

УДК 629.7.01

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771472024307685>М. Ю. Федоренко¹, магістр, О. М. Бондаренко², к.т.н., доцент

МОЖЛИВОСТІ МЕТОДУ СКІНЧЕНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ДЛЯ АНАЛІЗУ АЕРОПРУЖНОСТІ КРИЛА ЛІТАКА ЛЕГКОГО КЛАСУ

Ua Проведено моделювання аеропружності прямого крила легкого літака методом скінчених елементів та верифікацію результатів моделювання за допомогою бінарної моделі. Показано можливість використання методу скінчених елементів для моделювання аеропружності літака легкого класу. Виконано порівняння аеропружності крила легкого літака зі звуженням та без звуження. Критерієм втрати стійкості крила під час аеропружних коливань обрано перехід від додатного до від'ємного значення коефіцієнту затухання в системі крило-повітря при певній швидкості польоту. Зазначено заходи для підсилення конструкції крила з метою забезпечення необхідної швидкості польоту.

En Modeling of the aeroelasticity of a straight wing for a light aircraft by the finite element method was carried out and the simulation results were verified by a binary model. The possibility of using the finite element method for modeling the aeroelasticity of a light-class aircraft is shown. A comparison of the aeroelasticity of a light aircraft wing with and without tapering was performed. The criterion for loss of wing stability during aeroelastic oscillations is the transition from a positive to a negative value of the damping coefficient in the wing-air system at a certain flight speed. Measures to strengthen the wing structure in order to ensure the necessary flight speed are indicated.

Вступ

Для створення легких літаків, важливим є врахування аеропружних властивостей елементів планеру літака, особливо крила. Прогнозування поведінки крила можливе розрахунковим шляхом, на основі теоретичних [1, 2] або напівнатурних (скінченно-елементних) [3] моделей. Найбільшим аеропружним ефектом є явище флатеру [4]. Прогнозування дозволить запобігти його виникненню або пом'якшити дію. Особливо важливою є проблема флатеру для навчально-штурмових літаків [5, 6], які призначені для тренування пілотів реактивної винищувальної авіації, а значить, повинні мати можливість рухатись на максимальних швидкостях. Розгляд низки сучасних учбово-штурмових літаків, таких як *Embraer EMB 314 Super Tucano* (Бразилія) [7], *UTVA Kobac* (Сербія) [8], *PZL 130 Orlik* (Польща) [9], *TAI Hürkuş* (Туреччина) [10], *Woongbi* (Південна Корея) [11], *Beechcraft T-6 Texan II* (США) [12] показав, що в їх конструкції використовується крило

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

із звуженням, яке дорівнює 2. Однак, у літературі не зустрічається обґрунтування використання для учбово-штурмового літака крил із таким звуженням. Для проведення аналізу ефективності формування звуження на крилі легкого літака необхідно визначитись із іншими його розмірами. Розмах крил найменший у Турецького літака *TAI Hürkuş* – від 9,6 м, найбільший – у *Embraer EMB 314 Super Tucano* – більше 11 м. Площа крил літаків складає від 14,6 кв.м. у *PZL 130 Orlik* до 19,4 м у *Embraer EMB 314 Super Tucano*. Інформація щодо форми профілю надається лише для Південно-Корейського літака *Wingspan* (профіль змінюється від *NACA 63-218* у кореневому профілі до *NACA 63-212* на закінці крила). Максимально можливі швидкості літаків лежать у діапазоні від 518 км/год у Південно-Корейського літака *Wingspan* до 586 км/год у американського літака *Beechcraft T-6 Texan II*. Із зазначених діапазонів будемо обирати розміри та швидкість літака під час верифікації результатів моделювання. Аналіз літератури також показує, що для наближених теоретичних моделей флатеру використовують еквівалентне прямокутне крило [4]. Тому перевірити ефективність методу скінченних елементів теоретичним шляхом можливо лише на прямому крилі, без звуження.

Постановка задачі

Метою роботи є визначення можливостей методу скінченних елементів для аналізу аеропружності крила легкого літака. Верифікацію розрахунків потрібно провести на еквівалентному прямокутному крилі, яке має аналогічну площу та розмах. По результатам моделювання маємо запропонувати заходи, які дозволять учбово-штурмовому літаку вийти на задану максимальну швидкість польоту, та підтвердити ефективність введення звуження крила. Для моделювання методом скінченних елементів будемо використовувати розрахунковий модуль флатеру у *NX Nastran*. Для теоретичних досліджень буде використано бінарну аеропружну модель. Під час дослідження флатеру отримаємо графіки залежності частоти та коефіцієнту затухання від швидкості.

Розв'язання рівняння аеропружності

Класична форма рівняння аеропружності другого порядку для N ступенів свободи має вигляд (1) [5]:

$$A\ddot{q} = (\rho V B + D)\dot{q} + (\rho V^2 C + E)q = 0, \quad (1)$$

де A – матриця моментів інерції, ρ – густина повітря, V – швидкість польоту, q – вектор узагальнених координат руху крила, E – матриця жорсткості, C – матриця демпфування. Демпфуванням D у матеріалі конструкції планеру під час моделювання можна знехтувати [13]. Диференційні рів-

няння аеропружності (1) є однорідними, що дозволяє дослідити стійкість аеропружної моделі за допомогою власних значень цього рівняння.

