

УДК 629.735.33

В. І. РЯБКОВ, Д. В. ТИНЯКОВ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Україна

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ОКРЕМИХ КРИТЕРІЇВ ЕФЕКТИВНОСТІ СИСТЕМИ НЕСУЧИХ ПОВЕРХОНЬ НА ІНТЕГРАЛЬНІ ПОКАЗНИКИ КОНКУРЕНТОСПРОМОЖНОСТІ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

Досліджено вплив окремих критеріїв аеродинамічній ефективності системи несучих поверхонь на інтегральні показники конкурентоспроможності літаків транспортної категорії. Запропоновано шлях проведення такого дослідження та теоретично його обґрунтовано. Проаналізовано та показано, що вибір основних геометричних параметрів системи несучих поверхонь за виглядом у плані на основі окремих критеріїв її ефективності приводить до покращення аеродинамічної якості і до зменшення одного з основних економічних показників конкурентоспроможності – собівартості перевезення 1 т вантажу на 1 км шляху.

Ключові слова: геометричні параметри крила, окремі критерії, компонувальні обмеження, циркуляція швидкості, індуктивний опір.

Вступ

Система несучих поверхонь (крило + оперення) є визначальним чинником в оцінюванні досконалості літаків. Від вибору її параметрів істотно залежать показники літака, які реалізуються у процесі його експлуатації.

У роботі [1] запропоновано метод (рис. 1) дослідження безрозмірних окремих критеріїв, таких як: коефіцієнт форми $K_{фм}$, коефіцієнт зростання індуктивного опору – B_m і мінімальна відносна величина площі хвостового оперення $\bar{S}_{хв.о min}$ для формуван-

ня на етапі попереднього проектування геометричних параметрів (по виду в плані) сукупності несучих поверхонь: загального звуження крила η_c , звуження окремих трапецій η_i , що утворюють план крила, відносні площі напливів $\pm \bar{S}_H$ за передньою і задньою крайками, координати зламів крила \bar{z}_{H1} , відносні кути геометричної крутки $\bar{\epsilon}^\circ(z_i)$ за розмахом напівкрила, площини $\bar{S}_{Г0}$, $\bar{S}_{В0}$ та плече $\bar{L}_{Г0}$, $\bar{L}_{В0}$ хвостового оперення, які забезпечують літаку, що проектується, мінімальну величину індуктивного опору C_{xi} .

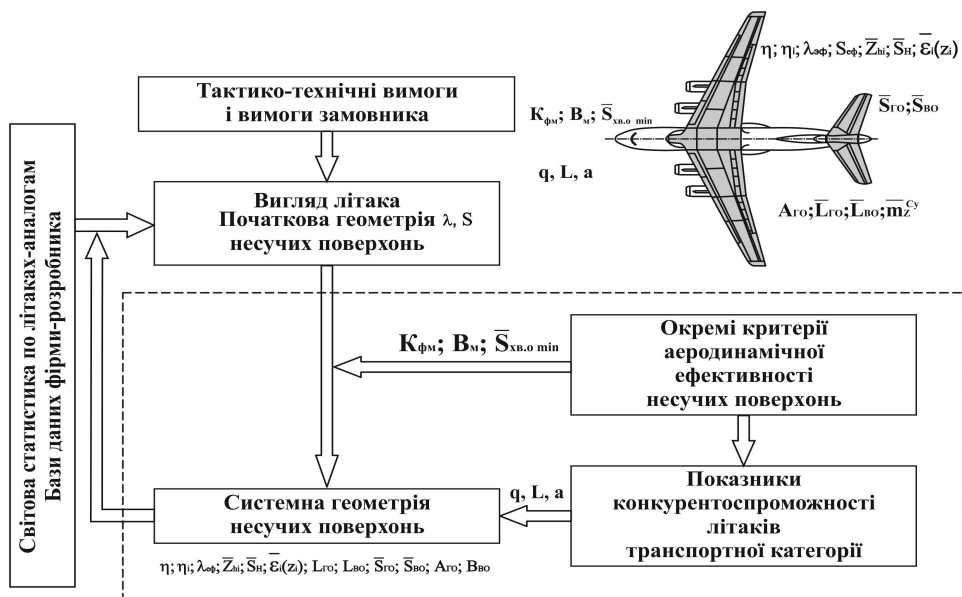


Рис. 1. Метод рішення зворотних задач формування геометрії несучих поверхонь літаків транспортної категорії на етапі попереднього проектування за окремими критеріями ($K_{фм}$, B_m , $\bar{S}_{хв.о min}$) і інтегральними показниками (q , A , a) їхньої ефективності

