

УДК 629.7.015.3.018.4

Сафронов О. В., д.т.н., професор¹;

Неділько О. М., к.т.н., доцент²;

Сафронов В. О., к.т.н.³

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

² - Науково-методичний центр організації наукової та науково-технічної діяльності Національного університету оборони України імені Івана Черняхівського, Київ;

³ - Фонд сприяння скороченню звичайних видів озброєння, Київ

Порівняльний аналіз теоретичних та розрахунково-експериментальних методів оцінки характеристик трансзвукового флатера

Резюме. У статті доведена можливість наближеної оцінки рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків при виникненні трансзвукового флатера теоретичними методами. Оцінку рівня коливань поверхонь керування у льотних дослідженнях рекомендовано виконувати за допомогою розрахунково-експериментального методу.

Ключові слова: математична модель, коливання, аеродинамічна поверхня керування, надзвукові літаки, число М польоту, трансзвуковий флатер.

Постановка проблеми. Забезпечення безпеки польотів надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях залишається актуальною науковою проблемою. Саме на цих режимах польоту спостерігається виникнення небезпечних явищ. До таких явищ можна віднести і трансзвуковий флатер надзвукових літаків, у наслідок якого виникають інтенсивні коливання елементів конструкцій, які обумовлені особливостями взаємодії стрибків ущільнення з коливаннями аеродинамічних поверхонь керування. На деяких літаках виникнення цих коливань закінчувалося руйнацією елементів конструкцій і, у першу чергу, руйнацією аеродинамічних поверхонь.

Аналіз основних досліджень і публікацій. Теоретичним та експериментальним методам дослідження цього явища присвячено багато публікацій [1-7], в яких запропоновані різноманітні підходи до обґрунтування причин виникнення інтенсивних коливань

аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків.

У цих дослідженнях відмічений нелінійний характер коливань та їх залежність від великої кількості різноманітних параметрів [2]. До можливих причин виникнення коливань віднесена різна інтенсивність стрибків ущільнення при їх переміщенні вперед і назад по профілю поверхні керування [3], фазові відношення між коливаннями поверхонь керування та рухом стрибків ущільнення [4], складна взаємодія стрибків ущільнення з коливаннями поверхонь керування [5 - 7]. Але дійсний механізм цих коливань залишається до кінця невиявленим [2].

Одна з можливих математичних моделей цього явища запропонована у праці [5], яка подана у вигляді диференційного рівняння другого порядку з нелінійною правою частиною

$$\ddot{\delta}(t) + \frac{\vartheta}{\pi} \omega \dot{\delta}(t) + \omega^2 \delta(t) = \frac{1}{J_k} [\overline{M}_a(\dot{\delta}) + \overline{M}_c(\dot{\delta})], \quad (1)$$

де $\delta(t)$ - характер коливань аеродинамічної поверхні керування;

ϑ - логарифмічний декремент коливань поверхні керування;

ω - кутова частота власних пружних коливань поверхні керування;

J_k - розподілений масовий момент інерції поверхні керування;

$\overline{M}_a(\dot{\delta})$ - розподілений шарнірний момент поверхні керування, обумовлений силами аеродинамічного демпфірування;

$\overline{M}_c(\dot{\delta})$ - розподілений збуджений шарнірний момент, обумовлений взаємодією стрибків ущільнення з коливаннями поверхонь керування.

Мета статті. Шляхом порівняння теоретичних результатів, отриманих за

допомогою математичної моделі (1), з результатами, отриманими в експериментальних дослідженнях, обґрунтувати можливість використання теоретичних методів для оцінки рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту

Виклад основного матеріалу. Аналіз рівняння (1) почнемо з оцінки збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні

$$\bar{M}_c(\dot{\delta}) \approx \Delta P_0 b_k^2 \left(\frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 V_\phi} \dot{\delta}(t) \left[1 - \frac{1}{2} \left(1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 V_\phi} |\dot{\delta}(t)| \right], \quad (2)$$

де ΔP_0 - максимальна величина зміни тиску місцевого надзвукового струму на поверхні керування при умові розташування стрибків ущільнення на задньої кромки профілю та при умові відсутності коливань;

b_k - хорда профілю поверхні керування;