У бінарній аеропружній моделі (рис. 1) крило вважається жорстким [3].

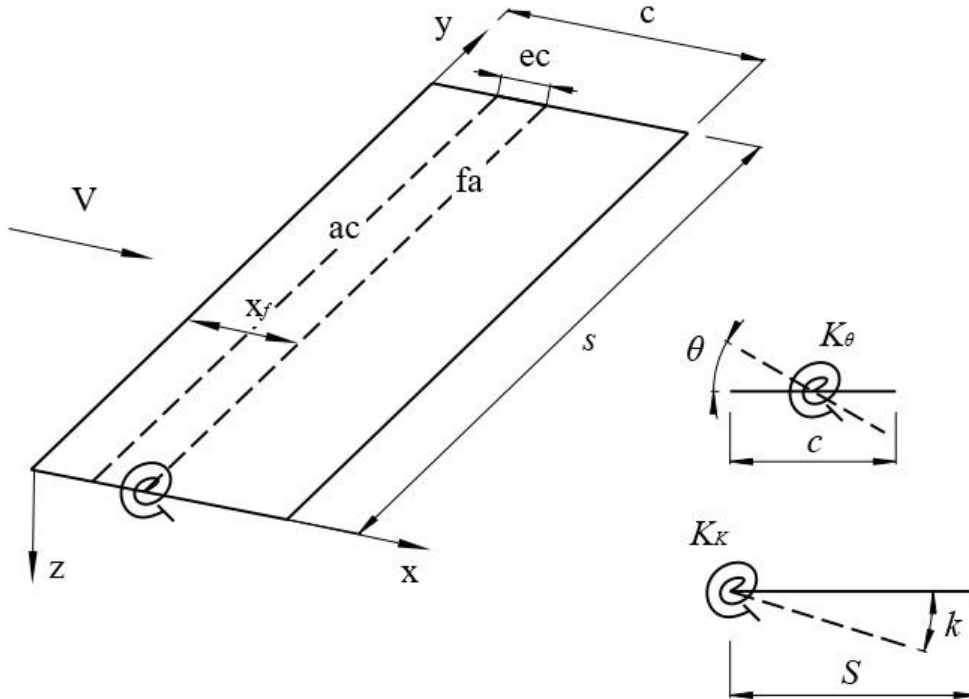


Рис. 1. Бінарна аеропружна модель

Крило має розмах s і довжину хорди c , дві обертові пружини в кореневій хорді крила для забезпечення двох ступенів свободи: повороту κ навколо вісі, паралельної поздовжній вісі літака, і ступені закручування θ крила. Між цими двома переміщеннями немає жорсткого зв'язку. Пружини закріплюються на лінії пружності fa , яку зміщено на відстань ec позаду від лінії центрів тиску ac . Припускаємо, що крило має рівномірний розподіл маси, тоді вісь мас лежить на середині хорди.

Для апроксимації переміщення z точки на крилі (у напрямку вниз на рис. 2) можна використати вираз (2):

$$z(x, y, t) = y \cdot k(t) + (x - x_f) \theta(t) = \Phi_\kappa K + \Phi_\theta \theta, \quad (2)$$

де K і θ – узагальнені координати, а Φ_κ і Φ_θ – форми переміщень. Форми Φ_κ і Φ_θ можна вважати нормальними (чистий згин та кручення) у разі відсутності інерційного зв'язку між пружними лініями.

Аеропружні рівняння руху (2) для бінарної моделі на рис. 1 можна представити виразом (3) [4]:

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} I_{\kappa} & I_{\kappa\theta} \\ I_{\kappa\theta} & I_{\theta} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \ddot{\mathbf{K}} \\ \ddot{\theta} \end{Bmatrix} + \rho V \begin{bmatrix} \frac{cs^3 a_w}{6} & 0 \\ -\frac{ec^2 s^2 a_w}{4} & -\frac{c^3 s}{8} M_{\theta} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \dot{\mathbf{K}} \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} + \\ & + \left\{ \rho V^2 \begin{bmatrix} 0 & \frac{cs^2 a_w}{4} \\ 0 & -\frac{ec^2 s a_w}{2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{\kappa} & 0 \\ 0 & \mathbf{K}_{\theta} \end{bmatrix} \right\} \begin{Bmatrix} \mathbf{K} \\ \theta \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix}, \end{aligned} \quad (3)$$

де I_{κ} , $I_{\kappa\theta}$, I_{θ} – осьові та перехресні моменти інерції крила, a_w – нахил кривої підйимальної сили, M_{θ} – безрозмірна похідна демпфування. Матриці маси

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} I_{\kappa} & I_{\kappa\theta} \\ I_{\kappa\theta} & I_{\theta} \end{bmatrix}$$

та жорсткості

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{\kappa} & 0 \\ 0 & \mathbf{K}_{\theta} \end{bmatrix}$$

є симетричними, матриці аеродинамічних коефіцієнтів

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{cs^3 a_w}{6} & 0 \\ -\frac{ec^2 s^2 a_w}{4} & -\frac{c^3 s}{8} M_{\theta} \end{bmatrix} \quad \text{та} \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{cs^2 a_w}{4} \\ 0 & -\frac{ec^2 s a_w}{2} \end{bmatrix}$$

є несиметричними. Два ступені свободи пов'язані між собою, що і спричиняє флатер [3].

