

УДК 629.735.33

В.І. РЯБКОВ, Д.В. ТІНЯКОВ

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

ЗАЛЕЖНІСТЬ ПАЛИВНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛІТАКА ВІД ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМИ НЕСУЧИХ ПОВЕРХОНЬ

Для етапу попереднього проектування досліджено можливість визначення паливної ефективності силової установки літака транспортної категорії залежно від геометричних параметрів його системи несучих поверхонь, сформованих на основі їх оптимізації за окремими критеріями аеродинамічної ефективності. Отримано і кількісно оцінено залежність кілометрової витрати палива дозвукового літака для горизонтального усталеного польоту, коли тяга двигуна дорівнює лобовому опору в горизонтальному польоті. Виявлено, що кілометрову витрату палива можна виразити через окремі критерії аеродинамічної ефективності – коефіцієнти форми крила і мінімального індуктивного опору.

Ключові слова: геометричні параметри крила, окремі критерії, силова установка, витрата палива, аеродинамічна якість.

Вступ

Удосконалення авіаційної інженерії веде до зростання ефективності силових установок (СУ) літальних апаратів (ЛА). Але розроблення нових СУ для ЛА довгостроковий і трудомісткий процес. У той же час створення нових проектів ЛА або їх модифікація відбуваються практично щороку. Ув'язування характеристик СУ та геометричних параметрів планера – це основна складова успішної експлуатації ЛА [1].

Основну роль у формуванні геометричних параметрів ЛА, що має оптимальні характеристики конкурентоспроможності, відіграє система несучих поверхонь – це система, що складається з крила і оперення. Саме раціональність геометричних параметрів цієї системи найчастіше визначає ефективність експлуатації ЛА нарівні з характеристиками СУ.

У зв'язку з цим вирішення задачі з оптимізації геометричних параметрів системи несучих поверхонь з урахуванням особливостей заданої СУ на етапі створення модифікацій ЛА є актуальним.

Крім того, досконалості форм несучих поверхонь завжди приділяли пріоритетну увагу, оскільки вони мають вирішальний вплив як на льотні характеристики, так і на показники економічної ефективності літака [2].

За основу пропонується взяти метод (рис. 1), запропонований в роботі [3]. Цей метод формування геометричних параметрів несучих поверхонь можна використовувати на етапі як попереднього проектування, так і створення модифікацій ЛА. Метод оснований на використанні окремих критеріїв аеродинамічної

ефективності системи несучих поверхонь:

- рівності коефіцієнтів форм трапецієподібного і еліптичного крил – $K_{\text{фм}} = K_{\text{фе}}$;
- мінімальній величині коефіцієнта зростання індуктивного опору – $B_{\text{м}} = B_{\text{мін}}$;
- мінімальній потрібній площі агрегатів хвостового оперення – $S_{\text{хв.о}} \rightarrow \text{мін}$.

Величина $K_{\text{фм}}$ залежить від геометричних параметрів крила, його компонування з фюзеляжем і двигунами, розташованими по його розмаху. В роботі [4] показано, що це приводить першу умову до вигляду

$$K_{\text{фм}}(S_{\text{эф}}, \eta_{\text{м}}, \bar{S}_{\text{н}}, \bar{z}_{\text{нм}}) = K_{\text{фе}}, \quad (1)$$

де $S_{\text{эф}}$, η – ефективна площа і сумарне звуження крила;

$\bar{S}_{\text{н}}$, $\bar{z}_{\text{нм}}$ – відносна площа напливів і відносна координата зламів складеного крила.

Разом із тим підібрані за критерієм (1) геометричні параметри трапецієподібного крила не завжди забезпечують еліптичний закон розподілу циркуляції швидкостей, тобто мінімально можливу величину індуктивного опору

$$C_{\text{xi}} = AC_{\text{y}}^2 \rightarrow \text{мін}, \quad (2)$$

де C_{xi} – індуктивний опір крила;

A – аеродинамічний коефіцієнт;

C_{y} – коефіцієнт піднімальної сили.