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

φ_0 - максимальний кут нахилу дотичної до дифузornoї частини профілю;

V_ϕ - швидкість польоту літака, при якій виникає трансзвуковий флатер;

Максимальна величина зміни тиску ΔP_0 у рівнянні (2) може бути визначена відомою наближеною залежністю [7]

$$\Delta P_0 \approx P_H (M_1 - M_\infty), \quad (3)$$

де P_H - тиск повітря на висоті польоту;

M_1 - максимальне число М місцевого надзвукового струму на поверхні керування при умові розташування стрибків ущільнення на задній кромці профілю та при умові відсутності коливань;

M_∞ - число М незбудженого потоку повітря, при якому стрибки ущільнення досягають задньої кромки профілю.

Максимальне число M_1 у рівнянні (3) визначається також відомою наближеною залежністю [7]

$$M_1 \approx \sqrt[3]{1 + 11,5\varphi_0}, \quad (4)$$

а число M_∞ незбудженого потоку повітря у рівнянні (3) визначається з умови формування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю [5, 7]

$$M_1 - 1 \approx 2(M_\infty - M_{кр}), \quad (5)$$

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

керування та шарнірного моменту, який обумовлений силами аеродинамічного демпфірування.

У праці [6] була запропонована адаптована математична модель наближеної оцінки величини збудженого шарнірного моменту, тобто, моменту, в наслідок якого виникають коливання аеродинамічних поверхонь керування. Розподілена величина цього моменту визначається рівнянням

Критичне число М аеродинамічного профілю у рівнянні (5) може бути визначено за результатами лабораторних досліджень [4, 8], або з наступної наближеної залежності [5]

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

де \bar{t} - відносна товщина аеродинамічного профілю;

χ - кут стрілоподібності аеродинамічного профілю.

Залежності (3) - (6) дозволяють визначити величину збудженого шарнірного моменту поверхні керування з похибкою 1,0-2,0%.

Розподілена величина шарнірного моменту поверхні керування, який обумовлений силами аеродинамічного демпфірування, у праці [1] визначена залежністю

$$\bar{M}_a(\dot{\delta}) \approx -\frac{3}{8}\pi\rho_H V_\phi b_k^3 \dot{\delta}(t), \quad (7)$$

де ρ_H - густина повітря на висоті польоту.

Але з метою підвищення точності оцінки характеристик трансзвукового флатера теоретичними методами визначимо величину шарнірного моменту (7) за допомогою гіпотези динамічного скривлення [9], згідно з якою аеродинамічні характеристики профілю, який коливається, не відрізняються від характеристик сталого профілю, скривленого таким чином, що зміни місцевих (динамічних) кутів атаки його обтікання потоком повітря повинні задовольняти умову

$$\Delta\delta(x;t) = \frac{x}{V_\phi} \dot{\delta}(t), \quad (8)$$

де x - відстань перетину хорди профілю поверхні керування від осі її обертання.

Відомо [1,9], що складова розподіленої піднімальної сили, яка обумовлена кутом атаки, у тому числі і динамічним кутом (8), визначається залежністю

$$\Delta \bar{F}_1(x; t) = C_y^\delta b_k q \Delta \delta(x; t) = C_y^\delta b_k \frac{q}{V_\phi} x \dot{\delta}(t), \quad (9)$$

де C_y^δ - похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом відхилення поверхні керування;

q - швидкісний напір незбудженого потоку повітря.

Максимальна величина цієї складової піднімальної сили буде при $x = b_k$ і, як випливає з рівняння (9), дорівнює

$$\Delta \bar{F}_{1\max}(\dot{\delta}) = C_y^\delta b_k^2 \frac{q}{V_\phi} \dot{\delta}(t). \quad (10)$$

Середня величина цієї складової піднімальної сили дорівнює половині максимальної і розташована на відстані $x = \frac{2}{3} b_k$

від осі обертання поверхні керування. З наведеного вище і з рівняння (10) слідує, що розподілений шарнірний момент поверхні керування, який обумовлений цією складовою піднімальної сили, дорівнює:

$$\Delta \bar{M}_1(\dot{\delta}) = -\frac{1}{3} C_y^\delta b_k^3 \frac{q}{V_\phi} \dot{\delta}(t). \quad (11)$$

Крім складової піднімальної сили, яка обумовлена динамічним кутом атаки, на профіль діє аеродинамічна сила, яка обумовлена динамічною кривизною аеродинамічного профілю поверхні керування.