Введення тривіального виразу $I\dot{q} - I\dot{q} = 0$, де I — одинична матриця розміром $N \times N$ (N – порядок вектору узагальнених координат), і поєднання її з рівнянням (1) в одну систему рівнянь дає вираз (4):

$$\begin{bmatrix} \mathbf{I} & 0 \\ 0 & \mathbf{A} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \dot{q} \\ \ddot{q} \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ -(\rho V^2 \mathbf{C} + \mathbf{E}) & -(\rho V \mathbf{B} + \mathbf{D}) \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} q \\ \dot{q} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix}. \quad (4)$$

Позбавившись коефіцієнту біля першого складника, рівняння (4) може бути переписано у наступному вигляді:

$$\begin{Bmatrix} \dot{q} \\ \ddot{q} \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ -\mathbf{A}^{-1}(\rho V^2 \mathbf{C} + \mathbf{E}) & -\mathbf{A}^{-1}(\rho V \mathbf{B} + \mathbf{D}) \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} q \\ \dot{q} \end{Bmatrix} = 0$$

або

$$\dot{x} - \mathbf{Q}x = 0 \quad (5)$$

Вираз (5) тепер має форму диференційного рівняння першого порядку, матриця Q має розмір $2N \times 2N$, подвійний розмір матриць у порівнянні із розміром матриць коефіцієнтів рівняння аеропружності (1).

Візьмемо розв'язок рівняння (5) у вигляді $x = x_0 e^{\lambda t}$, таким чином, рівняння (5) набуває класичної форми для розв'язання проблеми власних значень

$$(I\lambda - Q)x_0 = 0 \quad \text{або} \quad (Q - I\lambda)x_0 = 0 \quad (6)$$

Для коливальної системи, яка описується рівнянням аеропружності, власні значення λ системної матриці Q є комплексно спряженими парами, і мають вигляд

$$\lambda_j = -\zeta_j \omega_j \pm i\omega_j \sqrt{1 - \zeta_j^2}, \quad j = 1, 2, \dots, N, \quad (?)$$

де ω_j , $j = 1, 2, \dots, N$ – власні частоти, а ζ_j , $j = 1, 2, \dots, N$ – коефіцієнти демпфування. Відповідні власні вектори є комплексними і мають вигляд

$$x_j = \begin{Bmatrix} q_j \\ \lambda q_j \end{Bmatrix}, \quad j = 1, 2, \dots, N \quad (8)$$

Верхня (або нижня) половини власних векторів дають форми моди коливань в розмірностях узагальнених координат. Якщо дійсна частина комплексних власних значень додатна, то система стає нестійкою. Однак, якщо власні значення дійсні, то корені не коливальні, і не зустрічаються в комплексно спряжених парах, однак, якщо дійсна частина стає додатною, система стає статично нестійкою.

Швидкість повітря V та висота польоту впливають на частоту та демпфування коливань крила, оскільки впливають на коефіцієнти системної матриці Q . Також коефіцієнти системної матриці Q визначаються структурними та аеродинамічними параметрами крила.

Для власних частот ω_j та демпфування ζ_j у рівнянні (7) у разі конкретних значень параметрів бінарної моделі, представлених у табл. 1, розраховані залежності $V\omega$ і $V\zeta$ (рис. 2 та рис. 3) від швидкості польоту V .

Таблиця 1.

Вихідні параметри для бінарної моделі флатера

Піврозмах крила (s)	5 м
Довжина хорди (с)	1,545 м
Вісь згину (x_f)	0,48с
Вісь мас	0,5с
Маса на одиницю площі	330 кг/м ²
Поздовжня жорсткість (K_K)	$I_K (11 * 2\pi)^2$ Н м/рад
Крутна жорсткість (K_θ)	$I_\theta (11 * 2\pi)^2$ Н м/рад

Нахил кривої підймальної сили (a_w)	2π
Безрозмірна похідна демпфування (M_θ)	$-1,2$
Щільність повітря (ρ)	$1,225 \text{ кг/м}^3$

Ці залежності показують, що зі збільшенням швидкості повітря V дві перші частоти наближаються одна до однієї (рис. 2), а демпфування в обох модах залишається рівномірно зростаючим (рис. 3).

