

Сафронов О. В., д.т.н., професор;  
Неділько О. М., к.т.н., доцент;  
Семон Б. Й., д.т.н., професор

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

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

<sup>3</sup> - Національний університет оборони України імені Івана Черняхівського, Київ

## Трансзвуковий флатер аеродинамічних поверхонь керування надзвукових та гіперзвукових літаків

**Резюме.** У статті розглянута можливість виникнення коливань аеродинамічних поверхонь керування надзвукових та гіперзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту. За допомогою наближеної математичної моделі цього явища доведено, що виникнення цих коливань можливо на усіх висотах польоту.

**Ключові слова:** математична модель, аеродинамічна поверхня керування, коливання, трансзвукова швидкість, число  $M$ .

**Постановка проблеми.** Забезпечення безпеки польотів надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях залишається актуальною науковою і прикладною проблемою. Саме на цих режимах польоту спостерігається виникнення небезпечних явищ на, які обумовлені особливостями обтікання аеродинамічних поверхонь літаків трансзвуковим потоком повітря.

До таких явищ можна віднести і виникнення інтенсивних коливань аеродинамічних поверхонь керування надзвукових та гіперзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту.

І хоча це явище спостерігалось ще на перших надзвукових літаках, відношення вчених до аналізу причин його виникнення було не дуже уважним. Так автори праці [1] пишуть: “Більшість випадків, так званого флатеру з однією ступенню свободи., має переважно академічний інтерес”.

Пізніше, зі збільшенням швидкості польоту надзвукових літаків рівень цих коливань був дуже великим і на деяких літаках виникнення цих коливань закінчувалося руйнацією елементів конструкцій і, у першу чергу, руйнацією аеродинамічних поверхонь. Причому швидкість виникнення інтенсивних коливань аеродинамічних поверхонь керування була значно менше, ніж швидкість виникнення класичного (двохступеневого) флатеру [2].

Не виключено, що це явище було причиною катастрофи гіперзвукового суборбітального літака Space Ship Two фірми

Virgin Galactic на цих режимах польоту 31 жовтня 2014 року [3].

**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 сучасних надзвукових літаків, умови їх виникнення, вплив різноманітних факторів на рівень коливань [4-7].

В цих працях відмічено, що рівень цих коливань у льотних дослідженнях завжди більше, ніж при продувках динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах. Аналізуються можливі причини виникнення цих коливань.

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; інерційні характеристики поверхонь керування; характеристики конструкційного демпфірування аеродинамічних поверхонь керування.

Але, як вказано у праці [4], “...дійсний механізм цих коливань залишається до кінця невиясненим”. А автори праці [1] прямо вказують: “... розрахувати це явище за допомогою класичної аеродинамічної теорії неможливо, хоча коливання аеродинамічної

поверхні керування – є просте гармонічне коливання”.

З цієї причини виникнення цих коливань спостерігалось, як правило, лише на етапі льотних випробувань і не прогнозувалося ні теоретичними розрахунками, ні результатами продувок аеродинамічних моделей в аеродинамічних трубах. Тому експериментальні дослідження залишаються основним методом оцінки характеристик флатеру літаків на трансзвукових швидкостях польоту. Емпіричними методами залишаються і методи зменшення рівня цих коливань.

Пошук ефективних методів зменшення рівня коливань аеродинамічних поверхонь керування на цієї стадії доводки літака не завжди досягає позитивних результатів і безпека польотів літаків на трансзвукових швидкостях забезпечується лише додатковим обмеженням льотних характеристик. Так, на надзвукових літаках F-14 швидкість польоту на висотах нижче 3,0 км обмежена числом  $M=0,85$  [8]. Аналогічні обмеження режимів польоту мають і деякі інші надзвукові літаки.

В експериментальних дослідженнях доведено, що, дійсно, на трансзвукових швидкостях польоту літаків спочатку виникають коливання аеродинамічних поверхонь керування, але завдяки пружному зв'язку виникають і інші форми коливань, наприклад “кіль - аеродинамічна поверхня керування”. В експериментальних дослідженнях спостерігалися і фюзеляжні форми цього виду флатеру. В деяких працях цей тип флатеру має назву “трансзвуковий флатер” [9].

