

УДК 536.526

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771352018145614>

Ю. І. Бондар²¹, к.т.н., старший викладач, О. О. Птіцин²², бакалавр

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРУЖНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ЖОРСТКОГО ТА ПРУЖНОГО КРИЛА ВЕЛИКОГО ПОДОВЖЕННЯ

En

Due to the growth of economic requirements for modern aircraft, the parameter of the aerodynamic range $K_{\max} \cdot M$, where K_{\max} is the maximum aerodynamic quality of the airplane, has become especially relevant, M is the flight speed relative to the speed of sound. The increase in the aerodynamic range at the expense of M for modern aircraft of the transport category is problematic because the flight speed reaches $M = 0,7 \div 0,9$, and the increase due to K_{\max} became possible due to an increase in the lengthening of the wing λ or a decrease in its swept angle χ .

Under load, the wing deforms and the nature of the load distribution changes along the width of the wing. Such a phenomenon of static aeroelasticity (SA) leads to a decrease or increase in the existing bending and twisting moments of the wing, especially in the case of swept wings ($\lambda \geq 8$). Therefore, the reliability of the de-

²¹ НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», факультет авіаційних і космічних систем

²² НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіакосмічних і роботизованих систем

termination of external loads, taking into account the influence of static aeroelasticity, is important. Load is the input parameters for calculation of strength, analysis of elastic-deformed state (EDS) of the design and forecasting its weight efficiency.

Taking into account the effects of static aeroelasticity reduces the external load in some sections by wings up to 14%. The comparison of relative moment's shows that the value of the bending moment coincides with the bending moment obtained from the experimental data.

The method of aerodynamic influence coefficients (AIC) has a significant advantage over other methods, which is that a once-defined matrix of aerodynamic influence coefficients can be used in different load scenarios. This reduces the time spent on the calculations and eliminates the need for repeated experiments.

Ru

В данной статье рассмотрена проблема определения влияния деформаций на перераспределение аэродинамической нагрузки по крылу. Приведены алгоритм определения упругодеформированного состояния крыла и рассмотрено формирование матрицы коэффициентов аэродинамического влияния по данным дренажного аэродинамического эксперимента. В работе показано, что учет эффектов статического аэроупругости для прямого стреловидного крыла ведет к уменьшению изгибающего момента до 14%.

Вступ

У зв'язку із ростом економічних вимог до сучасних літаків набув особливої актуальності параметр аеродинамічної дальності $K_{\max} \cdot M$, де K_{\max} – максимальна аеродинамічна якість літака, M – швидкість польоту відносно швидкості звуку. Збільшення аеродинамічної дальності за рахунок M для сучасних літаків транспортної категорії є проблематичним, тому що швидкість польоту сягає $M=0,7 \div 0,9$, а підвищення за рахунок K_{\max} стало можливим завдяки збільшенню подовження крила λ або зменшення його стрілоподібності χ .

Під навантаженням крило деформується і змінюється характер розподілу навантаження по розмаху крила. Таке явище статичної аеропружності (СА) призводить до зменшення або збільшення діючих згинального і крутного моментів крила, особливо це стосується стріловидних крил великого подовження ($\lambda \geq 8$). Тому, достовірність визначення зовнішніх навантажень із урахуванням впливу статичної аеропружності має важливе значення. Навантаження є входними параметрами для розрахунку на міцність, проведення аналізу пружно-деформованого стану (ПДС) конструкції та прогнозування її вагової ефективності.

Аналіз ПДС проводиться за умов:

1. аеродинамічна форма залишається незмінною для всіх умов польоту, крім відхилення органів керування;
2. із повним урахуванням структурних деформацій і супутніх змін аеродинамічної форми і навантаження.

Відмінності між результатами (1) і (2) вказують на ступінь впливу ефектів аеропружності в аналізі статичної міцності літака.

Починаючи із 60-х років під час аналізу ПДС пружного крила почав використовуватися метод коефіцієнтів впливу (МКВ). Метод заснований на використанні матриць аеродинамічного впливу (МАВ) і матриць податливості конструкції (МПК).

У МКВ використовуються МПК, отримані з узагальнених матриць жорсткості методу многочленів із балочною плоско-просторовою схематизацією конструкції, яка має n – ступенів свободи.

Постановка задачі

Необхідно визначити розбіжність результатів розрахунку навантажень на жорстке та пружне крило та вплив пружних деформацій крила на перерозподіл аеродинамічного навантаження (АН) по його розмаху.

Пружна модель крила (ПМК)

Для аналітичного дослідження проблем ПДС створена математична модель крила (ММК). Головним способом отримання ММК є спосіб приведення реальної системи із нескінченним числом ступенів вільності, яка описана диференціальними рівняннями у похідних, до еквівалентної системи із обмеженим числом n – ступенів вільності, рух якої може бути представлено кінцевим числом звичайних диференціальних рівнянь. Вхідними даними для роботи моделі є майстер-геометрія крила (МГК) та первинні дані аеродинамічних досліджень. ММК представлена як вирішення послідовних параметричних задач T , які виконуються на декількох структурних компонентах математичної моделі проєктованого виробу. Кожна параметрична задача складається із n підзадач $T = U_{i=1}^n T_i$, які виконуються за умови, що підзадача T_i , ($i > 1$) має бути виконана після завершення підзадачі T_{i-1} .

У разі обліку впливу ефектів СА розрахункова схема літака із несучою поверхнею великого подовження ($\lambda \geq 8$) може бути представлена системою перехресних балок, навантажених розподіленими і зосередженими навантаженнями (рис. 1). Ця схема передбачає дискретне розподілення мас і жорсткостей конструкції та відповідних аеродинамічних характеристик [1].