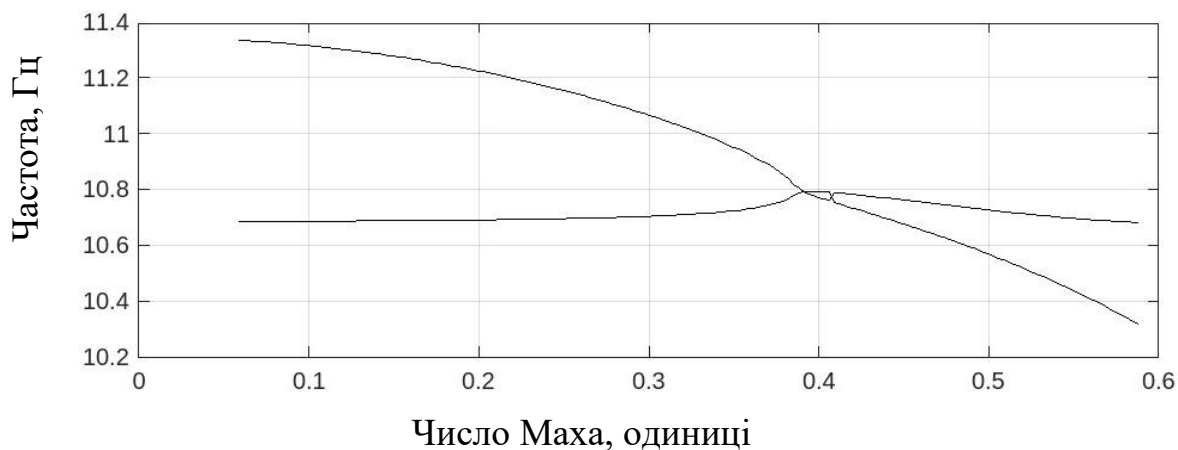


Рис. 2. Бінарна модель. Частота – швидкість

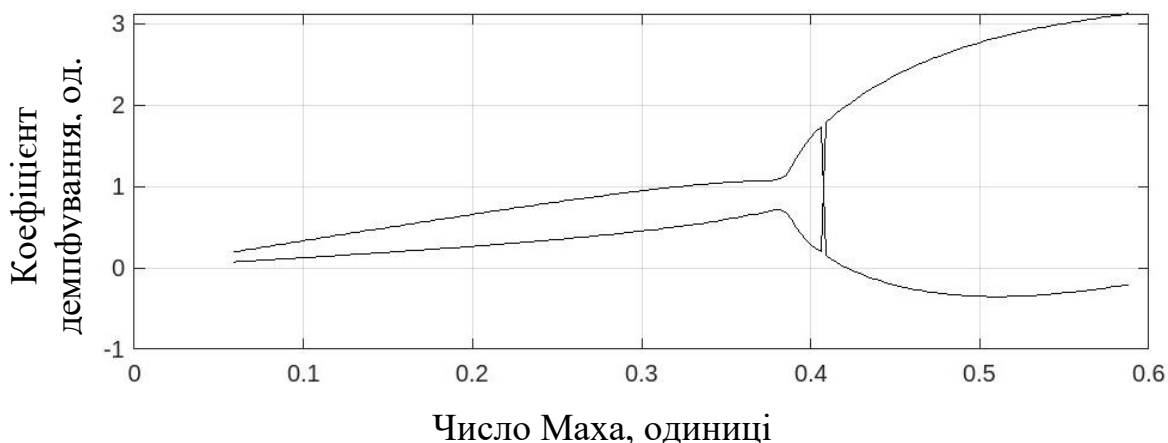


Рис. 3. Бінарна модель. Демпфування – швидкість

Як тільки дві залежності частоти наближаються до швидкості 0,403 Маха (493 км/год), один із коефіцієнтів демпфування починає різко збільшуватись, а інший зменшуватись. При швидкості приблизно 0,42 Маха (514 км/год) одна з мод демпфування стає від'ємною. Система втрачає стійкість, і виникає флатер. Після $V = 0,411$ Маха (504 км/год) «злиття» частот припиняється, і частота однієї із мод коливань стає неспадаючою, а інша продовжує прямувати вниз. Після швидкості у 0,53 Маха (648 км/год) затухання знову зростає і потенційно може стати додатним, але для літака швидко пройти таку значну зону ризику флатеру неможливо.

Моделювання аеропружності методом скінченних елементів

Скінченно-елементу (СЕ) модель крила було створено у студентській версії програмного пакету *FEMAP* для *NX Nastran* (рис.4).

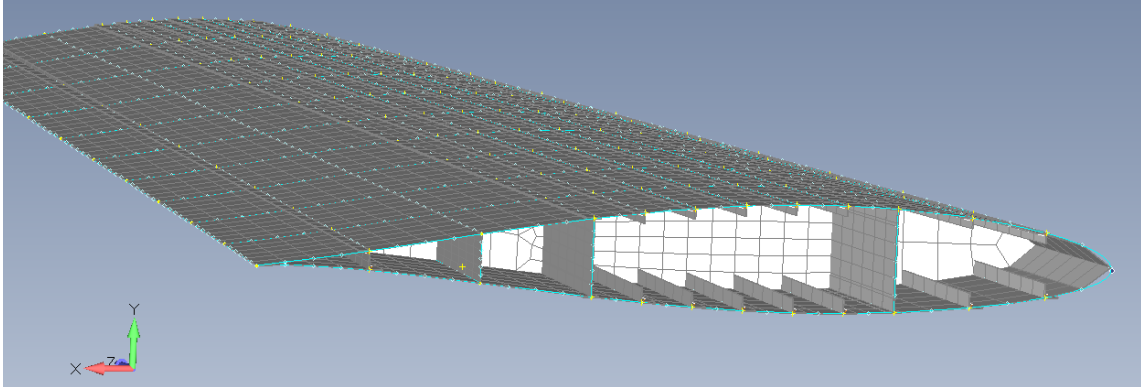


Рис. 4. Скінченно-елемента модель крила

Для розрахунку параметрів аеропружності вибрано метод аналізу «26. (*Aerodynamic Flutter*)» із списку вбудованих модулів.