Руйнація аеродинамічних поверхонь літаків на цих режимах польоту відбувалася звичайно за 0,5-1,0 сек.

**Мета статті:** обґрунтування принципової можливості виникнення коливань аеродинамічних поверхонь керування літаків у трансзвуковому потоці повітря, коливання яких можна подати коливаннями пружних систем з одним ступенем свободи та діапазону чисел  $M$  польоту, в якому можливо виникнення коливань аеродинамічних поверхонь керування літаків у трансзвуковому потоці повітря.

**Виклад основного матеріалу.** Одна з можливих моделей виникнення цього явища була запропонована у праці [10], в якій розглядається механізм формування збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування і причини виникнення коливань на

трансзвукових швидкостях польоту. З аналізу цієї моделі випливає, що, на відміну від класичного флатеру, коливання аеродинамічних поверхонь керування на цих режимах польоту можуть виникати і при наявності лише однією ступені свободи, а, саме, при наявності пружних коливань аеродинамічних поверхонь керування навколо власної осі. Модель виникнення збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування базується на сумісному аналізу зміни параметрів потоку у течії Прандтля-Майєра [11], рівнянь Бернуллі для стислого газу [11] та гіпотезі динамічного скривлення аеродинамічного профілю [12].

Згідно цієї моделі збуджений шарнірний момент аеродинамічних поверхонь керування, тобто, шарнірний момент, який викликає коливання аеродинамічних поверхонь керування літаків, виникає завдяки взаємодії стрибків ущільнення з кутовою швидкістю коливань аеродинамічних поверхонь керування. Розподілена величина цього шарнірного моменту визначається рівнянням [10]

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

Де  $\Delta P_0$  - максимальна величина зміни тиску місцевого надзвукового струму на профілю аеродинамічної поверхні керування при умові розташування стрибків ущільнення на задньої 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 груповий параметр, який характеризує рівень коливань аеродинамічної поверхні керування та геометричні дані аеродинамічного профілю і поверхні керування.

Число Струхалія у рівнянні (1) визначається відношенням [4]

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

де  $\omega$  - кутова частота власних пружних коливань аеродинамічної поверхні керування;

$V$  - швидкість потоку повітря.

Безрозмірний груповий параметр  $\dot{z}(t)$  у рівнянні (1) має вигляд

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

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

$\varphi_0$  - максимальний кут нахилу дотичної до профілю аеродинамічної поверхні керування, тобто, кут нахилу дотичної поблизу задньої кромки профілю при умові відсутності коливань аеродинамічної поверхні керування.

Аналіз рівняння (1) показує, що залежність збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування від амплітуди коливань нелінійна, але для оцінки можливості виникнення коливань у потоці повітря на трансзвукових швидкостях польоту достатньо порівняти величину цього моменту з величиною шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування від сил аеродинамічного демпфірування при  $\delta(t) \rightarrow 0$ . Причому це порівняння можна здійснити без урахування сил конструкційного демпфірування, як це прийнято при оцінці характеристик класичного флатеру.

У цьому випадку рівняння (1), з урахуванням позначень (2) і (3), можна подати у вигляді наближеної лінійної залежності

$$\bar{M}_c(\dot{\delta}) \approx \Delta P_0 b_k^2 \bar{\omega} \dot{z}(t) \approx \Delta P_0 \frac{b_k^2 b_1}{\varphi_0 V} \delta(t). \quad (4)$$

А величина розподіленого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування, який обумовлений силами аеродинамічного демпфірування, може бути подана відомою залежністю [1]

$$\bar{M}_a(\dot{\delta}) = -\frac{3}{16} C_y^\delta \rho_H V b_k^3 \dot{\delta}(t), \quad (5)$$

де  $C_y^\delta$  - похідна коефіцієнту піднімальної сили за кутом відхилення поверхні керування;

$\rho_H$  - густина повітря на висоті польоту.

