

УДК 629.7.015.4:533.6.011.3

О.В. Сафронов<sup>1</sup>, О.М. Неділько<sup>1</sup>, В.О. Сафронов<sup>2</sup><sup>1</sup> Національний університет оборони України ім. І. Черняхівського, Київ<sup>2</sup> Фонд сприяння скороченню звичайних видів озброєння, Київ

## МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ОЦІНКИ ВПЛИВУ ДЕМПФЕРІВ СУХОГО ТЕРТЯ НА РІВЕНЬ КОЛИВАНЬ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ КЕРУВАННЯ ЛІТАКІВ ПРИ ВИНИКНЕННІ ТРАНСЗВУКОВОГО ФЛАТЕРУ

Запропоновані математичні моделі оцінки впливу демпферів сухого тертя на рівень коливань надзвукових та гіперзвукових літаків при виникненні трансзвукового флатеру. Математичні моделі можуть бути використані також для наближеної оцінки впливу інших параметрів на рівень коливань аеродинамічних поверхонь керування літаків.

**Ключові слова:** математична модель, аеродинамічна поверхня керування, шарнірний момент, демпфер сухого тертя, трансзвуковий флатер.

### Вступ

**Постановка проблеми.** Проблема забезпечення безпеки польотів надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях залишається актуальною і досі. Про це свідчать неодноразові випадки руйнації елементів конструкції літаків на цих режимах польоту, і, в першу чергу, елементів конструкції аеродинамічних поверхонь [1]. Причиною цих подій є трансзвуковий (одноступеневий) флатер аеродинамічних поверхонь керування, виникнення якого спостерігається у вузькому діапазоні чисел  $M$  польоту і супроводжується значним зростанням рівня коливань аеродинамічних поверхонь та їх руйнацією за 0,5 – 1,0 с.

У працях [2–3] було доведено, що трансзвуковий флатер аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків без додаткових засобів зменшення рівня їх коливань може виникати на всіх висотах польоту. Тому безпека польотів літаків на трансзвукових швидкостях може бути забезпечена або шляхом зменшення рівня коливань аеродинамічних поверхонь різноманітними засобами, або шляхом обмеження допустимих режимів польоту літаків.

**Аналіз основних досліджень і публікацій.** Проблемі зменшення рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту присвячені публікації [4–7].

У праці [4] розглядається можливість зменшення рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування шляхом збільшення в'язкого демпфірування. Проте зауважено, що визначення необхідної величини в'язкого демпфірування пов'язано з труднощами, оскільки відсутні точні методи оцінки величин шарнірних моментів від сил в'язкого демпфірування. У цієї праці розглядається і можливість зменшення рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування шляхом збільшення власної частоти їх коливань.

У праці [5] була запропонована величина числа Струхаля, тобто, величина безрозмірної частоти власних коливань аеродинамічних поверхонь керування, при якій коливання не повинні виникати. Але, як доведено у праці [6], і при цих величинах числа Струхаля на сучасних надзвукових літаках спостерігалось виникнення коливань аеродинамічних поверхонь керування.

У праці [7] при продувках аеродинамічно подібних моделей в аеродинамічних трубах була оцінена ефективність поперечних пластин, які установлені на поверхні аеродинамічного профілю, а також наведені результати впливу аеродинамічної компенсації поверхонь керування на можливість виникнення трансзвукового флатеру.

**Мета статті.** Розробити математичні моделі оцінки величин шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування від сил сухого тертя при виникненні трансзвукового флатеру надзвукових та гіперзвукових літаків.

### Виклад основного матеріалу

У даному випадку математична модель виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічної поверхні керування може бути подана у вигляді диференційного рівняння другого порядку з нелінійною правою частиною, як це було запропоновано у праці [8]

$$\ddot{\delta}(t) + \frac{\nu}{\pi} \omega \dot{\delta}(t) + \omega^2 \delta(t) = \frac{1}{J_k} \left[ \bar{M}_a(\dot{\delta}) + \bar{M}_c(\dot{\delta}) + \bar{M}_{cr} \right], \quad (1)$$

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

$\nu$  – логарифмічний декремент коливань поверхні керування;

$\omega$  – кутова частота власних пружних коливань поверхні керування у наземних умовах;

$\bar{J}_k$  – розподілений масовий момент інерції поверхні керування;

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

$\bar{M}_c(\dot{\delta})$  – розподілений збуджений шарнірний момент, обумовлений взаємодією стрибків ущільнення з коливаннями поверхонь керування, тобто, шарнірний момент, внаслідок якого виникає трансзвуковий флатер;

$\bar{M}_{cr}$  – розподілена величина шарнірного моменту поверхні керування від сил сухого тертя.