Однак повне оцінювання правильності всіх проектно-конструкторських рішень (як і перелічених вище) у літакобудуванні прийнято оцінювати за інтегральними показниками літака [2], серед яких у цей час найпоширенішим для літаків транспортної категорії є собівартість перевезення 1 т вантажу на 1 км – a (рис. 1).

Виникає природне питання, у якій же мірі вибір вищезгаданих геометричних параметрів несучих поверхонь (крило + хвостове оперення), здійснюваний на етапі попереднього проектування по окремих безрозмірних критеріях, відповідає вимогам конкурентоспроможності літака.

Одним з найбільш важливих параметрів літака є аеродинамічна якість його несучих поверхонь і літака у цілому. Вона виступає не тільки як фактор досконалості вигляду, але й впливає на багато найбільш важливі показники конкурентоспроможності літака, такі як його крейсерська швидкість, дальність польоту при заданій величині комерційного навантаження, паливна ефективність, собівартість перевезення 1 т вантажу на 1 км і т.і.

Аеродинамічна якість (як добре відомо) визначається відношенням коефіцієнта піднімальної сили C_y до коефіцієнта лобового опору C_x

$$K = \frac{C_y}{C_x}, \quad (1)$$

при цьому

$$C_x = C_{x0} + C_{xi}, \quad (2)$$

де C_{x0} – коефіцієнт профільного й шкідливого опору при $C_y = 0$, а $C_{xi} = A C_y^2$ – коефіцієнт індуктивного опору.

При постійному числі M польоту в широкому діапазоні кутів атаки коефіцієнт A , що визначає C_{xi} під час дозвукових швидкостей, обернено пропорційний ефективному подовженню крила:

$$A = \frac{1}{\pi \lambda_{\text{эф}}}. \quad (3)$$

Як впливає із [4], значення K_{max} завжди досягається при рівності $C_{x0} = C_{xi}$. Тому, зменшуючи C_{x0} , для одержання найбільшого ефекту слід зменшувати й C_{xi} . Цього можливо досягти двома способами: збільшуючи подовження крила λ , що не завжди може бути виправдане, тому що зв'язане зі значним збільшенням маси крила, і, збільшуючи площу крила S , тобто зменшуючи питома навантаження на крило. Другий шлях більш ефективний, тому що знижує потрібне значення C_y й пов'язаний з меншим збільшенням маси крила. Застосування цього способу більш вигідне і розглядається частіше.

Обидва ці шляхи конструктора літаків використовують найбільш часто.

Ціль і задача дослідження

Метою даного дослідження є відшукування третього шляху підвищення аеродинамічної якості несучих поверхонь і встановлення ступеню впливу окремих критеріїв їхньої ефективності з найпоширенішим показником конкурентоспроможності літака транспортної категорії – собівартості перевезення 1 т вантажу на 1 км шляху.

Рішення задачі

Розглянемо першу задачу – вплив окремих критеріїв ефективності несучих поверхонь: коефіцієнта форми крила за виглядом у плані $K_{\text{фм}}$, коефіцієнта росту індуктивного опору B_m і мінімальної величини площі хвостового оперення $\bar{S}_{\text{хв.о min}}$ на зміну аеродинамічної якості.

З умови рівності $C_{x0} = C_{xi}$ випливає, що

$$K_{\text{max}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{A C_{x0}}}. \quad (4)$$

З іншого боку, величину максимальної аеродинамічної якості можна виразити й через коефіцієнт D

$$K_{\text{max}} = \frac{1}{2\sqrt{D C_{x0}} - A}, \quad (5)$$

де $D = \frac{B_m}{\pi \lambda_{\text{эф}}}$, а коефіцієнт $A = \frac{1}{\pi \lambda_{\text{эф}}}$.

