

СПОСІБ ПРОГНОЗУВАННЯ МАСИ КРИЛА ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ В УМОВАХ ПРОЕКТНОЇ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ

Вступ

На ранніх стадіях проектування крила літака транспортної категорії важливою проблемою є визначення взаємозв'язку між аеродинамічними навантаженнями, масою конструкції крила та її деформаціями, які в свою чергу впливають на розподіл аеродинамічного навантаження [1]. Існуючі методи вагового аналізу дозволяють оцінити масу основних елементів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі, механізації крила), але прогнозування розподілу цих мас уздовж їх основних осей є спеціальною задачею, особливо на початкових етапах проектування.

Постановка завдання

Метою роботи є розробка способу прогнозування погонної маси конструкції і розподіл палива по баках по крилу літака транспортної категорії на етапах ескізного проектування.

Методика проведення досліджень

При визначенні навантажень від мас конструкції та устаткування крила вихідними даними є зосереджені і погонні значення маси конструкції, які визначаються спеціальними методами розрахунку. Визначення недостатньо точного розподілу масових навантажень може призводити до необґрунтованих надлишків або нестачі міцності конструкції. Первісне завищення маси конструкції крила збільшує ефект розвантаження від власної маси і, в кінцевому підсумку, частково знижує величину розрахункової маси і, навпаки, первісне заниження маси крила зменшує згадану розвантаження і робить важчою його конструкцію. В умовах повної відсутності даних розподілу мас конструкції і устаткування пропонується на першій ітерації використовуватися закон розподілу відносно погонної маси крила:

$$\bar{q}_{0 \text{ масс кр}} = \frac{q_0 l}{m_{\text{кр}}} = \frac{2\eta + 1}{\eta + 1}, \quad \text{при } z = 0,$$
$$\bar{q}_{z \text{ масс кр}} = \frac{q_z l}{m_{\text{кр}}} = \frac{1}{\eta + 1}, \quad \text{при } z = 1,$$

де $\eta = \frac{b_0}{b_z}$ – звуження крила, b_0 и b_z – відповідні хорди;

$m_{кр} = \varphi m_{кр}^T + \mu$ – дійсне значення маси конструкції крила,

$m_{кр}^T$ – теоретичне значення маси конструкції крила,

φ – коефіцієнт повної маси крила;

μ – постійний регресивний коефіцієнт.

Значення $m_{кр}^T$ визначається за ваговими формулами другого наближення Шейніна [2], Торенбіка [3], або Фадєєва [4].

За основу прийнята формула Торенбіка тому що:

- обсяг вихідних даних для розрахунку власної маси крила мінімальний;
- за розрахункове значення маси приймається максимальна маса літака без палива в крилі, що дозволяє розглядати паливну систему проектованого літака окремо.

Загальний вид залежності для визначення $m_{кр}^T$, включаючи спрощення Ф. Шенлі [5], має вигляд:

$$m_{кр}^T = 0,00468 k_{дм} k_{\eta} k_{дв} k_{ш} [k_{изг} n_{кр}^p (m^p - 0,8 m_{кр1})]^{0,55} \times \frac{(l^p)^{1,675}}{\bar{c}_o^{0,45} (\cos \chi_{0,5})^{1,325}} + m_{мех},$$

де $k_{дм}$; k_{η} – коефіцієнти, що враховують масу додаткового матеріалу і звуження крила в плані:

$$k_{дм} = 1 + \frac{1,38}{\sqrt{l_{кр}^p}}; \quad k_{\eta} = \left(1 + \frac{1}{\eta}\right)^{0,4}; \quad l_{кр}^p = \frac{l_{кр}}{\cos \chi_{0,5}}.$$

$k_{изг} = 1 - \bar{z}_{под}^2$ – коефіцієнт, що враховує вплив підкоса крила, для вільно несучого крила $\bar{z}_{под}^2 = 0$;