Величину цієї складової розподіленої піднімальної сили визначимо за допомогою наближеної формули С. А. Чаплигіна [10]

$$\Delta \bar{F}_2(f) \approx 2 C_y^\delta q f_0, \quad (12)$$

де f_0 - максимальна величина кривизни профілю поверхні керування.

Можливість використання цієї формули для визначення аеродинамічної піднімальної сили, яка обумовлена динамічною кривизною профілю, була доведена у праці [11].

Характер динамічного скривлення профілю поверхні керування визначається інтегралом від динамічного кута, поданого залежністю (8)

$$f(x; \dot{\delta}) = \int \frac{x}{V_\phi} \dot{\delta}(t) dx = \frac{1}{2} \frac{x^2}{V_\phi} \dot{\delta}(t). \quad (13)$$

$$\int_0^T \bar{M}_c(\dot{\delta}) \dot{\delta}(t) dt \approx \int_0^T \bar{M}_a(\dot{\delta}) \dot{\delta}(t) dt + \int_0^T \bar{M}_k(\dot{\delta}) \dot{\delta}(t) dt, \quad (18)$$

де T - період коливань поверхонь керування.

Відомо [1-4], що коливання аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатера близькі до гармонійних коливань, тобто

Максимальна величина динамічного скривлення буде при $x = 0,5 b_k$ і, як випливає з рівняння (13), дорівнює

$$f_0(\dot{\delta}) = \frac{1}{8} \frac{b_k^2}{V_\phi} \dot{\delta}(t). \quad (14)$$

Центр тиску цієї складової піднімальної сили розташований у середині хорди профілю поверхні керування. З урахуванням цього зауваження та враховуючи залежності (12) і (14), складову шарнірного моменту поверхні керування, яка обумовлена динамічною кривизною профілю поверхні керування, можна подати у вигляді

$$\Delta \bar{M}_2(f; \dot{\delta}) \approx -\frac{1}{8} C_y^\delta \frac{q}{V_\phi} b_k^3 \dot{\delta}(t). \quad (15)$$

Таким чином, розподілений шарнірний момент поверхні керування, який обумовлений силами аеродинамічного демпфірування, визначається сумою залежностей (11) та (15) і дорівнює

$$\bar{M}_a(\dot{\delta}) \approx -0,458 C_y^\delta \frac{q}{V_\phi} b_k^3 \dot{\delta}(t). \quad (16)$$

До цього шарнірного моменту поверхні керування необхідно віднести і момент, який обумовлений силами конструкційного демпфірування, розподілена величина якого, як випливає з рівняння (1), дорівнює

$$\bar{M}_k(\dot{\delta}) = -\frac{1}{\pi} \bar{J}_k \nu \omega \dot{\delta}(t). \quad (17)$$

Оскільки збуджений шарнірний момент поверхні керування (2) має нелінійний характер, то рішення диференційного рівняння (1), тобто, визначення амплітуди коливань поверхні керування при виникненні трансзвукового флатера, можна отримати за допомогою методу енергетичного балансу [12]. Згідно з цим методом амплітуда коливань поверхні керування може бути визначена з рівності роботи розподіленого збудженого шарнірного моменту (2) і суми робіт розподілених шарнірних моментів від сил аеродинамічного (16) та від сил конструкційного демпфірування (17) за один період коливань поверхні керування

$$\delta(t) = \delta_0 \sin \omega t, \quad (19)$$

де δ_0 - амплітуда коливань аеродинамічної поверхні керування.