З урахуванням таких значень D і A , коефіцієнт аеродинамічної якості запишемо у вигляді вираження

$$K = \frac{C_{\text{ум}}}{C_{x0} + D C_{\text{ум}}^2 - A C_{\text{ум}}}. \quad (6)$$

Величину C_{x0} знайдемо з виразу (5)

$$C_{x0} = \frac{1 + 4K_{\text{max}}^2 A}{4K_{\text{max}}^2 D}. \quad (7)$$

Якщо врахувати, що $D = \frac{B_m}{\pi \lambda_{\text{эф}}}$, $A = \frac{1}{\pi \lambda_{\text{эф}}}$, а

$C_{\text{ум}} = K_{\text{фм}} C_x$ [5], то залежність (6), яка визначає коефіцієнт аеродинамічної якості, прийме вигляд

$$K = \frac{\pi \lambda_{\text{эф}} 4K_{\text{max}}^2 B_m K_{\text{фм}} C_y}{(\pi^2 \lambda_{\text{эф}}^2 + 4K_{\text{max}}^2)(\pi \lambda_{\text{эф}} + B_m K_{\text{фм}}^2 C_y^2 - K_{\text{фм}} C_y)}. \quad (8)$$

Слід урахувати, що раціональна комбінація геометричних розмірів системи «крило + оперення» можливо оцінити залежністю [6]

$$\lambda_{\text{эф}} = K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}}. \quad (9)$$

З урахуванням такого співвідношення залежність (8) перетвориться до вигляду

$$K = \frac{\pi\lambda_{\text{еф}} 4K_{\text{мак}}^2 B_M K_{\text{фм}} C_y}{(\pi^2\lambda_{\text{еф}}^2 + 4K_{\text{мак}}^2)} \cdot \frac{1}{(\pi\lambda_{\text{еф}} + B_M K_{\text{фм}}^2 C_y^2 - K_{\text{фм}} C_y)} \quad (10)$$

Як бачимо, на величину K впливають компонентні параметри хвостового оперення ($A_{\text{го}}, B_{\text{во}}, L_{\text{го}}, L_{\text{во}}$), а також окремі критерії аеродинамічної ефективності крила

$$K_{\text{фм}}(\eta_i, \bar{z}_{\text{ні}}, \Delta\bar{S}_{\text{п}}, \lambda_{\text{еф}}, S_{\text{еф}}), \\ B_M(\eta_c, \bar{z}_{\text{п}}, \bar{\varepsilon}(z_i))$$

Таким чином, представляється можливим на основі виразу (10) зробити оцінювання впливу як в узагальненому вигляді (тобто, за допомогою коефіцієнтів $K_{\text{фм}}$ і B_M), так і кожного з геометричних параметрів окремо, на величину аеродинамічної якості в будь-якому режимі польоту літака.

При постійному значенні C_y (що характерно для крейсерського режиму польоту) якість літака визначається вираженням [7]:

$$K = K_{\text{мак}} \frac{2}{\left(\frac{V}{V_{\text{найв}}}\right)^2 + \left(\frac{V_{\text{найв}}}{V}\right)^2} \quad (11)$$

що дозволяє оцінити вплив на величину $\frac{K}{K_{\text{мак}}} = \bar{K}$

не тільки діапазону зміни польотних швидкостей, але й величини окремого критерію аеродинамічної досконалості крила $K_{\text{фм}}$ (10), (рис. 2).

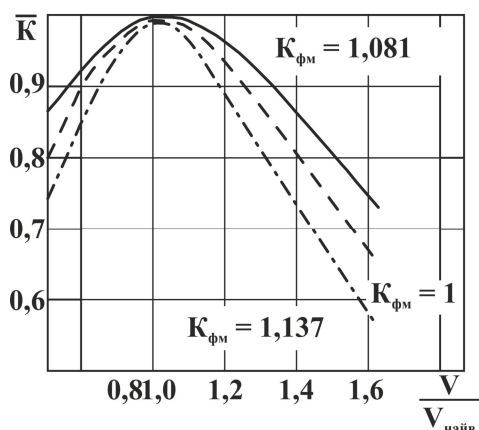


Рис. 2. Вплив коефіцієнта форми крила: 1 – $K_{\text{фм}} = 1,0$; 2 – $K_{\text{фм}} = 1,081$; 3 – $K_{\text{фм}} = 1,137$ на відносну величину \bar{K}

Як бачимо, у всіх діапазонах швидкостей найбільш вигідно використовувати крила, геометричні параметри яких за виглядом у плані забезпечує величину $K_{\text{фм}} = 1,081$.