Можливість виникнення коливань поверхонь керування надзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту визначається умовою

$$\frac{\bar{M}_c(\dot{\delta})}{\bar{M}_a(\dot{\delta})} \geq 1,0. \quad (6)$$

З метою спрощення аналізу умови (6) нагадаємо, що максимальна величина зміни тиску місцевого надзвукового струму на профілю аеродинамічної поверхні

керування  $\Delta P_0$  у рівнянні (4) може бути визначена наближеною залежністю [10]

$$\Delta P_0 \approx P_H (M_1 - M_\infty), \quad (7)$$

де  $P_H$  - тиск повітря на висоті польоту літака.

$M_1$  - максимальне число  $M$  місцевого надзвукового струму на профілю поверхні керування, при якому стрибки ущільнення розташовані на задній кромці профілю та при умові відсутності коливань поверхні керування;

$M_\infty$  - число  $M$  незбудженого потоку повітря, при якому стрибки ущільнення розташовані на задній кромці профілю та при умові відсутності коливань поверхні керування.

Нагадаємо також, що швидкісний напір незбудженого потоку повітря може бути визначений відомими залежностями [13]

$$q = \frac{1}{2} \rho_H V^2 = \frac{1}{2} k M_\phi^2 P_H, \quad (8)$$

де  $k$  - показник адіабати (для повітря  $k \approx 1,4$ );

$M_\phi$  - число  $M$  незбудженого трансзвукового потоку, при якому можливо виникнення трансзвукового флатеру.

З урахуванням залежностей (4), (5), (7) і (8) умову (6) після перетворення можна подати наступним чином

$$\frac{\bar{M}_c(\dot{\delta})}{\bar{M}_a(\dot{\delta})} = \frac{16 (M_1 - M_\infty) b_1}{3 C_y^\delta \varphi_0 k M_\phi^2 b_k} \geq 1,0. \quad (9)$$

Число  $M_1$  місцевого надзвукового струму на поверхні аеродинамічного профілю в умові (9) визначається відомою наближеною залежністю [10]

$$M_1 \approx \sqrt[3]{1 + 11,5 \varphi_0}. \quad (10)$$

Число  $M_\infty$  незбудженого потоку повітря в умові (9) визначається з умови формування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю [10]

$$M_1 - 1 = 2(M_\infty - M_{кр}), \quad (11)$$

де  $M_{кр}$  - критичне число  $M$  незбудженого потоку повітря, тобто, число  $M$ , при якому на поверхні аеродинамічного профілю вперше виникають стрибки ущільнення, а число  $M_1 \approx 1,0$

Число  $M_\phi$  в умові (9) можна визначити також з умови формування стрибків ущільнення, яке, у даному випадку, має вигляд

$$M_{1\phi} - 1 \approx 2(M_\phi - M_{кр}), \quad (12)$$

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

Число  $M_{1\phi}$  у рівнянні (12) може бути визначено залежністю, яка аналогічна залежності (10), але необхідно зауважити наступне.

При коливаннях поверхні керування максимальний кут обтікання профілю  $\varphi_0$  місцевим надзвуковим струмом зменшується на величину

$$\Delta\varphi(\dot{\delta}) = \frac{b_k}{V} \dot{\delta}(t). \quad (13)$$

Кут обтікання профілю при виникненні трансзвукового флатеру, тобто, коли величина збудженого шарнірного моменту буде максимальною, може бути визначений з умови

$$M_{1\phi} \approx \sqrt[3]{1 + 11,5(\varphi_0 - \Delta\varphi(\dot{\delta}))} = \sqrt[3]{1 + 11,5 \frac{b_1}{b_1 + b_k} \varphi_0}. \quad (17)$$

На підставі аналізу результатів лабораторних досліджень [6,14] критичне число  $M$  аеродинамічного профілю, який розташований у потоці повітря під нулевим кутом атаки, може бути визначений наближеною залежністю

$$M_{кр} \approx 1 - 0,7\sqrt{\bar{\tau} \cos \chi}, \quad (18)$$

де  $\bar{\tau}$  - відносна товщина аеродинамічного профілю;

$\chi$  - кут стрілоподібності аеродинамічного профілю.