Враховуючи залежність (19), визначимо роботу шарнірних моментів за один період коливань поверхні керування у рівнянні (18).

$$\bar{W}_c(\delta) \approx \Delta P_0 b_k^2 \left(\frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 V_\phi} \omega^2 \delta_0^2 \int_0^T \left[1 - \frac{1}{2} \left(1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 V_\phi} \omega \delta_0 |\cos \omega t| \right] \cos^2 \omega t dt. \quad (20)$$

Інтеграл (20) – є табличним інтегралом, який дорівнює

$$\bar{W}_c(\delta) \approx \pi \Delta P_0 b_k^2 \left(\frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1 \omega}{\varphi_0 V_\phi} \delta_0^2 \left[1 - \frac{4}{3\pi} \left(1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1 \omega}{\varphi_0 V_\phi} \delta_0 \right]. \quad (21)$$

Аналогічно можна визначити роботу розподілених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування за один

Робота розподіленого збудженого шарнірного моменту поверхні керування (2) визначається інтегралом

період коливань від аеродинамічних сил (16) та від сил конструкційного демпфірування (17):

$$\bar{W}_a(\delta) \approx 0,458 C_y^\delta \frac{q}{V_\phi} b_k^3 \omega^2 \delta_0^2 \int_0^T \cos^2 \omega t dt \approx 0,458 \pi C_y^\delta \frac{q}{V_\phi} b_k^3 \omega \delta_0^2; \quad (22)$$

$$\bar{W}_k(\delta) = \frac{1}{\pi} \bar{J}_k v \omega^3 \delta_0^2 \int_0^T \cos^2 \omega t dt = \bar{J}_k v \omega^2 \delta_0^2. \quad (23)$$

З метою визначення величини швидкості польоту, при якій виникає трансзвуковий флатер, нагадаємо відомі залежності [13]:

$$q = \frac{1}{2} \rho_H V_\phi^2 = \frac{1}{2} k M_\phi^2 P_H; \quad (24)$$

$$V_\phi = a_H M_\phi, \quad (25)$$

де k - показник адіабати (для повітря $k \approx 1,405$);

M_ϕ - число М незбудженого потоку повітря, при якому виникає трансзвуковий флатер;

a_H - швидкість звуку на висоті польоту.

З урахуванням залежності (24), розподілена робота шарнірного моменту поверхні керування за один період коливань, яка обумовлена силами аеродинамічного демпфірування, може бути подана у вигляді

$$\bar{W}_a(\delta) \approx 0,229 \pi C_y^\delta \rho_H V_\phi b_k^3 \omega \delta_0^2. \quad (26)$$

Підставляючи залежності (21), (23) і (26) у рівняння (18), отримаємо максимальну амплітуду коливань аеродинамічної поверхні керування надзвукових літаків при виникненні трансзвукового флатера

$$\delta_0 \approx \frac{3}{4} \pi \frac{\varphi_0 V_\phi}{(b_1 + b_k) \omega} \left[1 - \frac{(0,229 \pi C_y^\alpha \rho_H V_\phi^2 \omega b_k^3 \varphi_0 + \bar{J}_k v \omega^2 \varphi_0 V_\phi) (2b_1 + b_k)}{\pi \Delta P_0 b_k^2 b_1 \omega (b_1 + b_k)} \right]. \quad (27)$$

Зауважимо, що рівняння (27) можна подати й у вигляді

$$\delta_i \approx A_p V_i - \frac{B_p}{\rho_i}, \quad (28)$$

де δ_i - амплітуда коливань поверхні керування на висоті польоту H_i ;

V_i - швидкість польоту літака на висоті H_i при числах М, на яких виникає трансзвуковий флатер;

ρ_i - густина повітря на висоті H_i польоту літака;

A_p і B_p - постійні величини рівняння (28), які залежать від великої кількості параметрів, а саме:

$$A_p \approx \frac{3}{4} \pi \frac{\varphi_0}{(b_1 + b_k) \omega} \left[1 - \frac{0,229 C_n^\alpha \rho_H V_\phi^2 b_k \varphi_0 (2b_1 + b_k)}{\Delta P_0 b_1 (b_1 + b_k)} \right]; \quad (29)$$

$$B_p \approx \frac{3}{4} \bar{J}_k v \frac{\rho_H V_\phi^2 \varphi_0^2 (2b_1 + b_k)}{\Delta P_0 b_k^2 b_1 (b_1 + b_k)^2}. \quad (30)$$

При відомих вхідних даних отримані рівняння (27) і (28) можуть бути використані для

наближеної оцінки рівня коливань аеродинамічної поверхні керування

надзвукових літаків при виникненні трансзвукового флатера теоретичним (розрахунковим) методом.