До шарнірних моментів аеродинамічної поверхні керування необхідно віднести і момент, який обумовлений силами конструкційного (в'язкого) демпфірування, розподілена величина якого, як впливає з рівняння (1) і дорівнює

$$\bar{M}_k(\dot{\delta}) = -\frac{1}{\pi} \bar{J}_k \omega \dot{\delta}(t). \quad (2)$$

Оскільки збуджений шарнірний момент поверхні керування має нелінійний характер, а також нелінійний характер має і шарнірний момент від сил сухого тертя, то рішення диференційного рівняння (1), тобто, визначення амплітуди коливань поверхні керування при виникненні трансзвукового флатеру, можна отримати за допомогою методу енергетичного балансу [9]. Згідно цього методу амплітуда коливань аеродинамічної поверхні керування може бути визначена з рівності роботи розподіленого збудженого шарнірного моменту і суми робіт розподілених шарнірних моментів від сил аеродинамічного демпфірування, сил конструкційного демпфірування та від сил сухого тертя за один період коливань аеродинамічної поверхні керування, а, саме:

$$\int_0^T \bar{M}_c(\dot{\delta}) \dot{\delta}(t) dt \approx \int_0^T \bar{M}_a(\dot{\delta}) \dot{\delta}(t) dt + \int_0^T \bar{M}_k(\dot{\delta}) \dot{\delta}(t) dt + \int_0^T \bar{M}_{cr} \dot{\delta}(t) dt, \quad (3)$$

де  $T$  – період коливань аеродинамічної поверхні керування.

Наближену оцінку можливості зменшення рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру за допомогою демпферів сухого тертя спочатку розглянемо шляхом порівняння максимально можливих величин збуджених шарнірних моментів та шарнірних моментів від сил аеродинамічного, конструкційного демпфірування та від сил сухого тертя.

Такий підхід базується на результатах праці [2], в якій доведено, що максимально можлива величина розподіленого збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування при виникненні

трансзвукового флатеру не перевищує величину

$$\bar{M}_0(\dot{\delta}) \approx 0,25 P_n (M_1 - M_\infty) \frac{b_1 b_k^2}{b_1 + 0,5 b_k}, \quad (4)$$

де  $P_n$  – тиск повітря на висоті польоту;

$M_1$  – число  $M$  місцевого надзвукового струму на профілі аеродинамічної поверхні при умові розташування стрибків ущільнення на задній кромці профілю та при відсутності коливань поверхні керування;

$M_\infty$  – число  $M$  незбудженого потоку повітря також при умові розташування стрибків ущільнення на задній кромці профілю та при відсутності коливань поверхні керування;

$b_1$  – відстань лінії максимальної товщини профілю від його задньої кромки;

$b_k$  – хорда профілю аеродинамічної поверхні керування.

З аналізу математичної моделі (4) випливає, що максимально можлива величина збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру залежить лише від висоти польоту літака та геометричних характеристик несучих аеродинамічних поверхонь і поверхонь керування. Тому рівень коливань аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру на малих висотах польоту завжди більше, ніж на великих висотах, що і підтверджується результатами льотних досліджень [1]. Причому, максимальні величини збуджених шарнірних моментів спостерігаються на тонких аеродинамічних профілях, які розташовані у потоці повітря під нульовим кутом атаки.

