаптована, насамперед, до геометричних параметрів системи «крило – аеродинамічна поверхня керування», як це було вказано у праці [1] і як це підтверджено залежністю (7).

Отриманий результат додатково доводить, що коливання аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту носять нелінійний характер.

У праці [6] з метою спрощення оцінки роботи збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування була запропонована наступна нелінійна апроксимація рівняння (1)

$$\overline{M}_c(\dot{\delta}) \approx \Delta P_0 [1 - 1,5 \overline{\omega} |\dot{z}(t)|] b_k^2 \overline{\omega} \dot{z}(t). \quad (8)$$

Але необхідно зауважити, що подання рівняння (1) у вигляді залежності (8) дозволяє визначити рівень коливань аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру з необхідної точністю лише при незначних величинах збуджених шарнірних моментів. На сучасних надзвукових літаках на малих висотах польоту величини збуджених шарнірних моментів можуть бути набагато більшими. Тобто, саме при цих умовах повинна бути оцінена безпека польотів надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту, яка обумовлена

можливістю виникнення інтенсивних коливань аеродинамічних поверхонь керування.

Отримані залежності (6) і (7) дозволяють спростити математичну модель (1) і обґрунтувати параметри адаптованої математичної моделі оцінки збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту, яка забезпечує надійне визначення рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування і при умовах, коли їх збуджений шарнірний момент досягає максимальної величини.

З цією метою представимо математичну модель оцінки коефіцієнта шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування (4) у вигляді наступної наближеної нелінійної залежності

$$m(\dot{\delta}) \approx k_1 \bar{\omega} \dot{z}(t) (1 - k_2 \bar{\omega} |\dot{z}(t)|). \quad (9)$$

У рівнянні (9) безрозмірні коефіцієнти k_1 і k_2 є параметрами математичної моделі оцінки величин коефіцієнтів збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування, які визначаються з урахуванням залежностей (6) і (7).

Тобто, у цьому випадку залежності (6) і (7) визначають умови, при яких апроксимація рівняння (4) у вигляді спрощеного рівняння (9) забезпечує адекватність цієї математичної моделі саме і при максимальних величинах збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту.

Оцінимо величини безрозмірних коефіцієнтів k_1 і k_2 .

Величину безрозмірного коефіцієнта k_2 отримаємо шляхом диференціювання рівняння (5) з урахуванням умови (5)

$$k_2 = \frac{1}{2\bar{\omega} \dot{z}(t)}. \quad (10)$$

Підставляючи (6) у залежність (10), отримаємо величину безрозмірного коефіцієнта

$$\bar{M}(\dot{\delta}; t) \approx \Delta P_0 b_k^2 \left(\frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 V} \dot{\delta}(t) \left[1 - \frac{1}{2} \left(1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 V} |\dot{\delta}(t)| \right]. \quad (15)$$

Робота збудженого розподіленого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування (15) за один період коливань визначається інтегралом

k_2 , при якому коефіцієнт збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування буде максимальним

$$k_2 = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{b_k}{b_1} \right). \quad (11)$$

А підставляючи (6) та величину безрозмірного коефіцієнта k_2 , яка визначена залежністю (11), у рівняння (9), і враховуючи умову (7), отримаємо величину безрозмірного коефіцієнта k_1 , при якому коефіцієнт збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування також буде максимальним

$$k_1 = \frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k}. \quad (12)$$

Таким чином, адаптована математична модель оцінки коефіцієнтів збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування (9), з урахуванням параметрів, які визначаються залежностями (11) і (12), може бути представлена у вигляді

$$m(\dot{\delta}) \approx \frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \bar{\omega} \dot{z}(t) \left[1 - \frac{1}{2} \left(1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \bar{\omega} |\dot{z}(t)| \right]. \quad (13)$$

З урахуванням позначень (2) і (3), адаптовану математичну модель оцінки коефіцієнтів збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування (13) в залежності від часу можна представити у вигляді

$$m(\dot{\delta}; t) \approx \left(\frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 V} \dot{\delta}(t) \left[1 - \frac{1}{2} \left(1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 V} |\dot{\delta}(t)| \right]. \quad (14)$$

З наведеного вище та з рівнянь (4) і (14) випливає, що адаптована математична модель оцінки збудженого розподіленого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту може бути подана наступним нелінійним рівнянням

$$\bar{W}(\dot{\delta}; t) = \int_0^T \bar{M}(\dot{\delta}; t) \dot{\delta}(t) dt. \quad (16)$$

Оскільки коливання аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків на

трансзвукових швидкостях польоту близькі до гармонічних коливань, тобто

$$\delta(t) \approx \delta_0 \sin \omega t, \quad (17)$$

то робота розподіленого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування за один період коливань, з урахуванням залежностей (15) – (17), може бути подана у вигляді

$$\bar{W}(\dot{\delta} : t) \approx \Delta P_0 b_k^2 \left(\frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1 \omega^2}{\varphi_0 V} \delta_0^2 \int_0^T \cos^2 \omega t \left[1 - \frac{1}{2} \left(1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1 \omega}{\varphi_0 V} \delta_0 |\cos \omega t| \right] dt. \quad (18)$$

Інтеграл (18) – є табличним інтегралом, який дорівнює:

$$\bar{W}(\dot{\delta} : t) \approx \pi \Delta P_0 b_k^2 \left(\frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1 \omega}{\varphi_0 V} \delta_0^2 \left[1 - \frac{4}{3\pi} \left(1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1 \omega}{\varphi_0 V} \delta_0 \right]. \quad (19)$$

Отримане рівняння (19) дозволяє визначити роботу розподілених збуджених шарнірних моментів за один період коливань аеродинамічних поверхонь керування.