Рівняння (28), крім того, може бути використано і для оцінки рівня коливань поверхонь керування і в експериментальних дослідженнях. У цьому випадку для визначення постійних величин рівняння (28) необхідно мати результати досліджень на двох висотах польоту, які можна визначити з наступної системи рівнянь:

$$\left. \begin{aligned} \delta_1 &\approx A_e V_1 - \frac{B_e}{\rho_1} \\ \delta_2 &\approx A_e V_2 - \frac{B_e}{\rho_2} \end{aligned} \right\}, \quad (31)$$

де δ_1 - амплітуда коливань аеродинамічної поверхні керування на висоті H_1 ;

A_e і B_e - постійні величини рівняння (31), які визначаються в експериментальних дослідженнях;

V_1 - швидкість польоту літака на висоті H_1 при числах M , на яких виникає трансзвуковий флатер;

ρ_1 - густина повітря на висоті H_1 польоту літака;

δ_2 - амплітуда коливань аеродинамічної поверхні керування на висоті H_2 ;

V_2 - швидкість польоту літака на висоті H_2 при числах M , на яких виникає трансзвуковий флатер;

ρ_2 - густина повітря на висоті H_2 польоту літака.

Із системи рівнянь (31) отримаємо величини постійних A_e і B_e :

$$A_e = \frac{\rho_2 \delta_2 - \rho_1 \delta_1}{\rho_2 V_2 - \rho_1 V_1}; \quad (32)$$

$$B_e = \frac{\rho_1 \rho_2 (\delta_2 V_1 - \delta_1 V_2)}{\rho_2 V_2 - \rho_1 V_1} \quad (33)$$

Оцінимо можливість визначення рівня коливань поверхонь керування з рівняння (28) теоретичним (розрахунковим) методом. Це можна зробити шляхом порівняння постійних величин A_p і B_p , отриманих розрахунковим методом із рівнянь (29) і (30), з постійними величинами A_e і B_e , які отримані з рівнянь (32) і (33).

З цією метою, за допомогою залежностей (3) і (24), перетворимо рівняння (29) і (30) до виду:

$$A_p \approx \frac{3}{4} \pi \frac{\varphi_0}{(b_1 + b_k) \omega} \left[1 - 0,229 C_y^\delta \frac{b_k (2b_1 + b_k)}{b (b_1 + b_k)} \varphi_0 \frac{k M_\phi^2}{M_1 - M_\infty} \right]; \quad (34)$$

$$B_p = \frac{3}{4} \bar{J}_k v \frac{(2b_1 + b_k)}{b_k^2 b_1 (b_1 + b_k)^2} \varphi_0^2 \frac{k M_\phi^2}{M_1 - M_\infty}. \quad (35)$$

У залежностях (34) і (35) невідоме число M_ϕ можна визначити з умови формування стрибків ущільнення (5), яке, у даному випадку, має вигляд

$$M_{1\phi} - 1 \approx 2(M_\phi - M_{кр}), \quad (36)$$

де $M_{1\phi}$ - число M місцевого надзвукового струму на поверхні керування, при якому виникає трансзвуковий флатер.

Число $M_{1\phi}$ може бути визначено залежністю, яка аналогічна залежності (4), але необхідно зауважити, що при коливаннях поверхні керування максимальний кут обтікання профілю φ_0 місцевим надзвуковим струмом зменшується на величину

$$\Delta\varphi(\dot{\delta}) = \frac{b_k}{V_\phi} \dot{\delta}(t). \quad (37)$$

У праці [6] доведено, що максимальна величина збудженого шарнірного моменту поверхні керування спостерігається при умові

$$\frac{b_1}{\varphi_0 V_\phi} \dot{\delta}(t) = \frac{b_1}{b_1 + b_k}. \quad (38)$$

Із сумісного рішення залежностей (37) і (38) отримаємо

$$\Delta\varphi(\dot{\delta}) = \varphi_0 \frac{b_k}{b_1 + b_k}. \quad (39)$$

З урахуванням залежностей (4) і (39), число $M_{1\phi}$ визначимо таким чином:

$$M_{1\phi} \approx \sqrt[3]{1 + 11,5(\varphi_0 - \Delta\varphi)} = \sqrt[3]{1 + 11,5 \frac{b_1}{b_1 + b_k} \varphi_0}. \quad (40)$$

При відомих вхідних даних залежності (4)-(6) і (40) дозволяють визначити постійні величини A_p і B_p у рівняннях (34) і (35).