Для реалізації умови (2) і служить другий [4] окремий критерій

$$B_{\text{м}}(\eta_{\text{м}}, \bar{z}_{\text{ні}}, \lambda_{\text{эф}}, \bar{\varepsilon}_1^0(z_i)) = B_{\text{мін}}, \quad (3)$$

де $\lambda_{\text{эф}}$ – ефективне подовження крила в системі несучих поверхонь літака, за яким (при вибра-

них за критерієм (1) геометричних параметрах трапецієподібного крила) можна визначити потрібні кути геометричного скручення місцевих хорд $\bar{\varepsilon}_i^0(z_i)$, які забезпечують трапецієподібному крилу еліптичний закон розподілу циркуляцій швидкостей за його розмахом [5, 6], що в максимальному ступені відповідає умові (2).

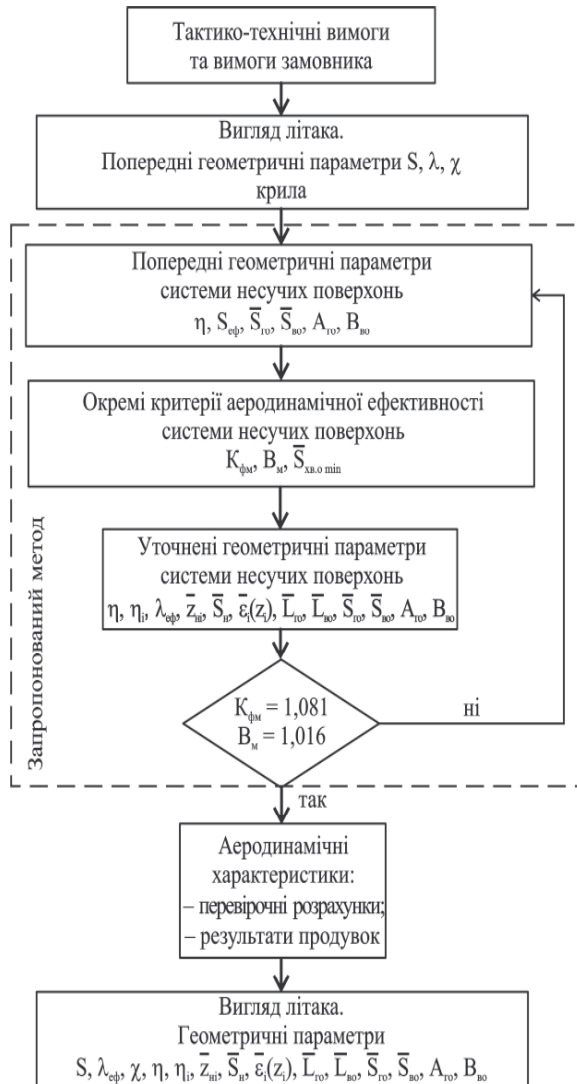


Рис. 1. Схема методу формування геометричних параметрів несучих поверхонь літака транспортної категорії за окремими критеріями і інтегральними показниками його ефективності [4]

Однією з найважливіших характеристик ефективності СУ ЛА є кілометрова витрата палива. Під час горизонтального усталеного польоту, коли тяга двигуна дорівнює лобовому опору літака у горизонтальному польоті, кілометрова витрата оцінюється виразом [4]

$$q = \frac{C_{\text{пит}} \cdot m \cdot g}{3,6 \cdot V \cdot K}, \quad (4)$$

де m – маса літака;

$C_{\text{пит}}$ – питома часова витрата палива;

V – швидкість польоту;

K – аеродинамічна якість.

Постановка задач дослідження

Умова (4) є визначальним критерієм для оцінювання економічної ефективності СУ у крейсерському режимі польоту літака. Як видно, кілометрова витрата палива залежить від декількох параметрів. Одним із них є $C_{\text{пит}}$ – характеристика безпосередньо двигуна.

Для крейсерського усталеного польоту можна прийняти $V = V_{\text{крейс}}$.

А ось величина аеродинамічної якості K значною мірою залежить від геометрії системи несучих поверхонь.

З урахуванням усього сказаного вище метою даної роботи є визначення залежності паливної ефективності СУ літака транспортної категорії від модифікаційних змін геометричних параметрів системи несучих поверхонь, які сформовані на основі критеріїв (1) і (3).

Рішення поставлених задач

Одним із найбільш важливих параметрів літака як ЛА є аеродинамічна якість його несучих поверхонь і літака у цілому. Вона не тільки виступає як фактор досконалості вигляду, але й впливає на багато найбільш важливих показників конкурентоспроможності літака, таких, як його крейсерська швидкість, дальність польоту при заданій величині комерційного навантаження, паливна ефективність і т.ін.