Методика обліку ефектів СА заснована на припущеннях:

- значення похідної c_n^α змінні за розмахом крила та визначаються по функції $c_y = f(\alpha, M)$ на заданому куті атаки α для відповідного перетину крила;

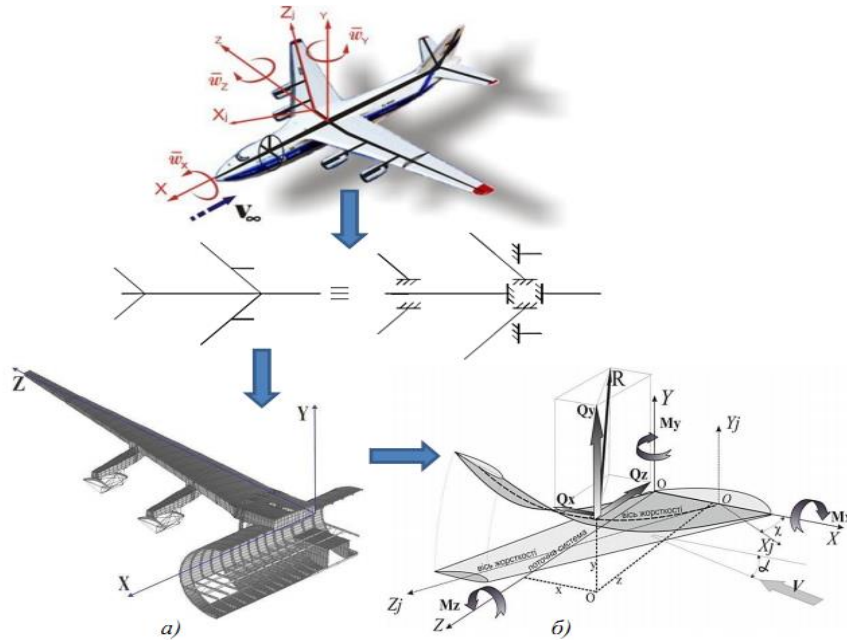


Рис. 1. Побудова схеми навантаження і деформації стріловидного крила: а) конструкційно-силова схема; б) розрахункова геометрична модель пружного крила

Методика обліку ефектів СА заснована на припущеннях:

- значення похідної c_n^α змінні за розмахом крила та визначаються по функції $c_y = f(\alpha, M)$ на заданому куті атаки α для відповідного перетину крила;
- розглядаються зміни положення центрів тиску \bar{x}_d перерізів у залежності від зміни місцевих кутів атаки;
- поворот перерізів крила відбувається у перпендикулярній площині навколо осі жорсткості OZ_j ;
- вигин крила відбувається у вертикальній площині, перпендикулярній площині кручення, і проходить через вісь жорсткості OZ_j ;
- крило розглядається як консольна балка із жорсткою закладкою по бортовий нервюрі;
- у разі кручення і вигину хорда профілів крила не деформуються і їх аеродинамічні характеристики (АХ) відповідають АХ перетинів, які паралельні вектору швидкості польоту V_∞ ;
- розподілення навантаження вздовж осі OZ_j у межах одного перетину постійне.

Вплив деформацій на зміни розподілу АН для жорсткого та пружного крила проводиться через перерахунок відносної циркуляції

$$\bar{\Gamma}(z) = \frac{c_n(z)b(z)}{C_{n\text{кр}}B_{cp}}$$

по розмаху крила та відносних центрів тиску $\bar{x}_d(z) = -\frac{m_z(z)}{c_n(z)}$ по хорді крила через аеродинамічні похідні c_n^α и m_z^α .

Основні зміни навантажень уздовж розмаху крила (рис. 2) пов'язані із приростами місцевих кутів атаки та визначається у загальному випадку як:

$$\Delta\alpha = \Delta\alpha_{кр} + \Delta\alpha = \varphi \cos \chi_{ож} - \frac{dy}{dz_{ож}} \sin \chi_{ож} \quad (1)$$

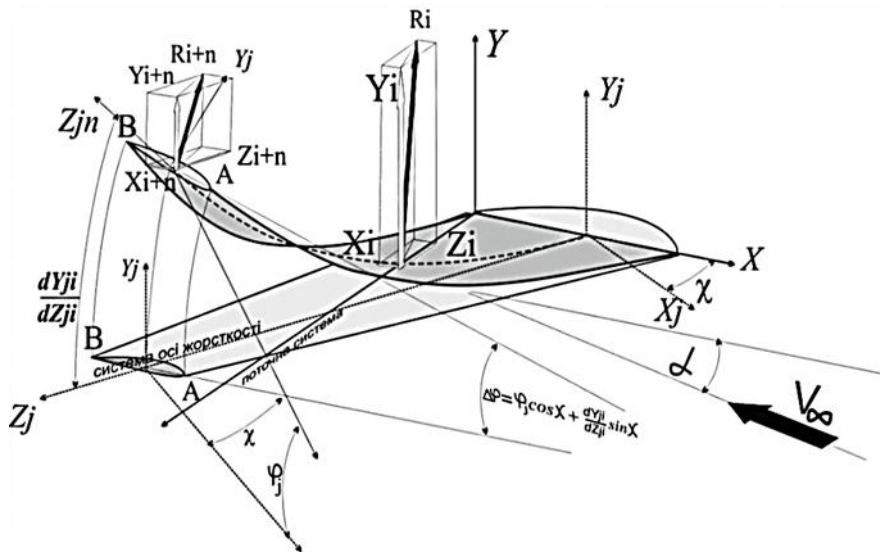


Рис. 2. Схема деформації стрілоподібного крила

У разі позитивного перевантаження, деформації вигину збільшують кут поперечного V , що веде у польоті до підвищеної поперечної стійкості у порівнянні із трубними випробуваннями: $\mu_{сеч} = \frac{dy}{dz_{ож}} \cos \chi_{ож}$.