Постійні величини A_p і B_p визначимо при наступних вхідних даних:

а) характеристики аеродинамічного профілю:

- відстань лінії максимальної товщини аеродинамічного профілю від його задньої кромки - $b_1 = 1,5$ м;

- відносна товщина аеродинамічного профілю - $\bar{t} = 0,042$;

- кут стрілоподібності - $\chi = 45^\circ$;

б) характеристики поверхні керування:

- середня аеродинамічна хорда –

$$b_k = 0,75 \text{ м};$$

- розподілений масовий момент інерції - $\bar{J}_k = 1,0 \text{ Н} \times \text{сек}^2$;

- логарифмічний декремент коливань поверхні керування - $\nu = 0,7$;

- кутова частота власних коливань - $\omega = 239 \text{ рад/сек}$;

- похідна коефіцієнта піднімальної сили аеродинамічної поверхні керування літака за кутом її відхилення [14] - $C_y^\delta = 2\pi$;

- максимальний кут нахилу дотичної до профілю поверхні керування для типових профілів ЦАГІ [8] - $\varphi_0 \approx 0,85 \bar{t} = 0,0357 \text{ рад}$.

Розрахункові дані для визначення постійних величин A_p і B_p :

- максимальне число М місцевого надзвукового струму на поверхні керування при умові розташування стрибків ущільнення на задньої кромки профілю - $M_1 = 1,121$ (згідно рівняння (4));

- критичне число М профілю - $M_{кр} = 0,8794$ (згідно рівняння (6));

- число М незбудженого потоку повітря, при якому стрибкі ущільнення досягають задньої кромки профілю - $M_\infty = 0,94$ (згідно рівняння (5));

- число М місцевого надзвукового струму на поверхні керування, при якому виникає трансзвуковий флатер - $M_{1\phi} = 1,084$ (згідно рівняння (40));

- число М незбудженого потоку повітря, при якому виникає трансзвуковий флатер – $M_\phi = 0,9214$ (згідно рівняння (36)).

Підставляючи вхідні та розрахункові дані у рівняння (34) і (35), отримаємо величини постійних A_p і B_p :

$$A_p = 0,0001122 \text{ рад} \times \text{сек} / \text{м};$$

$$B_p = 0,003866 \text{ Н} \times \text{сек}^2 \times \text{рад} / \text{м}^4.$$

Для визначення постійних величин A_e і B_e , як впливає з рівнянь (31) – (33) і як було відмічено вище, необхідно мати умови виконання льотного експерименту і рівні коливань аеродинамічно поверхні керування на двох висотах польоту.

Оскільки постійні величини A_p і B_p були розраховані при умовах, коли збуджений шарнірний момент поверхонь керування досягає максимальної величини, то визначення постійних величин A_e і B_e також необхідно оцінювати при цих умовах. Таки умови спостерігаються на малих висотах польоту, тому постійні величини A_e і B_e визначимо при умовах виконання льотного експерименту на висотах $H_1 = 4,0$ км і

$$H_2 = 0 \text{ км}.$$

Умови виконання льотного експерименту та рівні коливань аеродинамічної поверхні керування при стандартних величинах швидкості звуку і густини повітря на відповідних висотах польоту [14]:

а) висота польоту $H_1 = 4,0$ км:

- швидкість польоту, при якій виникає трансзвуковий флатер - $V_1 = 299 \text{ м/сек}$ (згідно рівняння (25) при $M_\phi = 0,9214$);

- рівень коливань поверхні керування $\delta_1^\circ = 1,15^\circ$ або $\delta_1 = 0,02 \text{ рад}$;

в) висота польоту $H_2 = 0$ км:

- швидкість польоту, при якій виникає трансзвуковий флатер - $V_2 = 313,46 \text{ м/сек}$ (згідно рівняння (25) при $M_\phi = 0,9214$);

- рівень коливань поверхні керування $\delta_2^\circ = 1,49^\circ$ або $\delta_2 = 0,026 \text{ рад}$.