Зауважимо, що рівняння (19) можна подати й іншим чином:

$$\bar{W}(\dot{\delta} : t) \approx \pi \Delta P_0 b_k^2 \left(\frac{1 + \frac{b_k}{b_1}}{2 + \frac{b_k}{b_1}} \right) \frac{b_1 \omega}{\varphi_0 V} \delta_0^2 \left[1 - \frac{4}{3\pi} \left(1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1 \omega}{\varphi_0 V} \delta_0 \right]. \quad (20)$$

Подання роботи розподілених збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування у вигляді рівняння (20) показує, що запропонована математична модель адаптована до геометричних параметрів як несучих аеродинамічних поверхонь, так і до геометричних параметрів аеродинамічних поверхонь керування. Вона забезпечує більшу точність визначення рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування саме поблизу максимальних величин шарнірних моментів.

Але, як впливає з аналізу рівнянь (15) і (20), величина збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування, як і величина його роботи за один період коливань аеродинамічної поверхні керування залежить від великої кількості й інших параметрів, вплив яких на рівень коливань аеродинамічних поверхонь керування може бути визначальним.

Крім того, з аналізу рівнянь (15) і (20) також впливає, що при $b_1 = 0$ величина збудженого розподіленого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування та величина його роботи за один період коливань

аеродинамічної поверхні керування дорівнюють нулю. Цей результат теоретично обґрунтовує той факт, що на клиноподібних аеродинамічних профілях, які не мають дифузорних частин, коливання аеродинамічних поверхонь на трансзвукових числах M польоту не спостерігаються, оскільки стрибки ущільнення на цих режимах обтікання аеродинамічного профілю розташовані на задній кромці профілю та залишаються там і при його коливаннях. Тобто, збуджений шарнірний момент аеродинамічної поверхні керування, який обумовлений лише особливостями взаємодії стрибків ущільнення з коливаннями аеродинамічних поверхонь, у цьому випадку не виникає.

Висновок. З наведеного впливає, що запропонований метод адаптації математичної моделі оцінки розподілених збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування забезпечує обґрунтування адекватної спрощеної математичної моделі при умовах, від яких залежить безпека польотів надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях.

Крім того, отримана адаптована математична модель оцінки величин

розподіленого збудженого шарнірного моменту аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту дозволяє обґрунтувати методи зменшення рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру. Ця проблема і досі залишається актуальною, чому саме їй доцільно присвятити **подальші дослідження.**

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Аэродинамическое исследование колеблющейся поверхности управления при трансзвуковых скоростях.- М.: ЦАГИ. Обзор № 456, 1975.- 105 с.
2. Бисплингофф Р. Л. Аэроупругость / Бисплингофф Р. Л., Эшли Х., Халфмэн Р. Л. – М.: Изд-во иностр. лит., 1958. – 800 с.
3. Левкин В. Ф. Экспериментальные исследования нестационарных аэродинамических характеристик поверхностей управления при трансзвуковых скоростях / Левкин В. Ф. – М.: Труды ЦАГИ, выпуск 2132, 1982. – 16 с.
4. Агеев Ю. И. Экспериментальное исследование установившихся колебаний элерона в околозвуковом потоке / Агеев Ю. И., Назаренко В. В., Небезина Т. П. – М.: Ученые записки ЦАГИ, том V, № 8, 1974. С. 71-80.
5. Свищев Г.П. Эффективность руля и шарнирные моменты его при больших скоростях / Свищев Г. П. – М.: Труды ЦАГИ, выпуск 1722, 1975. – 10 с.
6. Сафронов А. В. Аэродинамическое воздействие скачков уплотнения на колеблющийся в околозвуковом потоке элерон / Сафронов А. В. – М.: Ученые записки ЦАГИ том XX11, №3, 1991, с. 110 – 117.
7. Сафронов А. В. Уровень автоколебаний аэродинамических поверхностей управления при безотрывном обтекании околозвуковым потоком газа / Сафронов А. В. – К.: НАН Украины «Проблемы прочности». – 1991. - № 4. - С. 51 – 55.
8. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика / Абрамович Г. Н. – М.: Наука, 1976, 888 с.
9. Келдыш М. В. Избранные труды. Механика. / Келдыш М. В. – М.: Наука, 1985. – 568 с.
10. Пановко Я. Г. Введение в теорию механических колебаний / Пановко Я. Г. – М.: Наука, 1980. – 272 с.