$k_{ш}$ – коефіцієнт, що враховує вплив розташування шасі; $k_{ш} = 1,0$, якщо шасі змонтоване на крилі; $k_{ш} = 0,95$, якщо шасі на крилі відсутні;

m^p – розрахункове значення маси літака (без палива в консольній частини крила);

$m_{кр1}$ – маса крила знайдена за формулами першого наближення;

$k_{дв}$ – коефіцієнта враховуючий тип, число і положення двигунів, який знаходиться в межах $k_{дв} = 0,98 \div 1,05$;

\bar{c}_o – максимальна відносна товщина крила для хорди по потоку;

$\chi_{0,5}$ – кут стрілоподібності по 1/2 хорд: $\text{tg} \chi_{0,5} = \text{tg} \chi_{0,25} - \frac{\eta - 1}{\lambda(\eta + 1)}$;

$n_{кр}^p = 1,5 n_{кр}^{\text{max}}$ – значення розрахункової перевантаженя.

Використовуючи статистичні дані про масу крил десяти літаків транспортної категорії в діапазоні злітної маси $m_0 = 46 \div 320$ тон [6], і, провівши регресійний аналіз, визначені значення коефіцієнта повної маси крила $\varphi = 1,13427$ і постійного регресивного коефіцієнта $\mu = 0,298 \times 10^4$.

Залежність дійсної маси крила від теоретичної для проектованого виробу (рис. 1), має вигляд:

$$m_{кр} = 1,13427 \cdot m_{кр}^T + 0,298 \times 10^4 \text{ (кг)}.$$

Аналіз показує, що значення відносини $\frac{m_{кр}^T}{m_{кр}}$ знаходиться в межах $\omega = \frac{m_{кр}^T}{m_{кр}} \approx 0,67 \div 0,84$, це означає, що розрахунок $m_{кр}^T$ дає занижені значення маси крила щодо $m_{кр}$ і подальші розрахунки навантажень будуть вестися з запасом міцності.

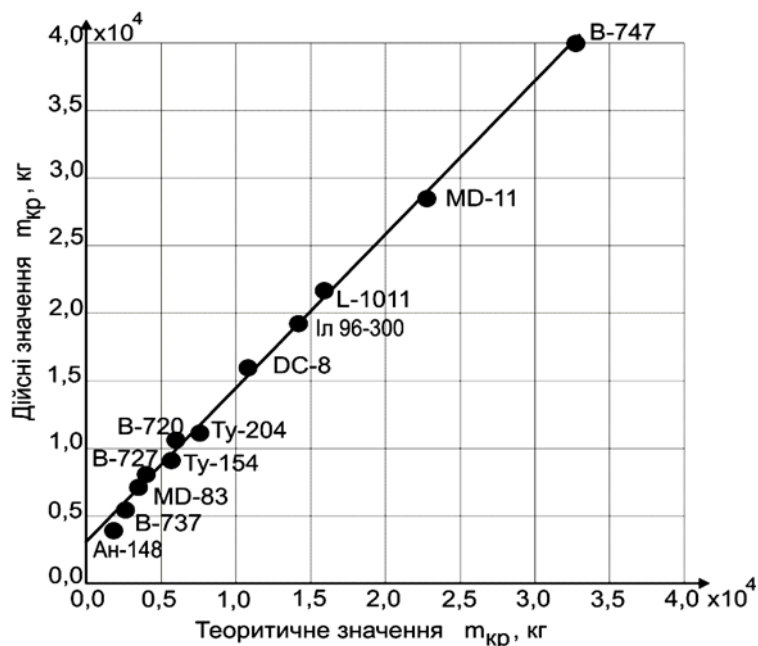


Рис. 1. Розрахунок дійсної маси конструкції крила по теоретичній масі

Дослідження величини цього запасу міцності показало, що розрахунковий відносний згинальний момент (рис. 2) в перетині по бортовій нервюрі крила великотоннажного літака транспортної категорії буде збільшений в межах від 1.5% до 2.2 %.