Підставляючи ці дані та стандартні величини швидкості звуку і густини повітря на цих висотах у рівняння (32) і (33), отримаємо:

$$A_e = 0,0001108 \text{ рад} \times \text{сек} / \text{м};$$

$$B_e = 0,01097 \text{ Н} \times \text{сек}^2 \times \text{рад} / \text{м}^4.$$

Зауважимо, що підставляючи отримані величини постійних A_e і B_e у рівняння (28), можна отримати рівні коливань поверхонь

керування розрахунково-експериментальним методом і на інших висотах польоту.

Так, на висоті $H = 8,0$ км рівень коливань поверхні керування, отриманий за допомогою розрахунково-експериментального методу - $\delta_0^\circ = 0,63^\circ$. У льотному експерименті на цій висоті польоту зареєстрована амплітуда коливань поверхні керування $\delta_0^\circ = 0,67^\circ$.

Тобто, похибка знаходиться у межах точності обробки інформації в експериментальних дослідженнях [4] і тому розрахунково-експериментальний метод може бути рекомендований для оцінки та прогнозування рівня коливань поверхонь керування у льотних дослідженнях.

З порівняння величин A_p і A_e випливає, що постійна величина A_p , яка отримана теоретичним (розрахунковим) методом, практично не відрізняється від постійної величини A_e , яка отримана за результатами льотного експерименту. З аналізу рівнянь (27) – (29) можна бачити, що постійна величина A_p залежить як від збуджених шарнірних моментів поверхні керування, так і від шарнірних моментів, які обумовлені силами аеродинамічного демпфірування. Тому наближені математичні моделі оцінки величин цих шарнірних моментів можна вважати такими, що вони адекватно віддзеркалюють реальні фізичні процеси, які спостерігаються при виникненні трансзвукового флатера аеродинамічних поверхонь керування.

Але з порівняння величин B_p і B_e також випливає, що постійна величина B_e , яка отримана за результатами льотного експерименту, у декілька разів (у 2,8) перевищує величину B_p , яка отримана розрахунковим методом. Цю розбіжність можна пояснити.

З аналізу рівнянь (27), (28) і (30) бачимо, що ця постійна величина залежить від шарнірного моменту поверхні керування, який обумовлений силами конструкційного демпфірування та інерційними характеристиками поверхні керування. Ці характеристики і були прийняті у розрахунках постійної величини B_p . У реальних умовах цей шарнірний момент залежить від характеристик системи “привод – аеродинамічна поверхня керування”, а не тільки від характеристик поверхні керування. Але визначення цих характеристик у лабораторних дослідженнях пов’язано з великими труднощами

[2], оскільки практично неможливо відділити частки шарнірних моментів, які обумовлені аеродинамічними силами, силами конструкційного демпфірування та інерційними характеристиками системи “привод – аеродинамічна поверхня керування”. Тому рівень коливань поверхні керування, отриманий за допомогою розрахункового методу завжди більше, ніж рівень коливань, отриманий у льотному експерименті.

Дійсно, підставляючи у рівняння (28) постійні величини A_p і B_p та умови польоту на висоті $H = 0$ км, отримаємо $\delta_0 = 0,032 \text{ рад}$ ($\delta_0^\circ = 1,838^\circ$).

Тобто, на 23 % більше, ніж у льотному експерименті. Але більше, а не менше. І це йде у запас міцності елементів конструкції поверхні керування.

Висновок. З наведеного вище випливає, що запропонований теоретичний метод може бути рекомендований для попередньої наближеної оцінки рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків при виникненні трансзвукового флатера.