Для конкретного квазістаціонарного стану польоту система навантаження складається із розподілу маси та аеродинамічних навантажень, отриманих із розрахунків і/або із випробувань жорстких моделей у аеродинамічній трубі.

У загальному випадку, у разі навантаження крила розподіленим навантаженням $P(z)$, мале лінійне переміщення $dw(z)$ у перетині z від елементарного навантаження $P(\eta)d\eta$ має вигляд (рис. 3).

$$dw(z) = C(z, \eta)P(\eta)d(\eta),$$

де $C(z, \mu)$ – функція, яка визначає переміщення у перетині z .

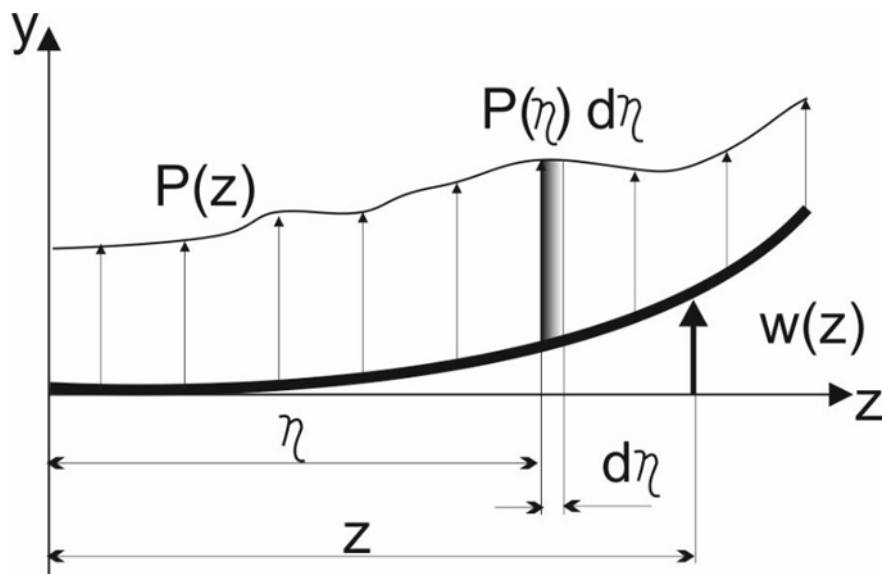


Рис. 3. Схема визначення переміщення перетинів крила

Відповідно, під дією всього навантаження переміщення у перетині z визначається інтегралом:

$$w(z) = \int_0^l C(z, \eta) P(\eta) d(\eta).$$

Систему діючих сил та моментів зручно перевести у систему осі жорсткості, тоді лінійне переміщення має вигляд:

$$w(z) = \int_0^l C^{yy}(z, \eta) P(\eta) d(\mu),$$

аналогічно для кутових переміщень:

$$\theta(z) = \int_0^l C^{\theta\theta}(z, \eta) T(\eta) d(\eta),$$

де $C^{yy}(z, \eta)$ – функція, що визначає лінійні переміщення у перетині z від розподіленого навантаження $P(z)$,

$C^{\theta\theta}(z, \eta)$ – функція що визначає кутові переміщення в перетині z від розподіленого крутного моменту $T(\eta) = P(\eta) \cdot x(\eta)$,

$x(\eta)$ – положення центру тиску відносно осі жорсткості.

Під час інтегрування по λ – вздовж осі жорсткості, переміщення у вузлі i , викликане одиничною силою (моментом) у вузлі j , для прямого крила визначаються за формулами:

$$C^{yy}(z, \eta) = \int_0^z \frac{(\eta - \lambda) \cdot (z - \lambda)}{EI} d\lambda + \int_0^z \frac{d\lambda}{GK}, \text{ за умови } (\eta \geq z)$$

$$C^{yy}(z, \eta) = \int_0^{\eta} \frac{(\eta - \lambda) \cdot (z - \lambda)}{EI} d\lambda + \int_0^{\eta} \frac{d\lambda}{GK}, \text{ за умови } (\eta \leq z)$$

$$C^{\theta\theta}(z, \eta) = \int_0^z \frac{d\lambda}{GI}, \text{ за умови } (\eta \geq z)$$

$$C^{\theta\theta}(z, \eta) = \int_0^{\eta} \frac{d\lambda}{GI}, \text{ за умови } (\eta \leq z)$$

Зв'язок між місцевим кутом атаки та аеродинамічним навантаженням на сегмент (панель) крила виражається наступним чином :

$$-\int \partial p = \frac{V_x^2 - V_\infty^2}{2} + \frac{p_x - p_\infty}{\rho} + g(z_x - z_\infty) + l_{Tp} = 0 \quad \{\alpha_i\} = [A_{ij}] \{P_j\},$$

де

$$\alpha_i = \alpha_{rigid} + \theta_{structural} + \alpha_{control},$$

де α_{rigid} – кут встановлення сегменту жорсткого крила;

$$\theta_{structural} = [C_{ij}] \{P_j\},$$

$\alpha_{control}$ – кут відхилення поверхонь керування;

$[C_{ij}]$ – матриця коефіцієнтів податливості;

$[A_{ij}]$ – матриця коефіцієнтів аеродинамічного впливу,

$\{P_j\}$ – навантаження на сегмент крила.

Матриця коефіцієнтів аеродинамічного впливу за наявності експериментальних даних дренажних випробувань моделі ЛА визначається наступним чином :

$$[A_{ij}] = \left[\frac{1}{C_y^\alpha} \right] \left[\frac{1}{c} \right],$$

де $\left[\frac{1}{C_y^\alpha} \right]$ – діагональна матриця,

C_y^α – значення похідної коефіцієнту підйомної сили по куту атаки у перетині i , розподіл якого по розмаху крила показано на рис. 4.