Аеродинамічна якість (як добре відомо) визначається відношенням коефіцієнта піднімальної сили C_y до коефіцієнта лобового опору C_x , яке, в свою чергу, визначається сумою

$$C_x = C_{x0} + C_{xi}, \quad (5)$$

де C_{x0} – коефіцієнт профільного і шкідливого

опору при $C_y = 0$, а $C_{xi} = AC_y^2$ – коефіцієнт індуктивного опору.

При постійному числі M польоту у широкому діапазоні кутів атаки $A = \text{const}$. У цих умовах справедливим є рівняння [7]

$$C_x = C_{x0} + AC_y^2. \quad (6)$$

Коефіцієнт A , що визначає C_{xi} на дозволених швидкостях, обернено пропорційний ефективному подовженню крила:

$$A = \frac{1}{\pi \lambda_{\text{эф}}}. \quad (7)$$

Відомо [8], що максимальна величина аеродинамічної якості K_{max} досягається при

$C_{x_0} = C_{x_i}$. Тому, зменшуючи C_{x_0} , для отримання найбільшого ефекту, слід зменшувати і C_{x_i} . Цього можна досягти двома способами:

- збільшенням подовження крила λ , що не завжди може бути виправдано, оскільки пов'язано зі значним зростанням маси крила;
- збільшенням площі крила S , тобто зменшенням питомого навантаження на крило.

Другий шлях більш ефективний, оскільки знижує потрібне значення C_y , і пов'язаний з меншим збільшенням маси крила. Застосування цього способу є переважним і розглядається частіше.

Розглянемо третій шлях, пов'язаний з вибором геометричних параметрів системи несучих поверхонь «крило + оперення» за окремими критеріями її ефективності $K_{фм}$ і B_M , в основі яких лежить мінімальна величина її індуктивного опору.

З умови рівності $C_{x_0} = C_{x_i}$ випливає, що

$$K_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{AC_{x_0}}} \quad (8)$$

З іншого боку, величину максимального аеродинамічного якості можна виразити і через коефіцієнт D

$$K_{max} = \frac{1}{2\sqrt{DC_{x_0} - A}} \quad (9)$$

де $D = \frac{B_M}{\pi\lambda_{эф}}$.

Зурахуванням таких значень D і A коефіцієнт аеродинамічної якості запишемо у вигляді виразу

$$K = \frac{C_{ум}}{C_{x_0} + DC_{ум}^2 - AC_{ум}} \quad (10)$$

Величину C_{x_0} , що входить у (6), знайдемо зі співвідношення (9)

$$C_{x_0} = \frac{1 + 4K_{max}^2 A}{4K_{max}^2 D} \quad (11)$$

Якщо у вираз (10) підставити отримані значення коефіцієнтів A , D , C_{x_0} і врахувати, що $C_{ум} = K_{фм} C_y$, то залежність (10) для визначення аеродинамічної якості набере вигляду

$$K_{крейс} = \frac{\pi\lambda_{эф} 4K_{max}^2 B_M K_{фм} C_y}{(\pi^2\lambda_{эф}^2 + 4K_{max}^2)(\pi\lambda_{эф} + B_M K_{фм}^2 C_y^2 - K_{фм} C_y)} \quad (12)$$

Слід також урахувати, що за умови $C_{x_i} \min$ параметри системи «крило + оперення» оцінюються залежністю

$$\lambda_{эф} = K_{фм} \frac{A_{го} L_{во}}{B_{во} L_{го}} \quad (12)$$

З урахуванням (12) аеродинамічну якість системи несучих поверхонь слід визначати за співвідношенням

$$K_{крейс} = K_{фм}^2 B_M \frac{A_{го} L_{во}}{B_{во} L_{го}} \frac{4\pi K_{max}^2 C_y}{(\pi^2 K_{фм}^2 \frac{A_{го}^2 L_{го}^2}{B_{во}^2 L_{го}^2} + 4K_{max}^2)} \times \frac{1}{(\pi K_{фм} \frac{A_{го} L_{во}}{B_{во} L_{го}} + B_M K_{фм}^2 C_y^2 - K_{фм} C_y)} \quad (13)$$

Як бачимо, на величину $K_{крейс}$ впливають не тільки K_{max} і C_y , але й параметри системи несучих поверхонь ($A_{го}$, $B_{во}$, $L_{го}$, $L_{во}$, $K_{фм}$, B_M).