Крім того, нагадаємо наближену залежність, яка характерна для типових класичних аеродинамічних профілів [14]

$$\varphi_0 \approx 0,85\bar{\tau}. \quad (19)$$

Наближені залежності (10) – (12) та (17) – (19) при відомих характеристиках аеродинамічних поверхонь дозволяють, за допомогою умови (9), оцінити можливість виникнення коливань аеродинамічних поверхонь керування.

Так, для тонких аеродинамічних профілів ( $\bar{\tau} = 0,04 - 0,06$ ) при  $\chi = 45^\circ - 60^\circ$ , поклавши  $C_y^\delta = 2\pi$ , тобто, без урахування стислості трансзвукового потоку, з умови (9) отримаємо

$$\frac{\bar{M}_c(\dot{\delta})}{\bar{M}_a(\dot{\delta})} = (2,8 - 3,7) \frac{b_1}{b_k}.$$

$$\frac{d\bar{M}_c(\dot{\delta})}{d(\bar{\omega}\dot{z}(t))} = 0. \quad (14)$$

Після диференціювання рівняння (1) при умови (14) отримаємо

$$\bar{\omega}\dot{z}(t) = \frac{b_1}{b_1 + b_k}. \quad (15)$$

З сумісного рішення рівнянь (13) і (15), з урахуванням позначень (2) і (3), отримаємо величину зменшення куту обтікання профілю місцевим надзвуковим струмом, при якій збуджений шарнірний момент аеродинамічної поверхні керування буде максимальним

$$\Delta\varphi(\dot{\delta}) = \varphi_0 \frac{b_k}{b_1 + b_k}. \quad (16)$$

З урахуванням наведеного та залежності (16), визначимо

Враховуючи, що практично завжди  $b_k \leq b_1$ , з отриманих результатів можна дійти висновку про можливість виникнення коливань аеродинамічних поверхонь керування на трансзвукових швидкостях польоту як надзвукових, так і гіперзвукових літаків навіть з урахуванням стислості трансзвукового потоку та конструкційного демпфірування.

А наближені залежності (12) та (17)-(19), крім того, дозволяють оцінити числа  $M$  незбудженого потоку повітря, при яких можливе виникнення коливань аеродинамічних поверхонь керування. При прийнятих вище даних виникнення цих коливань можливо при числах  $M_\phi \approx 0,91 - 0,96$ .

Необхідно також зауважити, що виникнення коливань аеродинамічних поверхонь керування спостерігається у вузькому діапазоні чисел  $M$  незбудженого потоку повітря, який можна визначити з наближеної залежності

$$\Delta M_\phi \approx M_\infty - M_\phi.$$

Величина цього діапазону для типових аеродинамічних поверхонь надзвукових літаків складає  $\Delta M_\infty = 0,02 - 0,03$ .

Цей результат можна отримати і за допомогою рівнянь (11) і (12).