$\left[\frac{1}{c} \right]$ – діагональна матриця, де c – місцева хорда крила у перетині i .

Метод коефіцієнтів впливу має суттєву перевагу перед іншими методами, яка полягає в тому, що одноразово визначена матриця коефіцієнтів аеродинамічного впливу може бути використана у різних сценаріях наван-

таження. Це дає змогу зменшити витрати часу на розрахунках та виключає необхідність повторних експериментів.

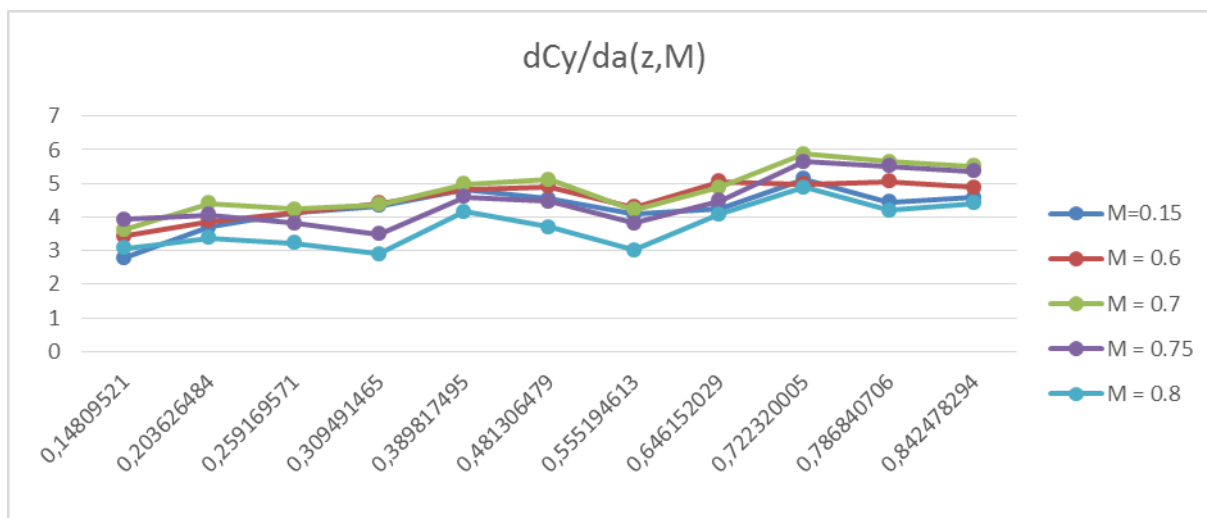


Рис. 4. Розподіл C_y^a по розмаху крила у залежності від M польоту по даним дренажних випробувань

Аеродинамічна модель крила (АМК)

Для визначення АН прийнято, що плин газу навколо крила є адіабатичним і виключаючи теплові функції, рівняння Бернуллі для механічної енергії потоку газу має вигляд [2]:

$$-\partial dp = d \frac{V^2}{2} + dl_T + dl_{Tp} = 0, \quad (2)$$

де $d \frac{V^2}{2}$ – зміна кінетичної енергії, dl_T – технічна робота, dl_{Tp} – здійснення роботи на подолання сил тертя. У кінцевій формі рівняння набуде вигляду:

$$-\int \partial dp = \frac{V_x^2 - V_\infty^2}{2} + \frac{p_x - p_\infty}{\rho} + g(z_x - z_\infty) + l_{Tp} = 0.$$

Припускаючи рівність статичного тиску потоку на початку розгону і на ділянці траєкторії, що розглядається можна записати, що $\frac{p_x - p_\infty}{\rho} = 0$.

Зміною потенційної енергії частинки газу під час обтікання крила на ділянці розгону-гальмування можна знехтувати: $g(z_x - z_\infty) = 0$, вважаючи, що зміна висоти траєкторії частинок по відношенню до загальної висоти польоту має четвертий і більше порядок малості. Рівняння (2) веде до суми кінетичних енергій і роботи сил тертя на ділянці розгону-гальмування:

$$\frac{(V_x^2 - V_\infty^2)}{2} = l_{Tp}.$$

Розподіл відносного тиску по хорді несучого елемента

$$\bar{p}_i(x) = 1 - \left(\frac{V_i}{V_\infty} \right)^2 = 1 - \frac{E_i}{E_\infty}$$

є функцією витрат кінетичної енергії частинки газу на вчинення роботи сил тертя і тиску на ділянках розгону і гальмування.

Плин реального в'язкого потоку (РВП) за великих числах Рейнольдса ($Re > 1$ млн.) описується рівняннями Нав'є-Стокса, у наближенні тонкого шару у криволінійних координатах для стискання турбулентного потоку [3]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial}{\partial s}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho v)] = 0; \\ \frac{\partial}{\partial s}(\rho u^2) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho uv)] - k_w \rho uv = \\ \quad = -\frac{\partial p}{\partial s} + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\tau)] - \frac{\partial}{\partial s}(\rho \bar{u}'^2) - k_w \rho \bar{u}' \bar{v}'; \\ \frac{\partial}{\partial s}(\rho uv) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho v^2)] - k_w \rho u^2 = \\ \quad = -(1 - k_w n) \frac{\partial p}{\partial n} - \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n) \rho \bar{v}'^2] - \frac{\partial}{\partial s}(\rho \bar{u}' \bar{v}') - k_w \rho \bar{u}'^2; \\ \tau = \mu \frac{\partial u}{\partial n} - \rho \bar{u}' \bar{v}' \end{array} \right.$$

де s – довжина дуги утворює; n – нормаль; k_w – кривизна поверхні;

ρ – щільність; u , v – тангенціальна і нормальна складові швидкості;

p – тиск; η – коефіцієнт в'язкості, \bar{u}' , \bar{v}' – пульсації складові швидкості.