Таким чином, на основі виразу (13) можна оцінити вплив як коефіцієнтів $K_{фм}$ і B_M , так і кожного з геометричних параметрів окремо на величину аеродинамічної якості.

Розглянемо вплив різних геометричних параметрів системи несучих поверхонь на $K_{крейс}$.

Вплив одного з таких параметрів – звуження крила, з яким пов'язані коефіцієнти $K_{фм}$ і B_M , в поєднанні з таким параметром, як координата його зламу, наведено в табл. 1.

Таблиця 1

Результати розрахунку аеродинамічної якості літака $K_{крейс}$ на крейсерському режимі польоту при різних значеннях звуження і кута стрілоподібності крила

$\chi_{ПК}, \circ$	$\eta = 2,0$	$\eta = 2,5$	$\eta = 3,0$	$\eta = 3,5$	$\eta = 4,0$
26	17,95	18,08	18,18	18,15	18,04
28	17,87	17,96	18,03	17,95	17,84
32	17,63	17,77	17,82	17,73	17,62

На рис.2 показано зміну K від двох параметрів – звуження і стрілоподібності крила по передній крайці.

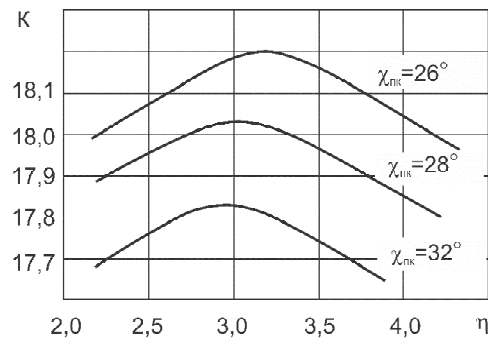


Рис. 2. Вплив звуження й кута стрілоподібності на передній крайці крила на аеродинамічну якість на крейсерському режимі польоту при $\lambda = 8,5$

Як бачимо, змінюючи геометричні параметри крила $K_{фм}$ за рахунок звуження η і координати зламу $\bar{z}_н$ складеного крила, можна підвищити аеродинамічну якість на крейсерському режимі польоту на 78%.

Якщо ж скористатися дослідженнями, наведеними в [9] за вибором геометричних параметрів системи несучих поверхонь за окремими критеріями $K_{фм}$ і B_m , то з урахуванням виразу (13) можна кількісно оцінити вплив геометрії всієї системи несучих поверхонь на аеродинамічну якість на крейсерському режимі польоту.

Політ на крейсерській швидкості здійснюється, як правило, з постійним значенням C_y , і тому це значення можна одержати за такою залежністю [10]:

$$V_{крейс} = \sqrt{\frac{2P_n}{C_x S_{эф} \rho}} \lambda_{эф}. \quad (14)$$

З урахуванням визначення $\lambda_{эф}$ у системі несучих поверхонь за виразом (12) отримуємо

$$V_{крейс} = \sqrt{\frac{2P_n}{C_x S_{эф} \rho}} K_{фм} \frac{A_{го} L_{во}}{B_{во} L_{го}}, \quad (15)$$

де P_n – наявна тяга двигунів;

ρ – питома навантаження на крило.

Аналіз залежності (4) і параметрів, які входять до неї, показує, що V обернено пропорційна $\lambda_{эф}^{1/4}$, а K прямо пропорційно $\lambda_{эф}^{1/2}$ й обернено пропорційно $c_{x_0}^{1/2}$. Тому для дозвукових літаків при тому самому підвищенні якості за рахунок $C_{хо}$ й $\lambda_{эф}$ буде більш вигідно з погляду q_{min} підвищення K , викликаного зменшенням C_{xi} , а не збільшенням $\lambda_{эф}$.

У цьому випадку

$$q = \frac{m \cdot C_{пит}}{3,6 \cdot K \cdot V_{крейс}}. \quad (16)$$

Слід мати на увазі, що величини аеродинамічної якості $K_{крейс}$ і крейсерської швидкості $V_{крейс}$, що входять у вираз (16), необхідно подати з урахуванням виразів (13) і (15), що дає можливість оцінити величину паливної ефективності літака транспортної категорії з урахуванням геометричних особливостей його несучих поверхонь, оскільки й $K_{фм}$, і B_m є функціями їх геометричних параметрів.