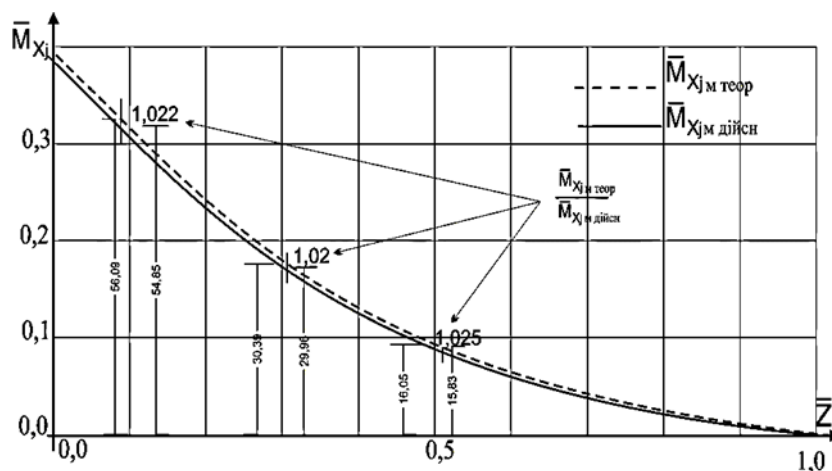


Рис. 2. Розрахунок відносного згинального моменту для дійсної і теоретичної маси конструкції крила

Облік розподілу палива проводився за групами баків з урахуванням порядку заправки-вироблення палива. Створено математичну модель паливної системи і, залежно від розрахункового випадку, моделюється розподіл ваги палива по баках. Прийнято, що ставлення погонного навантаження палива по довжині бака пропорційної відношенню квадратів міжлонжеронної частини хорди крила, де встановлені баки і визначається рішенням системи рівнянь:

$$\begin{cases} \frac{H_i}{H_{i+1}} = \frac{b_i^2}{b_{i+1}^2} \\ \frac{H_i + H_{i+1}}{2} * (z_{i+1} - z_i) = G_{Tn}, \end{cases}$$

де H_i і H_{i+1} – значення погонного навантаження палива на початку і наприкінці бака;

z_i і z_{i+1} – координати початку і кінця бака;

b_i^2 і b_{i+1}^2 – квадрати хорд міжлонжеронної частини крила.

G_{Tn} – вага палива в баку n .

Алгоритм роботи запропонованого способу показаний на рис. 3 і реалізується виконанням наступних операцій:

Крок 1. Збір вихідних даних по проектуваному крилу.

Крок 2. Визначення розподілених мас крила конструкції та обладнання.

Крок 3. Визначення розподілених мас палива по баках.

Крок 4. Контроль отриманих розподілів.

Крок 5. Передача даних для розрахунку зовнішніх навантажень.

Висновки

1. Запропоновано спосіб визначення інтегральних та розподілених масових характеристик крила літака транспортної категорії, який на ранній стадії проектування може забезпечити даними розрахунок зовнішніх навантажень з точністю у першій ітерації від 1.5% до 2.2% по вигинає моменту в бортовому перерізі крила.
2. Точність способу може бути підвищена шляхом використання регресії більш високого порядку при обробці статистичного матеріалу, ніж лінійна.
3. Точність способу підвищується пропорційно нагромадженню статистичного матеріалу.
4. Процес вагового розрахунку має ітераційний характер. Для крил великого подовження і стрілоподібності може виникнути необхідність ітераційно повторити розрахунок, з врахуванням поправки крутильної та згінної жорсткості крила.