Запропоновано моделювати властивості РВП еквівалентним нев'язким потоком (ЕНП) системою рівнянь [3]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial}{\partial s}(\rho_i u_i) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho_i v_i)] = 0; \\ \frac{\partial}{\partial s}(\rho_i u_i^2) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho_i u_i v_i)] - k_w \rho_i u_i v_i = -\frac{\partial p_i}{\partial s}; \\ \frac{\partial}{\partial s}(\rho_i u_i v_i) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho_i v_i^2)] + k_w \rho_i u_i^2 = -(1 - k_w n) \frac{\partial p_i}{\partial n} \end{array} \right. \quad (3)$$

Граничні умови (3) на нескінченності аналогічні граничним умовам РВП. На поверхні обтічного тіла граничні умови підбираються за умови збігу властивостей РВП і ЕНП на відстанях більших, ніж δ від обтічного тіла. Інтегруючи по нормалі від 0 до δ , із огляду на еквівалентність потоків за $n > \delta$, отримуємо різницю системи рівнянь ЕНП і системи РВП [4]. Та-

ким чином, завдання розрахунку обтікання тіла потоком в'язкого турбулентного газу зводиться до вирішення еквівалентної нев'язкої задачі, описаної системою рівнянь Ейлера із наступними умовами на кордоні обтічного тіла:

$$\begin{cases} v_{iw} = \frac{1}{\rho_{iw}} \frac{d}{ds} (\rho_{iw} u_{iw} \delta^*); & (a) \\ \frac{\theta}{ds} + (H + 2 - M^2) \frac{\theta}{u_{iw}} \frac{du_{iw}}{ds} - \frac{1}{2} C_f \approx 0; & (b) \\ u_{iw} - u_w \approx k^* u_{iw} (\theta + \delta^*) & (c) \end{cases} \quad (4)$$

Відповідно $u_i(n) = u_e + \theta(s)$, де u_e – значення тангенціальної швидкості на зовнішній границі прикордонного шару ($n=\delta$), отже, змінні можуть бути наближено записані у вигляді:

$$\delta^* \approx \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{\rho u}{\rho_e u_e} \right) dn; \quad \theta \approx \int_0^{\delta} \frac{\rho u}{\rho_e u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e} \right) dn,$$

δ^* – аналогічно товщині витіснення прикордонного шару,

θ – аналогічно товщині втрати імпульсу прикордонного шару.

Рівняння (4, a) є граничною умовою, запропонована Лайтхіллом [5], що зв'язує величину нормальної швидкості на поверхні обтічного тіла і товщину витіснення прикордонного шару. На поверхні контуру розташовуються особливості типу «джерела-стоки», інтенсивність яких така, що лінії струму відтісняються на відстань δ^* .

Рівняння (4, b) відображає закон збереження імпульсу у прикордонному шарі поздовжнього напрямку і аналогічно рівнянню Кармана для прикордонного шару.

Рівняння (4, c) після визначення рішення в еквівалентному нев'язкому потоці дозволяє отримати рішення для реального в'язкого потоку.

Дані співвідношення дійсні для приєднаного потоку, але не можуть бути застосовані для розрахунку відривних зон. Для відриву використано метод Гріна [6], де передбачається, що прикордонний шар має двошарову структуру: шар із логарифмічним законом розподілу швидкостей і найбільш товстий шар змішання (слідові частина прикордонного шару). Тому сімейство профілів швидкості визначається співвідношенням:

$$\frac{u}{u_e} = 1 + c_1 \ln(\eta) - c_2 F(\eta); \quad \mu = \frac{y}{\delta};$$

$$F(\eta) = \begin{cases} 1, & 0 \leq \eta \leq \eta^* \\ f(\xi), & \eta^* \leq \eta \leq 1; \xi = \frac{\eta - \eta^*}{1 - \eta^*}, \end{cases}$$

$$\text{де } c_1 = \frac{c_f}{2} \sqrt{\frac{2}{|c_f|}} \frac{1}{k}; k = 0,41; 1 - c_2 = c_1 \left[\ln \left(\operatorname{Re}_{\delta^*} \frac{c_f}{2} \sqrt{\frac{2}{|c_f|}} \right) + D_1 k \right]; D_1 = -5,25.$$

Це сімейство профілів швидкості включає у себе зони зворотних течій, характерні для відривного прикордонного шару, де c_2 визначає швидкість поворотної течії у зоні відриву. Функція $f(\xi)$ визначає слідову частину профілю швидкості (різні способи завдання цієї функції розглядалися Вільямсом [7], Кроссом [8]).

Для розрахунку ламінарного прикордонного шару використовується метод Дрела [9]. Система рівнянь не має особливості у точці відриву і дозволяє отримувати рішення в області від'ємних значень коефіцієнта поверхневого тертя. У запропонованій методиці положення переходу прикордонного шару може бути або заданим, або визначатися у процесі розрахунку. Розрахунок положення ламінарно-турбулентного переходу був розроблений В. М. Галкіним [10]. Визначення початкової амплітуди збурень у точці втрати стійкості вимагає визначення коефіцієнта перетворення зовнішніх збурень у хвилі нестійкості у залежності від типу і спектрального складу зовнішніх збурень (турбулентного зовнішнього потоку), а також якості поверхні обтічного тіла.