Зміни аеродинамічної якості на режимі крейсерського польоту ($K_{\text{крейс}}$) може бути по-різному використані для підвищення економічності експлуатації.

Перший шлях – зменшення потрібної крейсерської тяги для зниження витрати палива, а, отже, і зменшення загального запасу палива на задану дальність польоту.

Зменшення маси палива дозволяє за певних умов збільшити комерційне навантаження й, відповідно, знизити собівартість 1 т/км. Зменшення ж витрати палива дає зниження вартості літако-години за статтею витрат на паливо, що у свою чергу приводить до зменшення собівартості 1 т/км, незалежно від того чи є можливість збільшити комерційне навантаження, чи ні.

Другий шлях підвищення економічності літака, завдяки збільшенню аеродинамічної якості, полягає у наступному. Зі збільшенням якості крейсерська тяга, витрат палива (отже, вартість літако-години) і комерційне навантаження залишаються незмінними, як і при старій якості. Але за рахунок збільшення $K_{\text{крейс}}$ збільшується швидкість польоту, а з нею й годинна продуктивність літака. Таким чином, економічна ефективність від збільшення аеродинамічної якості літака утворюється із двох самостійних джерел економії: зниження собівартості 1 т/км, завдяки збільшенню комерційного навантаження, і збільшення паливної ефективності літака.

Розглянемо конкретніше спосіб відшукання геометричних параметрів несучих поверхонь (за виглядом у плані) за інтегральним параметром конкурентоспроможності транспортного літака – мінімуму витрат на 1 т/км.

Звичайно набір висоти й зниження роблять на режимах, близьких до умови $C_y \approx \text{const}$. Тому, у першому наближенні можливо вважати, що під час набору висоти або зниженні швидкість польоту не залежить від подовження крила.

Ця обставина дає можливість порівняно легко визначити оптимальне подовження крила, відповідне до мінімуму витрат на 1 т/км.

Умова екстремуму, тобто рівність нулю похідної собівартості перевезень за подовженням крила

$$\frac{\partial a}{\partial \lambda_{\text{еф}}} = 0 \text{ з якого знаходять } \lambda_{\text{опт}}, \text{ зводиться до виразу [3]}$$

$$\frac{\partial \bar{m}_{\text{кн}} V_{\text{крейс}}}{\partial \lambda_{\text{еф}}} = 0 \quad (12)$$

або у розгорнутому вигляді

$$\frac{\partial \bar{m}_{\text{кн}}}{\partial \lambda_{\text{еф}}} V_{\text{крейс}} + \frac{\partial V_{\text{крейс}}}{\partial \lambda_{\text{еф}}} \bar{m}_{\text{кн}} = 0 \quad (13)$$

Оскільки умовою крейсерської швидкості є сталість значень $C_y = C_{y \text{ опт}}$, то умовою екстремуму

для визначення $\lambda_{\text{еф опт}}$ зводиться до визначення $\frac{\partial \bar{m}_{\text{кн}}}{\partial \lambda_{\text{еф}}} = 0$.

Відносна маса комерційного навантаження у розглянутій задачі ($m_0 = \text{const}$) залежить від подовження крила, тому що $\bar{m}_{\text{кн}}$ виражається через відносну масу порожнього літака й відносну масу палива, що залежать від $\lambda_{\text{еф}}$:

$$\bar{m}_{\text{кн}} = 1 - \bar{m}_{\text{порож}} - \bar{m}_{\text{т}}. \quad (14)$$

Із усіх складових, які входять до $\bar{m}_{\text{пуст}}$, лише маса крила практично залежить від $\lambda_{\text{еф}}$.