У праці [2] доведено, що максимально можливі величини збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру спостерігаються при умові

$$\dot{\delta}(t) = \frac{\varphi_0 V_\phi}{b_1 + b_k}, \quad (5)$$

де  $\varphi_0$  – максимальний кут нахилу дотичної до профілю аеродинамічної поверхні поблизу задньої кромки при умові розташування профілю у потоці повітря під нульовим кутом атаки;

$V_\phi$  – швидкість потоку повітря, при якій виникає трансзвуковий флатер.

Враховуючи, що коливання аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру близькі за формою до гармонічних коливань, умову (5) можна подати у вигляді

$$\delta_0 = \frac{\varphi_0 V_\phi}{(b_1 + b_k) \omega}, \quad (6)$$

де  $\delta_0$  – амплітуда коливань аеродинамічної поверх-

ні керування.

З аналізу умови (6) можна бачити, що для типових характеристиках аеродинамічних поверхонь сучасних надзвукових літаків амплітуда коливань, при якій збуджені шарнірні моменти досягають максимальних величин, дуже невеликі, а, саме,  $\delta_0 \approx 1,0^\circ - 1,2^\circ$ . Причому, зростання збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру до максимальних величин відбувається дуже швидко. За даними льотних досліджень [1], цей процес відбувається за 0,5–1,0 с.

Такий рівень коливань аеродинамічних поверхонь керування для більшості надзвукових літаків може бути допустимим. Але для зменшення рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування до цієї величини величина шарнірного моменту від сил сухого тертя повинна бути визначена саме при умові, коли величина збудженого шарнірного моменту аеродинамічних поверхонь керування досягає максимального значення, а величини шарнірних моментів від аеродинамічних сил і сил конструкційного демпфірування оцінюються при умові (5) або (6).

Для кількісної наближеної оцінки величини шарнірного моменту від сил сухого тертя, при якій рівень коливань аеродинамічних поверхонь керування не перевищує вказаних величин, скористаємося результатами праці [8]. У цієї праці, за допомогою гіпотези «динамічного скривлення» аеродинамічної поверхні, отримана наступна величина розподіленого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування від аеродинамічних сил демпфірування

$$\bar{M}_a(\delta) \approx -0,458 C_y^\delta \frac{q}{V_\phi} b_k^3 \dot{\delta}(t), \quad (7)$$

де  $C_y^\delta$  – похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом відхилення поверхні керування;

$q$  – швидкісний напір незбудженого потоку повітря.

Можливість оцінки шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування від аеродинамічних сил демпфірування за допомогою залежності (7) підтверджена порівнянням з результатами льотного експерименту [8].

Як вказано вище, наближена величина розподіленого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування від сил сухого тертя може бути визначена з рівності

$$\bar{M}_0(\delta) \approx \bar{M}_a(\delta) + \bar{M}_k(\delta) + \bar{M}_{cr}. \quad (8)$$

Підставляючи у рівняння (8) залежності (2; 4) і (7), отримаємо математичну модель для наближеної оцінки величини розподіленого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування від сил сухо-

го тертя, при максимальній можливій величині збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування

$$\bar{M}_{cr} \approx 0,25 P_H (M_1 - M_\infty) \frac{b_1 b_k^2}{b_1 + 0,5 b_k} - 0,458 C_y^\delta q \frac{\varphi_0 b_k^3}{b_1 + b_k} - \frac{1}{\pi} \bar{J}_k \omega \frac{\varphi_0 V_\phi}{b_1 + b_k}. \quad (9)$$

Кількісну оцінку наближеної величини розподіленого шарнірного моменту поверхні керування від сил сухого тертя при максимальній можливій величині збудженого шарнірного моменту, тобто, при умові (6), здійснимо при вихідних даних, які наведені у праці [8]:

а) характеристики аеродинамічного профілю:  
– відстань лінії максимальної товщини аеродинамічного профілю від його задньої кромки –  $b_1 = 1,5$  м;  
– відносна товщина аеродинамічного профілю –  $\bar{\tau} = 0,042$ ;

б) характеристики аеродинамічної поверхні керування:

– середня аеродинамічна хорда –  $b_k = 0,75$  м;  
– розподілений масовий момент інерції –  $\bar{J}_k = 1,0$  Н·с<sup>2</sup>;

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

– кутова частота власних коливань – рад/с;