Система інтегральних рівнянь ламінарного прикордонного шару дає можливість продовжувати розрахунок за точкою ламінарного відриву. Обумовлена у розрахунку точка переходу відповідає середині зони переходу. В області переходу проводиться розрахунок характеристик як ламінарного, так і турбулентного шару, після чого результуючі значення товщини витіснення і втрати імпульсу, а також місцевого коефіцієнта тертя визначаються за формулами:

$$\begin{aligned} \delta^* &= (1 - \gamma) \delta_{lamin}^* + \gamma \delta_{turb}^*; \\ \theta &= (1 - \gamma) \theta_{lamin} + \gamma \theta_{turb}; \\ c_f &= (1 - \gamma) c_{f\ lamin} + \gamma c_{f\ turb}. \end{aligned}$$

Типовий відривний міхур має великий градієнт швидкості на зовнішньому кордоні u_e і величину втрати імпульсу θ поблизу точки приєднання. Чисельне рішення системи звичайних диференціальних рівнянь, що описують ламінарний прикордонний шар, проводиться із застосуванням алгоритму Рунге-Кутта третього порядку із послідовним підвищенням точності.

Алгоритм процесу визначення ПДС крила

Послідовність розрахунку пружно-деформованого стану конструкції складається з наступних кроків:

Step 1. Визначаються бази даних (БД) із необхідно вхідною інформацією про об'єкт обчислень;

Step 2. Створюється та алгоритмізується ПМК;

Step 3. Створюється та алгоритмізується АМК;

Step 4. Розробляються та алгоритмізуються процедурні моделі взаємодії ПМК і АМК між собою та БД;

Step 5. Проводиться ітераційний розрахунок АН та пружних сил (ПС) до моменту їх урівноваження із заданою точністю T ;

Logical Step 6. IF (АН-ПС) $\rightarrow T$ THEN

Step 7. ELSE Step 2.

Step 8. Передача результатів розрахунків у БД, *END.*

За умов, коли експериментальних даних немає або вони у дефіциті, навантаження на крило визначається аналітичними методами. У цьому зв'язку актуальним завданням є пошук напрямків подальшого вдосконалення методів розрахунку зовнішніх навантажень на крило сучасного літака.

Результати обчислення

Порівняльні розрахунки проведені для модель середнього транспортного літака М1 (СТСМ1), експериментальні характеристики якої відомі та отримані у ході льотних і трубних випробувань. Необхідні дані наведені у табл. 1.

Таблиця 1.

Основні вхідні дані моделі СТСМ1

№	Параметр	Позначення	Величина
1	Плаща крила	$S, м^2$	122,21
2	Розмах крила	$L, м$	34,5
3	Профіль крила		ЦАГІ С-5-16,5
4	Площа ГО	$S_{го}, м^2$	25,18
5	Розмах ГО	$L_g, м$	12,11
6	Профіль ГО		НАСА 0010
7	Площа ВО	$S_{во}, м^2$	25,16
8	Профіль ВО		НАСА 0010
9	Мідель фюзеляжу	$S_{мф}, м^2$	13,92

Розрахункова схема СТСМ1 нараховує 724 панелі і показані на рис. 5

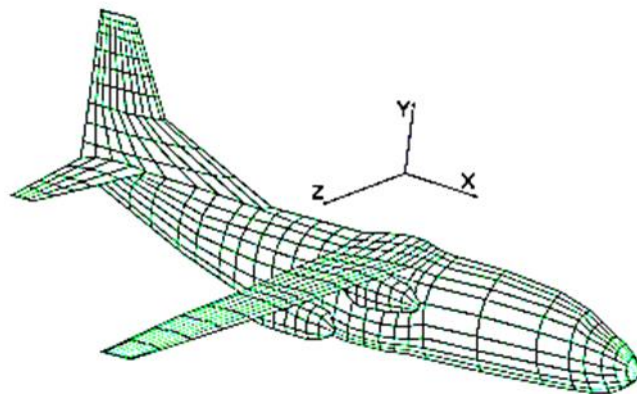


Рис. 5. Розрахункова схема СТСМ1

Аеродинамічні характеристики СТСМ1 із прибраною та відхиленою механізацією, визначені за результатами трубних випробувань (ТВ) та, чисельного моделювання в'язкого обтікання моделі наведені у табл. 2.

Таблиця 2.

Характеристики СТСМ1

Результати трубних випробувань

α	$\delta_3 = 0$		$\delta_3 = 25^0$	
	C_{xa}	C_{ya}	C_{ya}	C_{ya}
0	0,0355	0	0,0810	0,66
2	0,0320	0,180	0,0915	0,87
4	0,0330	0,380	0,1032	1,08
6	0,0515	0,550	0,1195	1,30
8	0,0570	0,740	0,1362	1,51
10	0,0625	0,930	0,1622	1,71
12	0,0775	1,120	0,1942	1,92
14	0,0955	1,365	0,2260	2,14
16	0,1210	1,485	0,2679	2,34
18	0,1550	1,665	0,2938	2,45
20	0,1860	1,800		

Результати чисельного моделювання

α	$\delta_3 = 0$		$\delta_3 = 25^0$	
	C_{xa}	C_{ya}	C_{ya}	C_{ya}
0	0,021	-0,033	0,1099	0,7216
2	0,0212	0,1897	0,1274	0,9606
4	0,0278	0,4087	0,1487	1,1937
6	0,0408	0,6237	0,173	1,4335

8	0,057	0,8351	0,2022	1,667
10	0,0758	1,0484	0,2355	1,8968
12	0,0977	1,2584	0,2725	2,1261
14	0,1245	1,4655	0,3134	2,3548
16	0,1595	1,66	0,3583	2,5826
18	0,2051	1,8279	0,4063	2,8058
20	0,2482	1,9785		

Порівняння результатів чисельного моделювання і натурального експерименту дано нижче на рис. 6.