Тоді умова $\frac{\partial a}{\partial \lambda_{\text{еф}}} = 0$ зведена тепер до $\frac{\partial \bar{m}_{\text{кн}}}{\partial \lambda} = 0$ з урахуванням (14) буде мати такий вигляд:

$$\frac{\partial}{\partial \lambda_{\text{еф}}} (\bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\text{т}}) = 0. \quad (15)$$

Якщо прийняти $\lambda_{\text{еф}} = \frac{\lambda}{1 + 0,025\lambda}$ [3] і враховуючи (15), одержимо вираз з якого знайдемо оптимальне подовження крила, яке відповідне до мінімуму суми ($\bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\text{т}}$), або, що майже те ж саме, мінімуму собівартості перевезень:

$$\frac{A}{B} = 3\lambda_{\text{опт}}^2 \sqrt{1 + 0,025\lambda_{\text{опт}}} \cdot e^{\sqrt{\frac{1 + 0,025\lambda_{\text{опт}}}{\lambda_{\text{опт}}}}}. \quad (16)$$

Тут

$$B = \frac{1,11\phi n_p \sqrt{m_0}}{10^4 p_0 \bar{c}_0 \cos^3 \chi} \frac{\eta + 4}{\eta + 1}.$$

Для літака із ТРДД

$$A = \frac{L_0 c_p}{0,434 V_{\text{крейс}}} \sqrt{\frac{c_{x_0}}{\pi}}.$$

Рівняння (16) відносно $\lambda_{\text{опт}}$ вирішується графічно.

Аналіз формули (16) показує, що оптимальне подовження крила дозвукового пасажирського літака зменшується якщо збільшується m_0 , η_p , ϕ , χ , $V_{\text{крейс}}$ і зростає якщо збільшується p_0 , \bar{c}_0 , η , L_0 , c_p , c_{x_0} . Інакше кажучи, параметри, зростання яких веде до збільшення $\bar{m}_{\text{кр}}$, зменшують $\lambda_{\text{опт}}$, а параметри, збільшення яких зменшують $\bar{m}_{\text{кр}}$, збільшують $\lambda_{\text{опт}}$. Ті ж параметри, зростання яких веде до збільшення $\bar{m}_{\text{т}}$, збільшують $\lambda_{\text{опт}}$, а параметри, збільшення яких знижує $\bar{m}_{\text{т}}$, зменшують $\lambda_{\text{опт}}$.

Якщо врахувати, що $\lambda_{\text{опт}}$ з точки зору окремих критеріїв ефективності несучих поверхонь оцінюється виразом [6]

$$\lambda_{\text{опт}} = K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}},$$

то представляється можливим виконати оцінювання впливу зміни всієї гама геометричних параметрів крила й оперення (за виглядом у плані) на один з основних інтегральних параметрів конкурентоспроможності літака транспортної категорії – собівартості перевезень однієї тонни вантажу на один кілометр.

Для ілюстрації залежності собівартості перевезень а від узагальненого критерію ефективності геометричних параметрів несучих поверхонь літака $K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}}$ на рис. 3 наведені криві, характерні для літака транспортної категорії з параметрами: $m_0 = 40$ т, $L = 3000$ км, $p_0 = 300$ кг/м; $\bar{c}_0 = 13$ %.

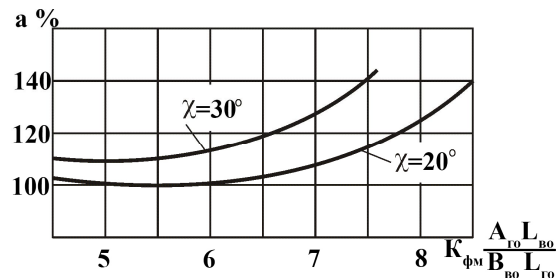


Рис. 3. Вплив окремого критерію ефективності геометричних параметрів несучих поверхонь літака транспортної категорії із двома ТРДД на відносну величину собівартості перевезень

Типовим для таких кривих є пологий мінімум від $(K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}})$, що дає можливість формувати геометрію крила $K_{\text{фм}}$ (за виглядом у плані) і геометричні параметри хвостового оперення $\bar{S}_{\text{во}}$, $\bar{S}_{\text{го}}$, $\bar{L}_{\text{во}}$, $\bar{L}_{\text{го}}$, які використані як з точки зору забезпечення $a_{\text{мін}}$, так і з необхідних компоновальних обмежень.