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

– максимальний кут нахилу дотичної до профілю поверхні керування для типових профілів ЦАГИ –  $\approx 0,85$   $\bar{\tau} = 0,0357$  рад;

в) розрахункові дані для визначення рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування при виникненні флатеру:

– максимальне число  $M$  місцевого надзвукового струму на поверхні керування при умові розташування стрибків ущільнення на задній кромці профілю –  $M_1 = 1,121$ ;

– число  $M$  незбудженого потоку повітря, при якому стрибки ущільнення досягають задньої кромки профілю –  $M_\infty = 0,94$ ;

– число  $M$  незбудженого потоку повітря, при якому виникає трансзвуковий флатер –  $M_\phi = 0,9214$ .

Для спрощення кількісної оцінки величини шарнірного моменту від сил сухого тертя при цих вихідних даних нагадаємо також відомі залежності [10]

$$q = \frac{1}{2} \rho_H V_\phi^2 = \frac{1}{2} k M_\phi^2 P_H; \quad (10)$$

$$V_\phi = a_H M_\phi, \quad (11)$$

де  $\rho_H$  – густина повітря на висоті польоту;

$k$  – показник адиабати (для повітря  $\approx 1,405$ );

$a_H$  – швидкість звуку на висоті польоту.

Підставляючи у рівняння (9) вказані вихідні дані та враховуючи стандартні атмосферні умови на висоті польоту  $H=0$  км, отримаємо наближену величину розподіленого шарнірного моменту поверхні керування від сил сухого тертя, яка дорівнює  $\bar{M}_{cr} \approx 650H$ .

При цій величині шарнірного моменту від сил сухого тертя амплітуда коливань поверхні керування, як можна визначити з умови (6), дорівнює  $\delta_0 \approx 0,0208$  рад, або  $\delta_0 \approx 1,19^\circ$ .

Зауважимо, що при цих умовах максимально можлива величина збудженого розподіленого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування, як можна визначити з рівняння (4), дорівнює  $\bar{M}_0(\dot{\delta}) \approx 2100H$ .

Можливість наближеної оцінки величин шарнірних моментів поверхонь керування від сил сухого тертя згідно математичної моделі (9) оцінимо порівнянням отриманих результатів з результатами, отриманими шляхом порівняння робіт збуджених шарнірних моментів і шарнірних моментів від аеродинамічних сил демпфірування, сил конструкційного демпфірування та від сил сухого тертя за один період коливань поверхні керування, як це визначено рівнянням (3).

З цією метою також скористаємося результатами праці [8], в якій роботи вказаних шарнірних моментів за один період коливань поверхонь керування визначені наступними рівняннями:

– робота розподіленого збудженого шарнірного моменту

$$\begin{aligned} \bar{W}_c(\dot{\delta}) \approx & \pi P_H (M_1 - M_\infty) b_k^2 \cdot \\ & \cdot \left( \frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1 \omega}{\phi_0 V_\phi} \delta_0^2 \cdot \\ & \cdot \left[ 1 - \frac{4}{3\pi} \left( 1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1 \omega}{\phi_0 V_\phi} \delta_0 \right]; \end{aligned} \quad (12)$$

– робота шарнірних моментів від аеродинамічних сил демпфірування та сил конструкційного демпфірування:

$$\begin{aligned} \bar{W}_a(\dot{\delta}) \approx & 0,458 \pi \rho_H V_\phi b_k^3 \omega^2 \delta_0^2 \cdot \\ & \cdot \int_0^T \text{Cos}^2 \omega t dt \approx 0,458 \pi^2 \rho_H V_\phi b_k^3 \omega \delta_0^2; \end{aligned} \quad (13)$$

$$\bar{W}_k(\dot{\delta}) = \frac{1}{\pi} \bar{J}_k v \omega^3 \delta_0^2 \cdot \int_0^T \text{Cos}^2 \omega t dt = \bar{J}_k v \omega^2 \delta_0^2. \quad (14)$$