Оцінку та прогнозування рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків у льотних дослідженнях необхідно виконувати за допомогою розрахунково-експериментального методу. За результатами льотних досліджень уточнюються характеристики трансзвукового флатера та визначаються безпечні режими експлуатації літаків. Цій проблемі доцільно присвятити **подальші дослідження**.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Бисплингхофф Р. Л. Аэроупругость / Бисплингхофф Р. Л., Эшли Х., Халфмэн Р. Л. – М.: Изд-во иностр. лит., 1958. – 800 с.
2. Аэродинамическое исследование колеблющейся поверхности управления при трансзвуковых скоростях.- М.: ЦАГИ. Обзор № 456, 1975.- 105 с.
3. 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.
4. Левкин В. Ф. Экспериментальные исследования нестационарных аэродинамических характеристик поверхностей управления при трансзвуковых скоростях / Левкин В. Ф. – М.: Труды ЦАГИ, выпуск 2132, 1982. – 16 с.
5. Сафронов А. В. Уровень автоколебаний аэродинамических поверхностей управления при безотрывном обтекании околозвуковым потоком

- газа / Сафронов А. В. – К.: НАН України “Проблемы прочности”. – 1991. - № 4. - С. 51 – 55.
6. Сафронов О. В. Адаптована математична модель оцінки збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту / Сафронов О.В., Неділько О. М., Сафронов В. О. – К.: ЗНП ЦВСД НУОУ, № 3(52), 2014. – С. 28 - 33.
7. Сафронов А. В. Аэродинамическое воздействие скачков уплотнения на колеблющийся в околосзвуковом потоке элерон / Сафронов А. В. – М.: Ученые записки ЦАГИ, том XX11, № 3, 1991/ – с. 110 – 117.
8. Свищев Г.П. Эффективность руля и шарнирные моменты его при больших скоростях / Свищев Г.П. – М.: Труды ЦАГИ, выпуск 1722, 1975. – 10 с.
9. Келдыш М. В. Избранные труды. Механика. / Келдыш М. В. – М.: Наука, 1985. – 568 с.
10. Чаплыгин С. А. О давлении плоскопараллельного потока на преграждающие тела // В кн.: Избранные труды, Механика жидкости и газа. Математика. Общая механика / Чаплыгин С. А. – М.: Наука, 1976, с. 97 -130.
11. Сафронов А. В. Применение формулы Чаплыгина С. А. для оценки аэродинамической силы колеблющегося профиля / Сафронов А. В. – К.: Научно-технический сборник КВВАИУ № 7, 1989. – С. 57 – 62.
12. Пановко Я. Г. Введение в теорию механических колебаний / Пановко Я. Г. – М.: Наука, 1980. – 272 с.
13. Гошек И. Аэродинамика больших скоростей / Гошек И. – М.: ИЛ, 1954. – 547 с.
14. Лебедев А. А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов / Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. – М.: Оборонгиз, 1962, – 548 с.

Стаття надійшла до редакції 08.12.2014

Сафронов А. В.¹
Неділько А. Н.²
Сафронов В. А.³

¹ – Центр военно-стратегических исследований Национального университета обороны Украины имени Ивана Черняховского, Киев;

² – Научно-методический центр Национального университета обороны Украины имени Ивана Черняховского, Киев

³ – Фонд содействия сокращению обычных видов вооружения, Киев

Сравнительный анализ теоретических и расчетно-экспериментальных методов оценки характеристик трансзвукового флаттера

Резюме. В статье показана возможность приближенной оценки уровня колебаний аэродинамических поверхностей управления сверхзвуковых самолетов при возникновении трансзвукового флаттера теоретическими методами. Оценку уровня колебаний поверхностей управления в летных исследованиях рекомендовано выполнять расчетно-экспериментальным методом.

Ключевые слова: математическая модель, колебания, аэродинамическая поверхность управления, сверхзвуковые самолеты, число М полета, трансзвуковой флаттер.

A. Safronov¹
A. Nedil'ko²
V. Safronov³

¹ – Center for Military and Strategic Studies National Defence University of Ukraine named Ivan Chernykhovskij

² – Scientifically-methodical center National Defence University of Ukraine named Ivan Chernykhovskij

³ – Fund of assistance to reduction of nonatomic weapons

Comparative analysis of theoretical and calculation and experimental methods to assess transonic flutter characteristics

Resume. The article shows the possibility of an approximate assessment of the of supersonic aircraft aerodynamic control surfaces oscillations level in the event of a transonic flutter by theoretical methods. Assessment of the control surfaces oscillations level in the flight recommended to perform calculation and experimental method.

Keywords: mathematical model, oscillations, aerodynamic control surface, supersonic aircraft, M number, transonic flutter.