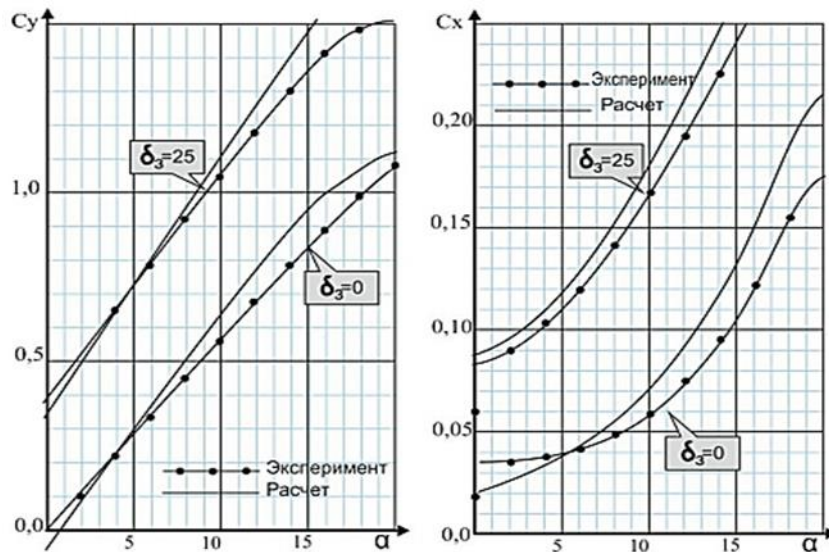


Рис. 6. СТСМ1. Порівняння результатів чисельного моделювання та тубного експерименту. Залежності $C_y=f(\alpha)$, $C_x=f(\alpha)$

Порівняння розрахункового і експериментального розподілу по крилу СТСМ1 відносної циркуляції для заданого $\Gamma_z = f(z)$ режиму $\alpha = 8^\circ$ і $M = 0,6$ показано на рис. 7.

Порівняння епюр розрахункових і експериментальних відносних повітряних сил Q_x ; Q_y ; Q_z за розмахом крила СТСМ1 показано на рис. 8/

Порівнюючи результати розрахунків відносних згинального $\bar{M}_{xj} = \int \int_1^z \bar{\Gamma}_z d\bar{z}$ та крутного $\bar{M}_{zj} = \int_1^z \bar{\Gamma}_z \bar{x}_d d\bar{z}$ моментів жорсткого та пружного крила (рис. 9), показано, що врахування ефектів статичної аеропружності веде до зменшення зовнішнього навантаження у деяких перетинах за розмахом крила до 14%

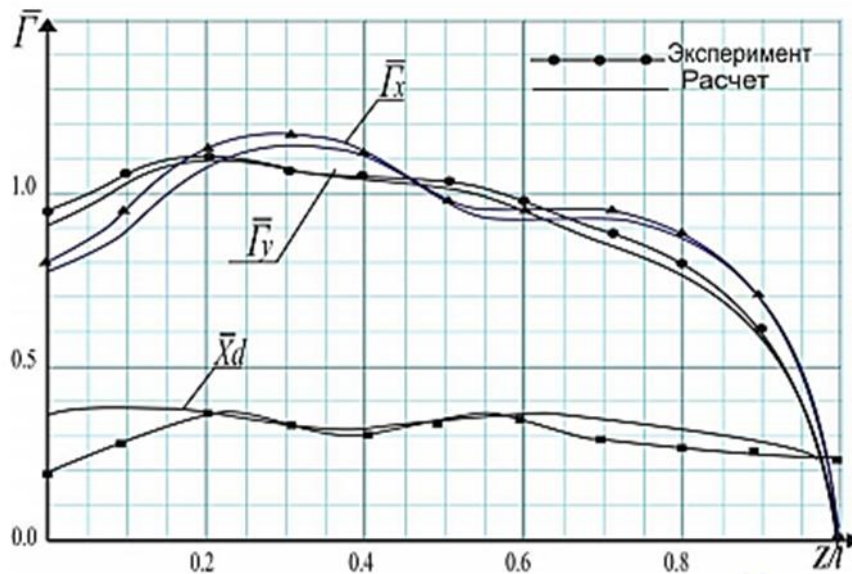


Рис. 7. Розподіл відносної циркуляції $\Gamma_z = f(z)$ і центрів тиску $x_d = f(z)$ по крилу СТСМ1

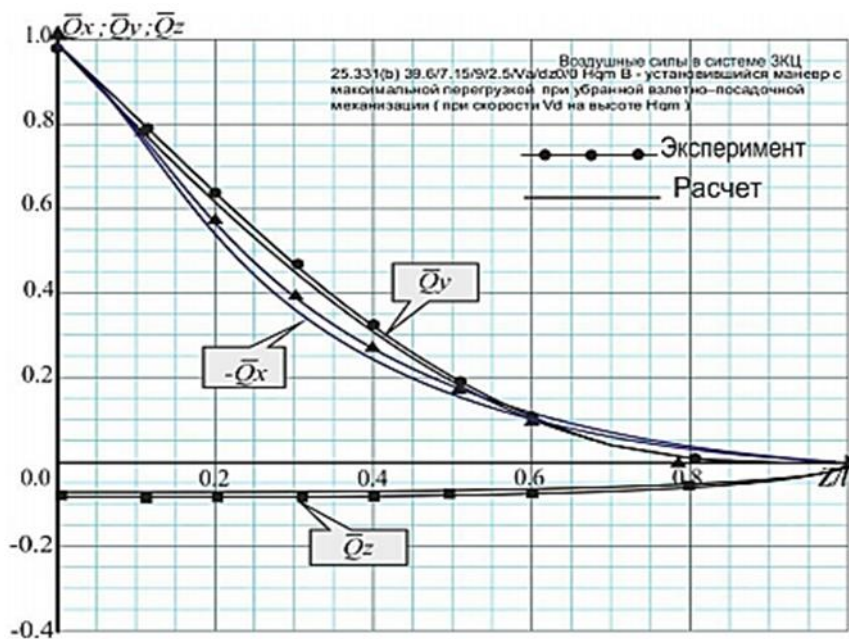


Рис. 8. Розподіл відносних повітряних сил Q_x ; Q_y ; Q_z по розмаху крила СТСМ1 у системі ЗКЦ

На рис. 10 показано порівняння епюр відносних моментів M_x , M_z і M_y отриманих за експериментальними даними і розрахунковими даними для 3-х (2D) і 6-ти (3D) мірного навантаження крила.