З урахуванням такої взаємозалежності на рис. 3 показано вплив узагальненого параметра системи несучих поверхонь $K_{фм} \cdot \frac{A_{го} L_{во}}{B_{во} L_{го}}$

на паливну ефективність літака транспортної категорії з $m_0 = 45$ т і двома ТРДД.

Як бачимо, узагальнений параметр системи несучих поверхонь впливає на паливну ефективність літака. Збільшення цього параметра з 5 до 9 одиниць приводить до росту витрати палива приблизно на 4%.

Вплив коефіцієнта форми крила $K_{фм}$ на паливну ефективність літака виявляється меншим. Але з показаних на рис. 3 даних чітко видно, що використання крила з геометричними параметрами за виглядом у плані, що відповідають $K_{фм} = 1,081$, є оптимальним і у випадку оцінювання літака за параметром паливної ефективності.

Як показано вище, формування геометричних параметрів системи несучих поверхонь на етапі попереднього проектування за окремими критеріями може забезпечити приріст аеродинамічної якості літака.

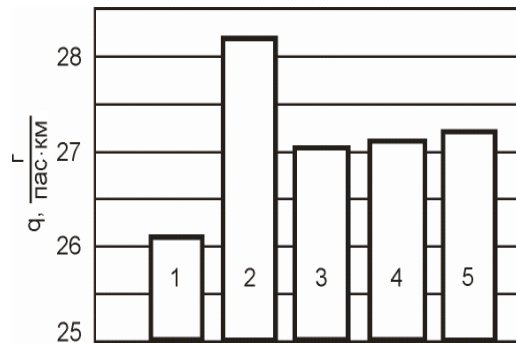


Рис. 3. Залежність паливної ефективності літака з $m_0 = 45$ т від геометричних параметрів його системи несучих поверхонь:

$$1 - K_{фм} \frac{A_{го} L_{во}}{B_{во} L_{го}} = 5; 2, 3, 4, 5 - K_{фм} \frac{A_{го} L_{во}}{B_{во} L_{го}} = 9;$$

$$1 - K_{фм} = 1,081; 2 - K_{фм} = 1,137; 3 - K_{фм} = 1,093;$$

$$4 - K_{фм} = 1,107; 5 - K_{фм} = 1,11$$

Підвищення аеродинамічної якості в режимі крейсерського польоту $K_{крейс}$ слід використовувати для підвищення економічності експлуатації літака.

Перший шлях – зменшення потрібної крейсерської тяги для зниження витрат палива, отже, і 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 зниження собівартості 1 т/км, незалежно від того, чи стане можливим збільшити комерційне навантаження чи ні.

Другий шлях підвищення економічності літака завдяки збільшенню аеродинамічної якості полягає в такому. З підвищенням якості крейсерська тяга, витрата палива (отже, вартість літако-години) і комерційне навантаження залишаються незмінними, як і при попередній якості. Але за рахунок збільшення $K_{\text{крейс}}$ збільшується швидкість польоту, а з нею й годинна продуктивність літака, що при постійній вартості літако-години приводить до зниження собівартості 1 т/км [11].

Висновки

У роботі встановлено взаємозалежність окремих безрозмірних критеріїв ефективності, таких, як $K_{\text{фм}}$, V_M , і узагальненого параметра системи несучих поверхонь $K_{\text{фм}} \cdot \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}}$ із інтегральними показниками конкурентоспроможності літаків транспортної категорії, такими, як аеродинамічна якість літака, паливна ефективність літака, а також із собівартістю тонно-кілометра авіаперевезень.

При встановленні взаємозалежності окремих критеріїв ефективності несучих поверхонь із величиною аеродинамічної якості літака отримано вираз для оцінювання впливу таких геометричних параметрів системи несучих поверхонь, як $S_{\text{еф}}$, $\lambda_{\text{еф}}$, \bar{S}_n , \bar{z}_n , η , $\varepsilon(z_i)$, $A_{\text{го}}$, $B_{\text{во}}$, $L_{\text{го}}$, $L_{\text{во}}$, на співвідношення величин крейсерської й максимальної аеродинамічної якості, що дозволяє на етапі попереднього проектування закласти раціональні геометричні параметри несучих поверхонь із урахуванням умов крейсерського режиму польоту літака, тобто величин $V_{\text{крейс}}$ і $V_{\text{найв}}$.