Для модального аналізу аеропружності вбудований модуль використовує *P-K* [3] метод розв'язання фундаментального рівняння (9), яке походить із рівняння (1) :

$$\left[M_{hh} p^2 + \left(B_{hh} - \frac{1}{4} \rho \bar{c} V Q_{hh}^I / k \right) p + \left(k_{hh} - \frac{1}{2} \rho V^2 Q_{hh}^R \right) \right] \cdot \{ u_h \} = 0 \quad (9)$$

де M_{hh} – матриця модальних мас; p – власне значення дорівнює $\omega(\gamma \pm i)$; ω – частота власних коливань, γ – коефіцієнт демпфування коливань, i – уявна одиниця; B_{hh} – матриця модального демпфування, ρ – густина повітря, \bar{c} – характерний розмір (довжина хорди), V – швидкість, Q_{hh}^I – модальна аеродинамічна матриця демпфування, яка є функцією від числа Маха та коефіцієнта зменшення частоти, $k = \omega \bar{c} / 2V$ – коефіцієнт зменшення частоти, k_{hh} – матриця модальної жорсткості, Q_{hh}^R – модальна аеродинамічна матриця жорсткості, яка є функцією від числа Маха та коефіцієнта зменшення частоти, u_h – модальний вектор амплітуд.

Генерація аеродинамічних сил здійснюється за допомогою комбінації коефіцієнта зниження частоти коливань і числа Маха. Оскільки розрахунки проводяться для крила літака, який літає на дозвуковій швидкості, то можна вважати середовище нестисливим, і тоді початкові значення числа Маха в комбінації можна взяти нульовими (рис. 5). Розрахунки будемо проводити при густині повітря на рівні моря $\rho = 1,2255 \text{ кг/м}^3$.

X -Frequency	Y -Mach Number
0,0001	0,
0,001	0,
0,05	0,
0,1	0,
0,2	0,
0,5	0,
1,	0,
2,	0,
5,	0,
10,	0,

Рис. 5. Задавання значень власних частот і початкових чисел Маха

Нижню межу діапазону швидкостей для аналізу візьмемо дещо нижчу за швидкість звалювання, а верхню більшу за максимальну допустиму. Діапазон швидкостей починається із 0,08 Маха з кроком у 0,01 Маха і закінчується значенням 0,53 Маха. Проаналізували 5 режимів флатеру і одержали потенційну швидкість флатеру для крила зі звуженням (рис. 6, рис. 7) та без звуження (рис. 8, рис. 9). На графіку частота-швидкість (рис. 6) зміна частоти (обведено колом) при певній швидкості сигналізує про можливі зміни значення демпфування під час коливання крила, що і спостерігається на графіку демпфування-швидкість (рис. 7). Якщо при певній швидкості демпфування стає додатним, це означає що коливання, які утворюються внаслідок взаємодії динамічних аеропружних сил, не затухають і при цій швидкості може утворитися флатер. Для зручності побудови графіків демпфування домножалося на «-1».

Як показує аналіз графіків для крила зі звуженням (рис. 6 та рис. 7), режим 4, не має різких змін частоти і залежність є рівномірною, дещо зменшуючись зі збільшенням швидкості. На графіку демпфування бачимо, що його значення наближається до 0, і після швидкості 0,327 Маха знову віддаляється, утворюючи параболу. Це наближення може бути небезпечним при змінах в навколишньому середовищі, наприклад при пориві вітру.

Режим 3 має нерівномірні значення частоти до швидкості 0,207 Маха. Далі спостерігається стрибок і вирівнювання графіку для усього діапазону швидкостей. На графіку демпфування такі зміни частоти відображаються теж стрибком, але негативні ефекти відсутні.

У режимі 1 спостерігається частота аеропружної системи 0 Гц та квазістатична реакція системи на збурення до певного значення швидкості, надалі з'являється динамічна реакція.