Однак слід враховувати, що збільшення $K_{\text{фм}}$ крила при $\frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}} = \text{const}$ зменшує об'єм частини крила, яка використовується для розміщення палива, зменшується розвантаження, що саме по собі веде до збільшення маси крила.

Якщо врахувати, що узагальнений параметр $K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}}$ повною мірою відображає вплив геометричних параметрів системи несучих поверхонь

на їхню аеродинамічну ефективність, то неважко провести оцінювання кожного з геометричних параметрів крила η , S_{ef} , λ_{ef} , $\Delta\bar{S}_H$, \bar{z}_H , $\varepsilon(z_1)$ й оперення $A_{го}$, $B_{во}$, $\bar{L}_{во}$, $\bar{L}_{го}$ на собівартість тонно-кілометра літака, що проектується (рис. 4).

Як бачимо, зі збільшенням узагальненого показника ефективності геометричних параметрів несучих поверхонь $K_{фм} \frac{A_{го}L_{во}}{B_{во}L_{го}}$ оптимізована дальність L_2 більше чим L_1 , тоді як собівартість тонно-кілометра зменшується.

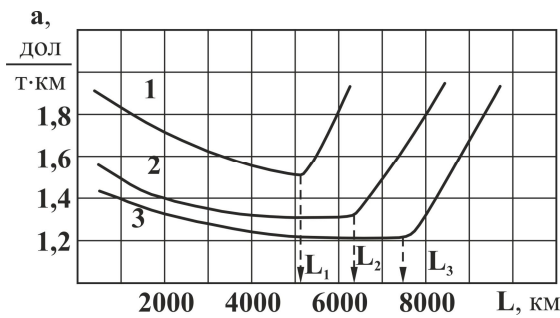


Рис. 4. Вплив геометричних параметрів несучих поверхонь на собівартість тонно-кілометра літака з $m = 45$ т і двома ТРДД:

- 1 – $K_{фм} \frac{A_{го}L_{во}}{B_{во}L_{го}} = 6$; $K_{фм} = 1,093$;
- 2, 3 – $K_{фм} \frac{A_{го}L_{во}}{B_{во}L_{го}} = 9$; 2 – $K_{фм} = 1,093$; 3 – $K_{фм} = 1,081$

Зі зміною коефіцієнта форми крила $K_{фм}$, як одного з критеріїв досконалості геометричних параметрів крила, тобто при $K_{фм} = 1,081$, оптимізована дальність зростає ($L_3 > L_2$), а собівартість тонно-кілометра трохи знижується.

Таким чином, проведено дослідження залежності найбільш узагальненого параметра конкурентоспроможності літака – собівартості 1 тонни вантажу на 1 км авіап перевезень з окремими критеріями ефективності геометричних параметрів несучих поверхонь ($K_{фм} \frac{A_{го}L_{во}}{B_{во}L_{го}}$ і $K_{фм}$).

Наявність такої залежності дозволяє формувати геометричні параметри крила (λ_{ef} , η , \bar{z}_H , $\Delta\bar{S}_H$, $\varepsilon(z)$) й оперення ($A_{го}$, $B_{во}$, $\bar{L}_{го}$, $\bar{L}_{во}$) з обліком цього економічного параметра a ще на етапі попереднього проектування літака.

Висновки

У роботі проведено дослідження залежності інтегральних показників конкурентоспроможності літаків транспортної категорії таких як: аеродинамі-

чна якість і собівартість тонно-кілометра авіап перевезень від окремих безрозмірних критеріїв ефективності геометричних параметрів несучих поверхонь $K_{фм}$, B_m і $K_{фм} \frac{A_{го}L_{во}}{B_{во}L_{го}}$.

Показане, що вибір геометричних параметрів несучих поверхонь на основі вказаних вище окремих критеріїв дозволяє забезпечити підвищення аеродинамічної якості на 10...12 % у крейсерському режимі польоту.

З урахуванням цієї обставини встановлений вплив окремих критеріїв ефективності несучих поверхонь на собівартість тонно-кілометра авіап перевезень. Показане, що збільшення окремого критерію $K_{фм} \frac{A_{го}L_{во}}{B_{во}L_{го}}$ з 6,5 одиниць до 9 одиниць приводить до зниження собівартості тонно-кілометра авіап перевезень на 16,5 %.