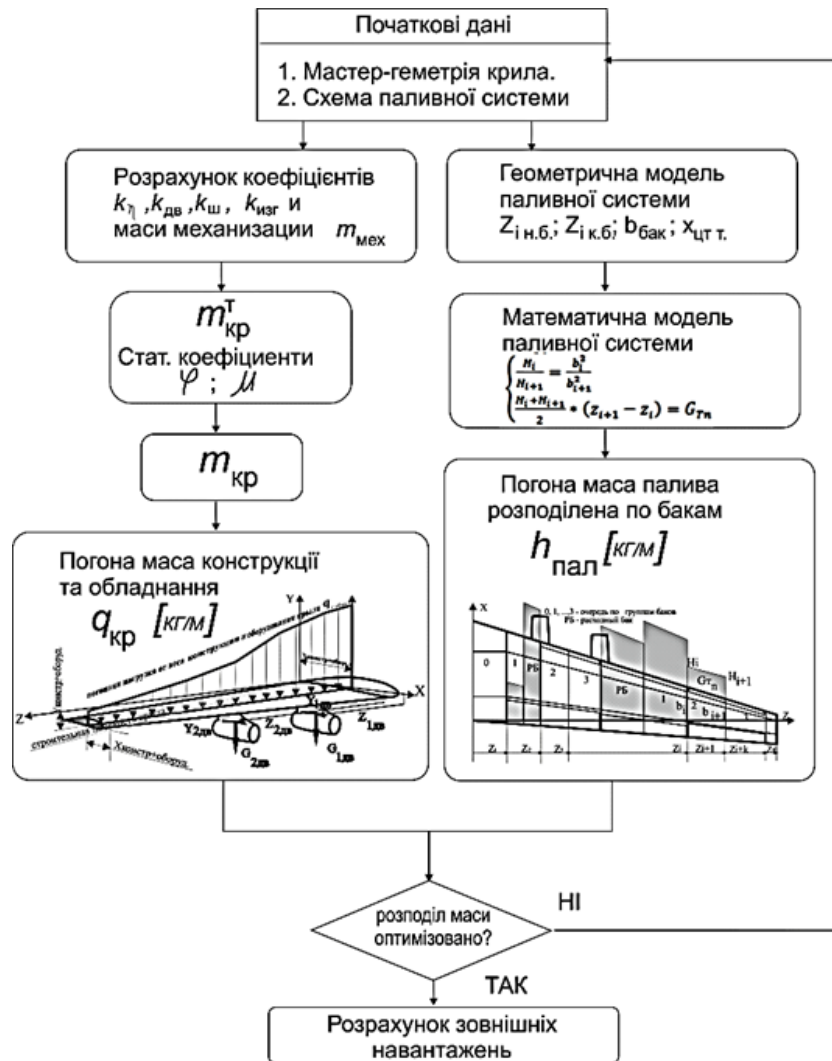


Рис. 3. Алгоритм роботи запропонованого способу

Список використаної літератури

1. Бондарь Ю. І. Математична модель крила пружного літака і вплив її параметрів на зовнішні навантаження, отримані з урахуванням ефектів статичної аеропружності. Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології: зб. науч. трудов Нац. аерокосм, ун-ту ім. Н. Є. Жуковського "ХАІ". - Вип. 53.X, 2012. - С.144 - 151.
2. Шейнін В. М., Козловський В. І. Вагове проектування та ефективність пасажирських літаків. - М.: Машинобудування, 1977. – 337 с.
3. Torendeek E. Onick estimation of wing structural weight for preliminary aircraft design . Aircraft Engineering . II.1972. - p. 382.
4. Фадеев М.М. Вагові формули літака і його частин. Авіаційна вага. - «Праці ЦАГІ», № 42, 1939, М; 52с.
5. Шенлі Ф. Р. Аналіз ваги і міцності літакових конструкцій. М. , Оборонгіз, 1957, 406с.

6. *Кузнецов О. С.* Вибір геометричних параметрів літака інтегральної схеми на основі високоточного математичного моделювання // *Известия Самарського наукового центру Російської академії наук* . - 2011. - Т.13 (39). - № 1 (2). - С.318 - 321.