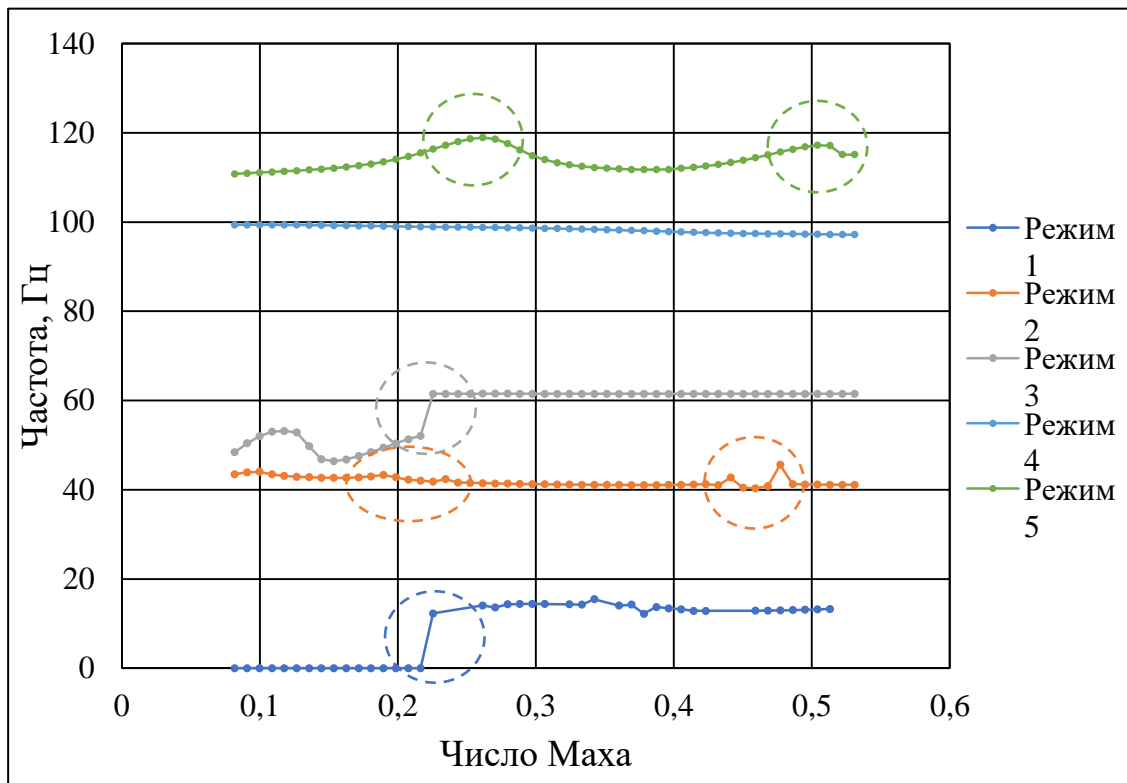


Рис. 6. Частота – Число Маха. Для крила зі звуженням

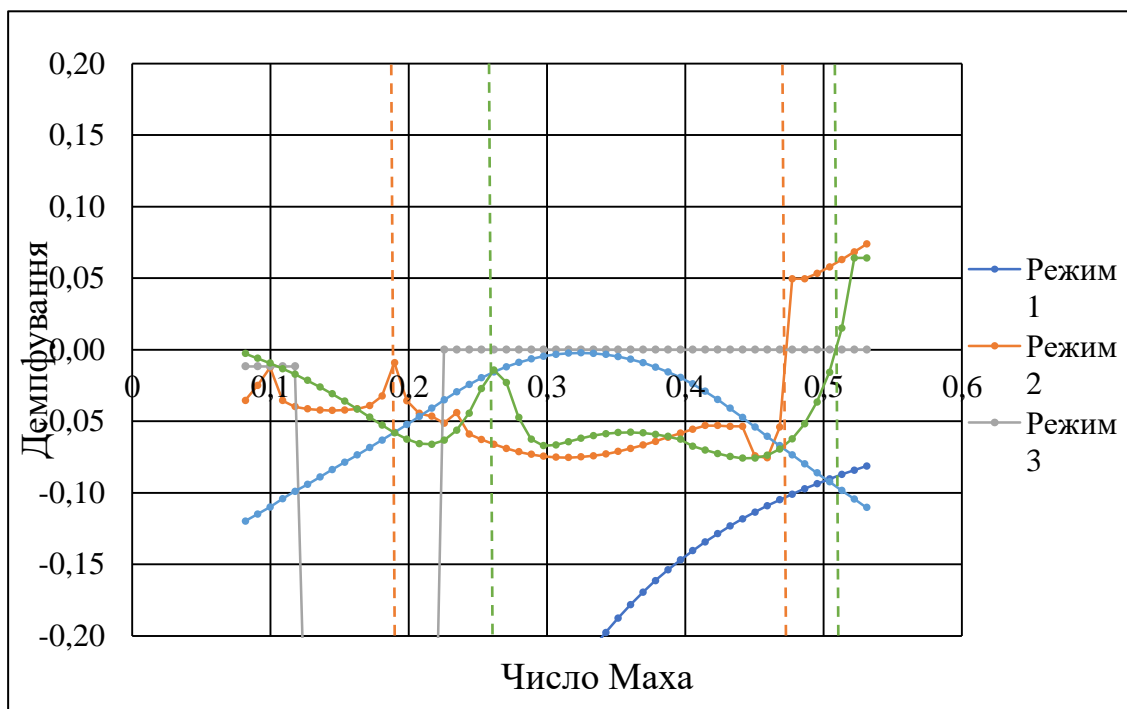


Рис. 7. Демпфування – Число Маха. Для крила зі звуженням

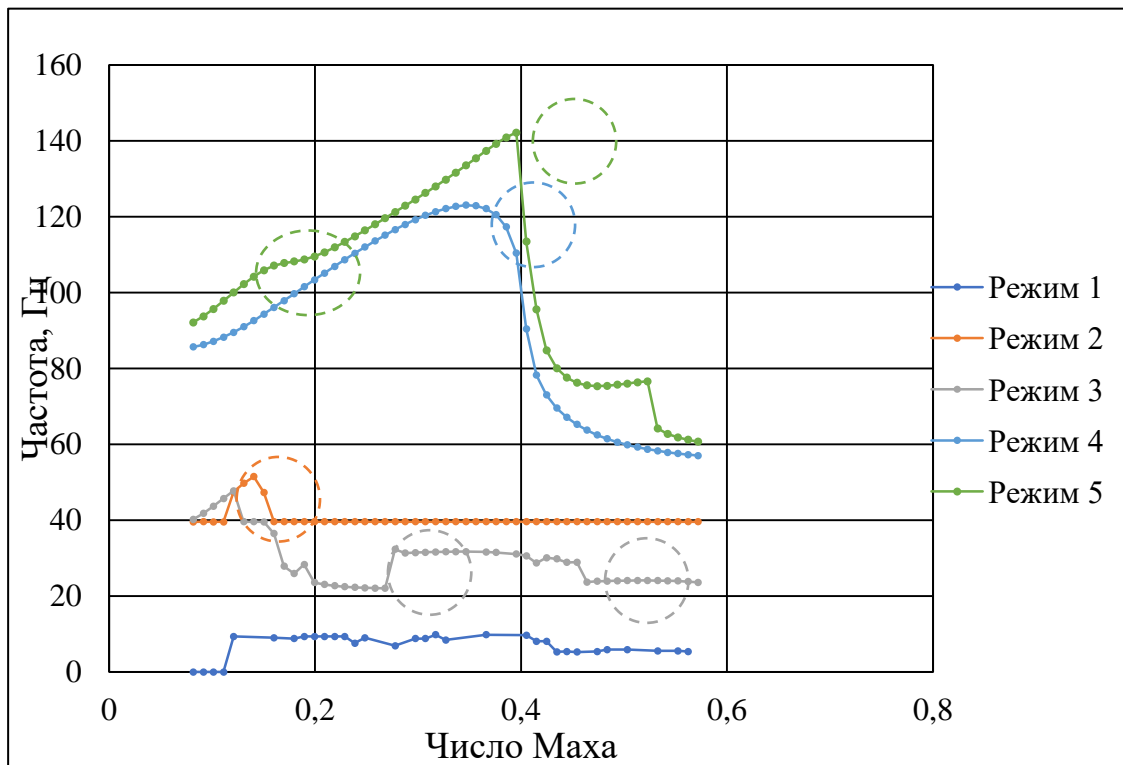


Рис. 8. Частота – Число Маха. Для крила без звуження

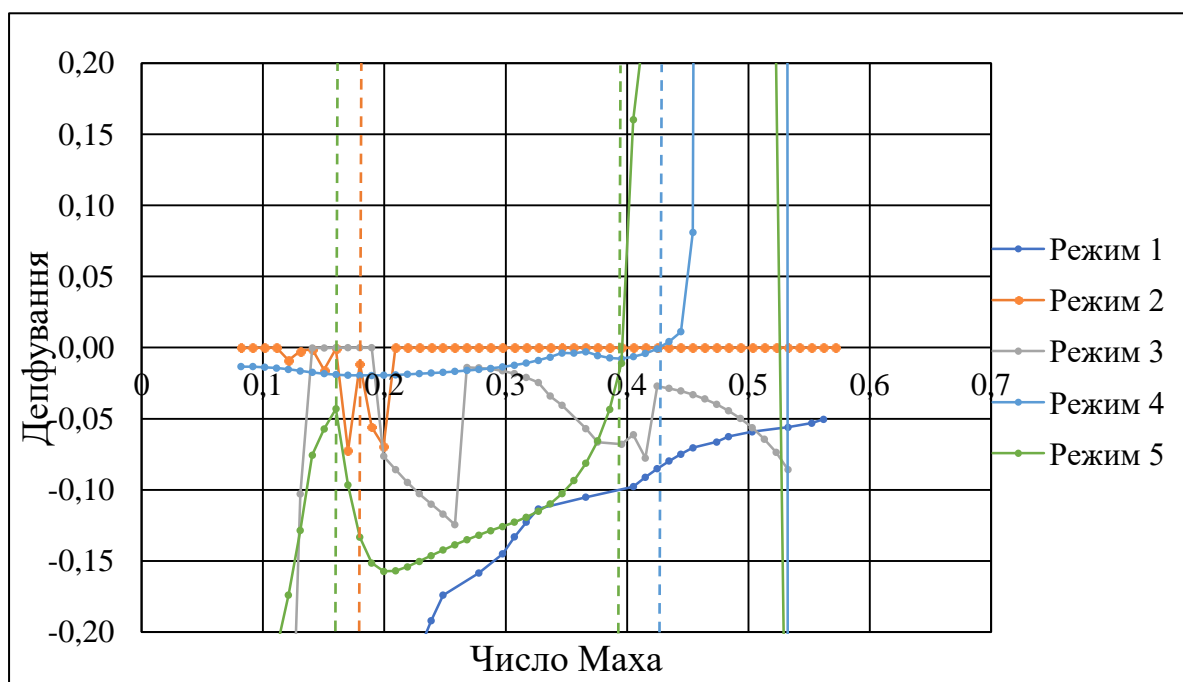


Рис. 9. Демпфування – Число Маха. Для крила без звуження

Режими 2 та 5 є найбільш вагомими для визначення швидкості флатеру. По формі це режими із комбінованими крутильно-згинальними переміщеннями. В обох режимах є дві характерних ділянки у частоті (обведені на рис.6): на швидкостях 0,189 і 0,47 Маха для режиму 2, та 0,261 і 0,51

Маха для режиму 5. На графіках демпфування (рис. 7) відразу помітні стрибки на відповідних швидкостях. Для режиму 5 перше збільшення демпфування відбувається при швидкості, близької до 0,261 Маха, але значення залишається від'ємним. Другий стрибок з'являється на швидкості 0,51 Маха, значення демпфування стає значно більшим за 0, отже при цій швидкості виникає флатер. Другий режим виглядає подібно. У разі швидкості у 0,189 Маха виникає стрибок демпфування, але значення залишається від'ємним. А вже у наступній обведеній зоні значення демпфування перетинає лінію 0 і сигналізує про утворення флатеру при швидкості у 0,47 Маха, швидше ніж для режиму 5.