Аналогічним чином встановлюється вплив окремих критеріїв ефективності несучих поверхонь із іншими інтегральними показниками конкурентоспроможності, такими як: вартість літако-години в експлуатації (А) і паливною ефективністю q (див. рис. 1).

Такими способами на етапі попереднього проектування забезпечується процес формування геометричних параметрів системи несучих поверхонь, що забезпечує необхідні показники конкурентоспроможності літака в процесі його експлуатації.

Литература

1. Рябков, В. И. Метод формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолетов транспортной категории на основе частных критериев и интегральных показателей их эффективности [Текст] / В. И. Рябков, Д. В. Тиняков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Вып. 52 – X, 2011. – С. 26-33.
2. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] / В.М. Шейнин, В.И. Козловский // В 2 т. – М. : Машиностроение, 1981. – Т. 1. – 339 с.
3. Егер, С. М. Проектирование самолетов [Текст] / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
4. Карафолы, Е. Аэродинамика крыла самолета [Текст] / Е. Карафолы. – М. : АН СССР, 1956. – 479 с.
5. Утенкова, В. В. Понятие коэффициента формы крыла самолета в плане и модели его определения [Текст] / В. В. Утенкова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та

им. Н. Е. Жуковского "ХАИ". – Вып. 42 (3). – X., 2005. – С. 94-101.

6. Тиняков, Д. В. Интегрированное формирование геометрических параметров системы несущих поверхностей на этапе предварительного проектирования самолетов транспортной категории [Текст] / Д. В. Тиняков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского "ХАИ". – Вып. 53. – X., 2012. – С. 27-35.

7. Остославский, И. В. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов [Текст] / И. В. Остославский, И. В. Стражева. – М. : Машиностроение., 1965. – 387 с.

8. Бадягин, А. А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономии эксплуатации [Текст] / А. А. Бадягин, Е. А. Овруцкий. – М. : Машиностроение, 1964. – 292 с.

Поступила в редакцию 1.06.2015, рассмотрена на редколлегии 17.06.2015

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. Аэрогидродинамики Ю. О. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. М. С. Жуковского «Харківський авіаційний інститут», Харків.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЧАСТНЫХ КРИТЕРИЕВ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ НА ИНТЕГРАЛЬНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

В. И. Рябков, Д. В. Тиняков

Исследовано влияние частных критериев аэродинамической эффективности системы несущих поверхностей на интегральные показатели конкурентоспособности самолетов транспортной категории. Предложен и теоретически обоснован путь проведения такого исследования. Проанализировано и показано, что выбор основных геометрических параметров системы несущих поверхностей по виду в плане на основе частных критериев ее эффективности приводит к улучшению аэродинамического качества и к уменьшению одного из основных экономических показателей конкурентоспособности – себестоимости перевозки 1 т груза на 1 км пути.

Ключевые слова: геометрические параметры крыла, частные критерии, компоновочные ограничения, циркуляция скорости, индуктивное сопротивление.

INVESTIGATION OF THE INFLUENCE PARTICULAR CRITERIA OF EFFICIENCY OF THE LIFTING SURFACES SYSTEM ON THE INTEGRAL INDEXES OF COMPETITIVENESS OF TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES

V. I. Ryabkov, D. V. Tinyakov

The influence of partial criteria aerodynamic efficiency of the lifting surfaces system of over-competitiveness indicators for integrated transport category aircraft is investigated. The way for this investigation is proposed and theoretically justified. It analyzed and it is shown that the choice of basic geometrical parameters of the lifting surfaces system of top-of view in the plan based on the particular criteria of its efficiency leads to improved aerodynamic efficiency and a reduction in one of the main economic indicators of competitiveness – the cost of transportation of 1 ton of cargo per 1 km.

Keywords: geometrical parameters of the wing, the particular criteria, layout constraints, circulation rate, inductive drag.

Рябков Віктор Іванович – д-р техн. наук, проф. каф. проектування літаків і вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: tinyakov_d@ukr.net.

Тиняков Дмитро Васильович – канд. техн. наук, доц. каф. проектування літаків і вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: tinyakov_d@ukr.net.