Роботу шарнірного моменту від сил сухого тертя

за один період коливань поверхні керування визначити інтегралом, як це запропоновано у праці [11]

$$\begin{aligned} \bar{W}_{cr}(\dot{\delta}) &= \int_0^T \bar{M}_{cr} \dot{\delta}(t) dt = \\ &= 4 \bar{M}_{cr} \omega \delta_0 \int_0^{\frac{T}{4}} \text{Cos} \omega t dt = 4 \delta_0 \bar{M}_{cr}. \end{aligned} \quad (15)$$

Підставляючи залежності (12)–(15) у рівняння (3), отримаємо математичну модель оцінки величини розподіленого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування від сил сухого тертя при виникненні трансзвукового флатеру, яку можна подати наступним алгебраїчним рівнянням

$$a \delta_0^2 - b \delta_0 + c = 0. \quad (16)$$

У рівнянні (16) введені наступні позначення:

$$\begin{aligned} a &= \frac{4}{3\pi} \left( 1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1 \omega}{\phi_0 V_\phi}; \\ b &= 1 - \frac{(0,458 \pi^2 \rho_H V_\phi b_k^3 \omega + \bar{J}_k v \omega^2) (2b_1 + b_k) \phi_0 V_\phi}{\pi P_H (M_1 - M_\infty) (b_1 + b_k) b_1 b_k^2 \omega}; \\ c &= \frac{4 \bar{M}_{cr} (2b_1 + b_k) \phi_0 V_\phi}{\pi P_H (M_1 - M_\infty) (b_1 + b_k) b_1 b_k^2 \omega}. \end{aligned}$$

Математична модель (16) дозволяє при відомій величині розподіленого шарнірного моменту від сил сухого тертя оцінити рівень коливань аеродинамічної поверхні керування і навпаки, при заданому рівні коливань аеродинамічної поверхні керування оцінити необхідну величину розподіленого шарнірного моменту від сил сухого тертя. Так, при отриманій вище амплітуді коливань аеродинамічної поверхні керування  $\delta_0 = 0,0208$  рад величина розподіленого шарнірного моменту від сил сухого тертя дорівнює  $\bar{M}_{cr} = 765H$ .

Ця величина розподіленого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування від сил сухого тертя перевищує величину шарнірного моменту, яка була отримана наближеним методом, але для попередньої наближеної оцінки ефективності демпферів сухого тертя може бути рекомендована і наближена математична модель (9). Отримані величини розподілені шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування від сил сухого тертя, навіть при наявності значних величин шарнірних моментів від сил конструкційного демпфірування ( $v \approx 0,7$ ), є дуже великими, забезпечення яких не завжди можливо. Але на деяких літаках рівень коливань аеродинамічних поверхонь керування було зменшено за допомогою демпферів сухого тертя.

Як доведено у праці [8] і як це можна підтвердити розрахунками згідно математичної моделі (16), і при наявності значних величин шарнірних моментів від сил конструкційного демпфірування ( $v \approx 0,7$ ), амплітуда коливань аеродинамічних поверхонь керування у реальних умовах при відсутно-

сті демпферів сухого тертя досягає значних величин, а, саме,  $-\delta_0 \approx 1,84^\circ$ . Для деяких надзвукових літаків такий рівень є недопустимим.

Зауважимо також, що при продувках аеродинамічно подібних моделей в аеродинамічних трубах з подібними вище характеристиками виникнення трансзвукового флатеру спостерігалось і при дуже великих декрементях коливань аеродинамічних поверхонь керування ( $\nu \approx 3,0$ ) [5].

Можливість виникнення трансзвукового флатеру при цих умовах та при  $\bar{M}_{ст} = 0$  можна підтвердити і за допомогою розрахунків згідно математичної моделі (16).

## Висновки

Запропоновані математичні моделі оцінки величини розподілених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування від сил сухого тертя при виникненні трансзвукового флатеру, які можуть бути використані для попередньої наближеної оцінки впливу демпферів сухого тертя на рівень коливань аеродинамічних поверхонь керування надзвукових та гіперзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту.

З наведеного також випливає, що пошук ефективних засобів зменшення рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру літаків залишається актуальною науковою і прикладною проблемою, чому і доцільно присвятити наступні дослідження.