Для еквівалентного прямокутного крила на рис. 8 для перших трьох режимів бачимо ситуацію, коли зміни частоти не призводять до виникнення флатеру, лише до локальних піків. Два інші режими 4 і 5 показують, при якій швидкості варто очікувати виникнення аеропружного явища (флатеру). Для режиму 4 флатер розвивається при швидкості 0,434 Маха, а для режиму 5 – при 0,405 Маха. Це на 15% раніше, ніж для крила зі звуженням.

Результати розрахунків систематизовано у табл. 2.

Таблиця 2.

Результати моделювання аеропружних коливань крила легкого літака

Назва моделі	Швидкість флатеру, число Маха	Різниця з максимальною швидкістю польоту, число Маха	Розбіжність між бінарною та СЕ моделлю
Бінарна аеропружна модель	0,411	0,099	–
СЕ модель – Режим 2, крило зі звуженням	0,47	0,04	–
СЕ модель – Режим 5, крило зі звуженням	0,51	0	–
СЕ модель – Режим 4, крило без звуженням	0,434	0,076	–5,6%
СЕ модель – Режим 5, крило без звуженням	0,405	0,105	1,45%

Бінарна аеропружна модель та скінченно-елемента модель для прямого крила на 5-у режимі флатеру дає достатньо високу збіжність у розрахунках, похибка склала менше 1,5 %. В обох випадках пряме крило має обмеження у використанні на потрібних крейсерських швидкостях польоту. Однак завдяки звуженню крила вдалося збільшити швидкість флатеру практично до значення крейсерської швидкості. Маючи верифіковану розрахункову модель флатеру, можна подальшими незначними змінами в

конструкції крила забезпечити необхідну швидкість флатеру, більшу не лише за крейсерську (500 км/год), але й за максимальну швидкість польоту (580 км/год) легкого (навчально-штурмового) літака. Зокрема, мінімізувавши відстані між осями згину та маси, підсиливши лонжерони, збільшивши кількість стрингерів при менших площах їх перерізів, перейшовши до більш легких та пружних композитних матеріалів [13].

Висновки

Створений скінченно-елементний розрахунковий комплекс дозволяє для легкого літака розрахувати швидкість флатеру на етапі проектування. Запропоновані методи досягнення заданої швидкості флатеру, якими є доопрацювання повздовжнього (стрингерно-лонжеронного) силового набору, мінімізація відстані між осями згину та маси, перехід до більш легких та пружних композитних матеріалів. Достовірність результатів розрахунків підтверджена для прямого крила порівнянням із параметрами бінарної моделі. Різниця між теоретичними та скінченно-елементними розрахунками окремо вибраної конструкції крила склала менше 1,5 %. Це показує ефективність обраного скінченно-елементного методу розрахунку аеропружності. Розрахунковим шляхом, із використанням створеної скінченно-елементної моделі, доведено ефективність звуження крила. Зокрема, для учбово-штурмового літака за рахунок звуження можна підняти швидкість флатеру більше, ніж на 15 %.

Список використаної літератури

1. Katz J, Plotkin A, Low Speed Aerodynamics - Second edition,/ - Cambridge University Press - New York, 2001. – 611 p.
2. Dowell E. H. Modern Course in Aeroelasticity: Fifth Revised and Enlarged Edition. Springer, 2014. - 700 p
3. Simcenter Nastran Aeroelastic Analysis User's Guide. [Електронний ресурс] // Siemens Product Lifecycle Management Software Inc. All Rights Reserved. 2019. - Режим доступу до ресурсу: https://docs.plm.automation.siemens.com/data_services/resources/scnastran/2020_1/help/tdoc/en_US/pdf/aeroelastic.pdf
4. Cooper J. E., Wright J. R. Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads. Wiley & Sons, Limited, John, 2015. - 576 p.
5. Raymer D. P. Aircraft design: A conceptual approach. 5th ed. Reston, VA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. – 256 p.
6. Anderson J. D. Fundamentals of aerodynamics. New York : McGraw-Hill, 1984. 563 p

7. Embraer EMB 314 Super Tucano. [Електронний ресурс] // Wikipedia - 2012. Режим доступу до ресурсу: http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_pzl130_en.php. - 2012. -
8. UTVA Kobac [Електронний ресурс] // Wikipedia - 2012. - Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/UTVA_Kobac .
9. PZL Warszawa-Okecie PZL-130 Orlik [Електронний ресурс] // Flugzeuginfo.net. – 2019. – Режим доступу до ресурсу: http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_pzl130_en.php.
10. TAI Hürkuş [Електронний ресурс] // Wikipedia - 2013. - Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/TAI_H%C3%BCrku%C5%9F
11. KAI KT-1 Woongbi [Електронний ресурс] // Wikipedia - 2024. - Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/KAI_KT-1_Woongbi
12. T-6 Texan II [Електронний ресурс] // Wikipedia - 2024. Режим доступу до ресурсу: https://uk.wikipedia.org/wiki/T-6_Texan_II
13. Mouritz A. P. Preface. Introduction to Aerospace Materials. Science Direct. - 2012. – 621 p.