**Висновок.** При малих амплітудах коливань аеродинамічної поверхні керування величина шарнірного моменту, який

обумовлений силами аеродинамічного демпфірування, завжди менше збудженого шарнірного моменту, який обумовлений стрибками ущільнення. Причому, відношення (9) не залежить від висоти польоту літака, а це означає, що виникнення коливань аеродинамічних поверхонь керування можливе на усіх висотах польоту. Тому актуальною залишається проблема пошуку ефективних методів зменшення рівня коливань аеродинамічних поверхонь надзвукових і гіперзвукових літаків на трансзвукових швидкостях польоту, якій 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. Исогаи К. О механизме резкого снижения границы флаттера крыла прямой стреловидности на режиме трансзвукового полета. Часть II / Исогаи К. – М.: РТК, том 19, № 10, 1981. С. 169-171.
3. Афанасьев И. Катастрофа Space Ship Two / Афанасьев И., Воронцов Д. – М.: Взлет. Национальный аэрокосмический журнал, № 12(120), 2014. С. 52 -54.
4. Аэродинамическое исследование колеблющейся поверхности управления при трансзвуковых скоростях.- М.: ЦАГИ. Обзор № 456, 1975.- 105 с.
5. Кузьмина С. И. Расчет обтекания колеблющегося профиля трансзвуковым потоком газа / Кузьмина С. И. – М.: Ученые записки ЦАГИ, том VI, № 3, 1975. С. 9-17.
6. Левкин В. Ф. Экспериментальные исследования нестационарных аэродинамических характеристик поверхностей управления при трансзвуковых скоростях / Левкин В. Ф. – М.: Труды ЦАГИ, выпуск 2132, 1982. – 16 с.
7. 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.
8. Иностранная военная техника / Зарубежное военное обозрение. – М.: МО России, № 5, 1996. С. 58-62.
9. Сафронов А. В. Трансзвуковой флаттер конструкций самолетов/ Сафронов А. В.- Киев: КВВАИУ, 1987. – 156 с.
10. Сафронов А. В. Аэродинамическое воздействие скачков уплотнения на колеблющийся в околозвуковом потоке элерон / Сафронов А. В. – М.: Ученые записки ЦАГИ, том XXII, № 3, 1991, с. 110 – 117.
11. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика / Абрамович Г. Н. – М.: Наука, 1976, 888 с.
12. Келдыш М. В. Избранные труды. Механика. / Келдыш М. В. – М.: Наука, 1985. – 568 с.
13. Гошек И. Аэродинамика больших скоростей / Гошек И. – М.: ИЛ, 1954. – 547 с.
14. Свищев Г.П. Эффективность руля и шарнирные моменты его при больших скоростях / Свищев Г. П. – М.: Труды ЦАГИ, выпуск 1722, 1975.– 10 с.

Стаття надійшла до редакції 27.04.2016

**Сафронов А. В., д.т.н., професор<sup>1</sup>;**

**Недилько А. Н., к.т.н., доцент<sup>2</sup>;**

**Семон Б. И., д.т.н., професор<sup>3</sup>;**

<sup>1</sup> - Центр военно-стратегических исследований Национального университета обороны Украины имени Ивана Черняховского, Киев;

<sup>2</sup> - Научно-методический центр Национального университета обороны Украины имени Ивана Черняховского, Киев;

<sup>3</sup> - Национальный университет обороны Украины имени Ивана Черняховского, Киев

#### **Трансзвуковой флаттер аэродинамических поверхностей управления сверхзвуковых и гиперзвуковых самолетов**

**Резюме.** В статье рассмотрена возможность возникновения колебаний аэродинамических поверхностей управления сверхзвуковых и гиперзвуковых самолетов на трансзвуковых скоростях полета. На базе приближенной математической модели этого явления показано, что возникновение колебаний возможно на всех высотах полета.

**Ключевые слова:** математическая модель, аэродинамическая поверхность управления, колебания, трансзвуковая скорость, число  $M$ .

**A. Safronov, Ds.T, professor<sup>1</sup>;**

**A. Nedil'ko, Ph.d<sup>2</sup>;**

**B. Semon, Ds.T, professor<sup>3</sup>**

<sup>1</sup> - Center for Military and Strategic Studies National Defence University of Ukraine named after Ivan Chernyhovski, Kyiv;

<sup>2</sup> - Scientifically-methodical center National Defence University of Ukraine named after Ivan Chernyhovski, Kyiv;

<sup>3</sup> - National Defence University of Ukraine named after Ivan Chernyhovski, Kyiv

### **Supersonic and hypersonic aircraft aerodynamic control surfaces transonic flutter**

**Resume.** The article considers the possibility of supersonic and hypersonic aircraft aerodynamic control surfaces oscillation on transonic. On the basis of approximate mathematical model of this phenomenon shows that transonic flutter is possible at any flight level.

**Keywords:** mathematical model, control surfaces, oscillation, transonic speed,  $M$  number.