## Список літератури

1. Семон Б.Й. Трансзвуковий флатер: від МіГ-25 до Space Ship Two / Б.Й. Семон, О.В. Сафронов,

О.М. Неділько // Наука і оборона. – К., 2016. – № 3. – С. 32-35.

2. Сафронов О.В. Математична модель оцінки максимально можливих величин збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру / О.В. Сафронов, О.М. Неділько // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – Х.: ХНУПС. 2016. – № 4 (25). – С. 19-23.

3. Сафронов О.В. Трансзвуковий флатер аеродинамічних поверхонь керування надзвукових та гіперзвукових літаків / О.В. Сафронов, О.М. Неділько, Б.Й. Семон // Зб. наук праць ЦВСД НУОУ. – К.: НУОУ, 2016. – № 2 (57). – С. 18-23.

4. Аэродинамическое исследование колеблющейся поверхности управления при трансзвуковых скоростях. Обзор № 456. – М.: ЦАГИ, 1975. – 105 с.

5. Калмыков Л.А. Исследование аэродинамических производных аэродинамического момента органов управления / Л.А. Калмыков, В.Ф. Левкин, П.Д. Нуштаев. – Труды ЦАГИ. – М., 1968. – 32 с.

6. Сафронов О.В. Аналіз критеріїв та умов стійкості коливань аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту / О.В. Сафронов, О.М. Неділько, В.О. Сафронов // Зб. наук праць ЦВСД НУОУ. – К.: НУОУ, 2014. – №2 (51). – С. 21-25.

7. Левкин В.Ф. Экспериментальные исследования нестационарных аэродинамических характеристик поверхностей управления при трансзвуковых скоростях / В.Ф. Левкин // Труды ЦАГИ. – Москва, 1982. – Вып. 2132. – 16 с.

8. Сафронов О.В. Порівняльний аналіз теоретичних та розрахунково-експериментальних методів оцінки характеристик трансзвукового флатеру / О.В. Сафронов, О.М. Неділько, В.О. Сафронов // Зб. наук праць ЦВСД НУОУ. – Київ: НУОУ, 2015. – №1 (53). – С. 41-48.

9. Пановко Я.Г. Введение в теорию механических колебаний / Я.Г. Пановко. – М.: Наука, 1980. – 272 с.

10. Гошек И. Аэродинамика больших скоростей / И. Гошек. – М.: ИЛ, 1954. – 547 с.

11. Тимошенко С.П. Колебания в инженерном деле / С.П. Тимошенко. – М.: Наука, 1967. – 444 с.

Надійшла до редколегії 25.05.2017

Рецензент: д-р техн. наук проф. В.І. Міроненко, Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

## МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ДЕМПФЕРОВ СУХОГО ТРЕНИЯ НА УРОВЕНЬ КОЛЕБАНИЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОВ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ ТРАНСЗВУКОВОГО ФЛАТТЕРА

А.В. Сафронов, А.М. Неділько, В.А. Сафронов

Предложены математические модели оценки влияния демпферов сухого трения на уровень колебаний аэродинамических поверхностей управления сверхзвуковых и гиперзвуковых самолетов при возникновении трансзвукового флаттера. Математические модели могут быть использованы также для приближенной оценки влияния других параметров на уровень колебаний аэродинамических поверхностей управления самолетов.

**Ключевые слова:** математическая модель, аэродинамическая поверхность управления, шарнирный момент, демпфер сухого трения, трансзвуковой флаттер.

## MATHEMATICAL MODEL TO ESTIMATE DRY FRICTION DAMPER INFLUENCE TO AERODYNAMIC AIRCRAFT CONTROL SURFACES VIBRATION AMPLITUDE IN CASE OF TRANSONIC FLUTTER

A. Safronov, A. Nedil'ko, V. Safronov

A mathematical model to estimate dry friction damper influence to aerodynamic control surfaces vibration amplitude of supersonic and hypersonic aircraft in case of transonic flutter. Mathematical models could be using for estimation of another parameters influence to aerodynamic control surfaces vibration amplitude.

**Keywords:** mathematical model, aerodynamic control surface, the hinge moment, dry friction damper, transonic flutter.