Рис. 9. Порівняння розподілу відносного згинального \bar{M}_{xj} та крутного \bar{M}_{zj} моментів за розмахом жорсткого та пружного крила

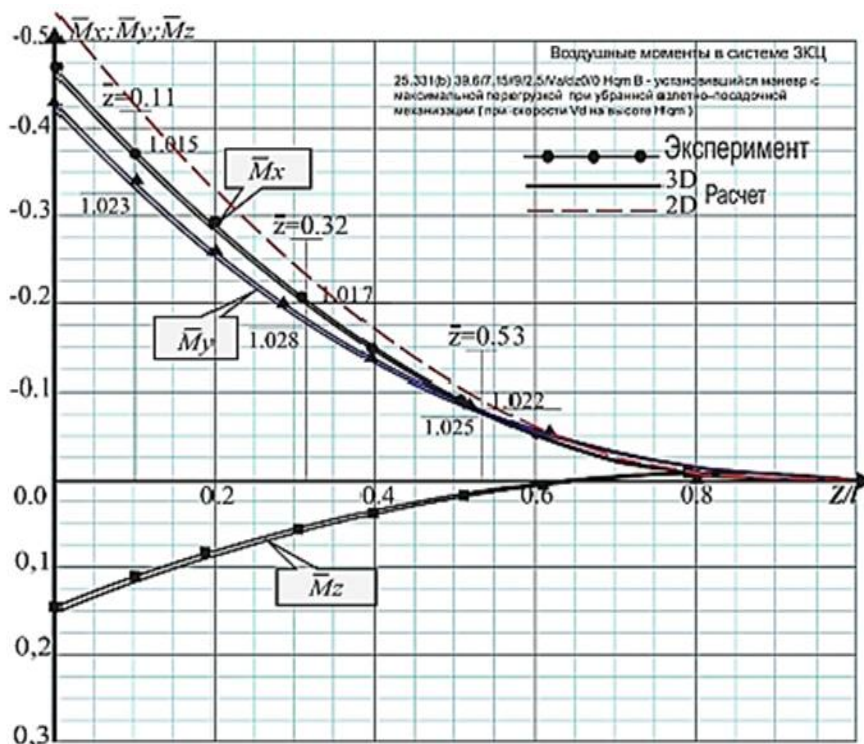


Рис. 10. Розподілення повітряних відносних моментів M_x , M_z , M_y за розмахом крила

Висновки

Врахування ефектів статичної аеропружності веде до зменшення зовнішнього навантаження у деяких перетинах за розмахом крила до 14%. Порівняння відносних моментів, наведене на рис. 10, показує, що епюра

згинального моменту, отриманого чисельним розрахунком максимально збігається із епюром згинального моменту, отриманого за експериментальними даними,

Метод коефіцієнтів впливу має суттєву перевагу перед іншими методами, яка полягає у тому, що одноразово визначена матриця коефіцієнтів аеродинамічного впливу може бути використана у різних сценаріях навантаження. Це дає змогу зменшити витрати часу на розрахунках та виключає необхідність повторних експериментів.

Список використаної літератури

1. *Бондарь Ю. И.* Математическая модель крыла упругого самолета и влияние ее параметров на внешние нагрузки, полученные с учетом эффектов статической аэроупругости. – Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб, науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", – Вып. 53. X. 2012. – С. 144-151.
2. *Бондарь Ю. И.* Метод приведения расчетных аэродинамических характеристик к результатам дренажных испытаний модели самолета транспортной категории, Науково-технічн. збірн, №24, «Механіка гіроскопічних систем». НТУУ "КПІ" – К., 2013. – С. 67–72.
3. *Lock, R. C., Firmin, M. C. P.* Survey of Techniques for Estimating Viscous Effects in External Aerodynamics, Proceedings of IMA Conference on Numerical Methods in Aeronautical Fluid Dynamics. 30 March – 1 April 1981. edited by P. Roe. Academic Press, 1983.
4. *Cross A. G. T.* Boundary Layer Calculation and Viscous-inviscid coupling, ICAS-86-2.4.1, 1986.
5. *Lighthill, M. J.* On Displacement Thickness. /J. Fluid Mech, Vol4. 1958. p. 383.
6. *Green, J. E., Weeks, D.J., Brooman, J. W. F.* Prediction of Turbulent Boundary.
7. *Williams B. R.* The Prediction of Separated Flow Using a Viscous-Inviscid Interaction Method. ICAS-84-2.3.3, 1984.
8. *Cross A. G. T.*, Boundary Layer Calculation and Viscous-inviscid coupling, CAS-86-2.4.1, 1986.
9. *M. Drela and M. B. Giles.* Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils. AIAA Journal Vol. 25. No. 10. pp. 1347 – 1355.
10. *Галкин В. М., Крымасова Г. В.* Реализация программы расчёта ламинарного и турбулентного пограничного слоя, перехода и следа на микро-ЭВМ APPLE-II и возможности развития её вычислительной мощности / В. М. Галкин, Г. В. Крымасова // НТО-1250 дсп., 1985 г.
11. *Бисплингхофф Р. Л., Эшли Х, Халфмэн Р. Л.* Аэроупругость. М.: Иностранная литература. 1958.