Встановлено кількісну взаємозалежність окремих критеріїв ефективності системи несучих поверхонь із величиною аеродинамічної якості літака, а це значить, що реалізована можливість взаємоув'язування $K_{\text{фм}}$, V_M і $K_{\text{фм}} \cdot \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}}$ з показником паливної ефективності літака $q_{\text{пал}}$. При цьому показано, що, варіюючи геометричні параметри системи несучих поверхонь, уявляється можливим зменшити величину $q_{\text{пал}}$, тобто підвищити паливну ефективність літака на 6...8%.

Таким чином, у статті наведено дослідження, що встановлюють взаємозв'язок окремих критеріїв аеродинамічної ефективності системи несучих поверхонь із інтегральними показниками конкурентоспроможності літака паливною ефективністю силової установки літака транспортної категорії на крейсерському режимі польоту.

Література

1. Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов [Текст] / Д. Кюхеман. – М.: Машиностроение, 1983. – 367 с.
2. Карафоли Е. Аэродинамика крыла самолета [Текст] / Е. Карафоли. – М.: АН СССР, 1956. – 479 с.
3. Тиняков Д. В. Метод формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолетов транспортной категории на основе частных критериев и интегральных показателей их эффективности [Текст] / Д. В. Тиняков, В. И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 52. – Х., 2011. – С. 26-33.
4. Тиняков Д. В. Влияние компоновочных ограничений на частные критерии эффективности трапецевидных крыльев самолетов транспортной категории [Текст] / Д. В. Тиняков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 68. – Х., 2011. – С. 32-41.
5. Тюрев В. В. Методы оценки оптимизирующей крутки крыла в моделях выбора его геометрических параметров [Текст] / В. В. Тюрев, В. В. Утенкова // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 26. – Х., 2005. – С. 169-175.
6. Колобкова А. Н. Минимизация индуктивного сопротивления неплоских несущих систем [Текст] / А. Н. Колобкова, М. И. Николаев // Вопросы аэродинамики летательных аппаратов и их частей. – М.: МАИ, 1991. – С. 53-58.
7. Зайцев А. А. Теория несущей поверхности [Текст] / А. А. Зайцев. – М.: Наука, Физматлит, 1995. – 160 с.
8. Карафоли Е. Аэродинамика крыла самолета [Текст] / Е. Карафоли. – М.: АН СССР, 1956. – 479 с.
9. Балабуев П. В. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст]: учеб. пособие / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников. – Х.: ХАИ, 2003. – Ч. 2. – 389 с.
10. Остославский И. В. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов [Текст] / И. В. Остославский, И. В. Стражева. – М.: Машиностроение., 1965. – 387 с.
11. Экономическая эффективность авиационной техники [Текст] // Сб. статей / под ред. С. А. Саркисяна. – М.: Машиностроение., 1984. – 123 с.

Поступила в редакцию 01.06.2014

В.И. Рябков, Д.В. Тиняков. Зависимость топливной эффективности силовой установки самолета от геометрических параметров системы несущих поверхностей

Для этапа предварительного проектирования исследована возможность оценки топливной эффективности силовой установки самолета транспортной категории в зависимости от геометрических параметров его системы несущих поверхностей, сформированных на основе частных критериев аэродинамической эффективности. Получена и количественно оценена зависимость километровой расхода топлива дозвукового самолета для горизонтального установившегося полета, когда тяга двигателя равна лобовому сопротивлению в горизонтальном полете. Выявлено, что километровой расход топлива можно выразить через частные критерии аэродинамической эффективности – коэффициенты формы крыла и минимального индуктивного сопротивления, зависящие в свою очередь от геометрических параметров системы несущих поверхностей.

Ключевые слова: геометрические параметры крыла, частные критерии, силовая установка, расход топлива, аэродинамическое качество.

V.I. Ryabkov, D.V. Tinyakov. Dependence of fuel efficiency aircraft propulsion on the lift system geometrical parameters

For the preliminary design phase investigated the possibility of determining the fuel efficiency of aircraft transport category propulsion depending on the geometrical parameters of its lift system which formed on the basis of their particular criteria for optimization of aerodynamic efficiency. Obtained and quantified dependence kilometer fuel consumption subsonic aircraft for horizontal steady flight when the engine thrust is equals the drag in horizontal flight. Revealed that kilometer fuel consumption can be expressed in terms of the particular criteria aerodynamic efficiency – the coefficients of the wing shape and the minimum induced drag.

Keywords: geometrical parameters of the wing, the particular criteria, engine, fuel consumption, aerodynamic quality.