

ЗМЕНШЕННЯ ЗАПАСУ СТАТИЧНОЇ СТІЙКОСТІ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА З МЕТОЮ ПОКРАЩЕННЯ ПАЛИВНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ

к.т.н. А.Г. Тарасцев, Д.В. Білоус
(подав д.т.н., проф. О.І. Риженко)

Пропонується покращення паливної ефективності літака шляхом зменшення втрат на балансування. Розглядається вплив центрівки літака на характеристики його балансування та вплив балансування на коефіцієнт лобового опору та паливну ефективність літака.

Постановка проблеми. Паливна ефективність літака стала одним із важливих критеріїв при розробці та проектуванні військово-транспортних та цивільних літаків. Розробка нового літального апарату (ЛА) з покращеними характеристиками паливної ефективності не завжди виправдовує себе. Затрати на розробку нового ЛА створюють умови, при яких модернізація існуючого літака з метою зниження витрат палива стає суттєвою альтернативою [1]. Одним із шляхів зниження витрат палива є зменшення запасу статичної стійкості транспортного літака.

Аналіз літератури. Аналіз досліджень та публікацій показує, що паливна ефективність транспортного літака залежить від багатьох факторів. З метою зниження витрат палива проведені дослідницькі роботи в області аеродинаміки, конструкції, динаміки польоту та експлуатації [1, 2]. В основному, всі шляхи зменшення витрат палива носять, як то кажучи, виробничий, а іноді й адміністративний характер, тобто в основному спрямовані на точне дотримання технології виконання польотів та якості експлуатації авіаційної техніки.

Одним із перспективних напрямків підвищення паливної ефективності є зменшення запасу статичної стійкості транспортного літака. Це дозволить знизити втрати на балансування на етапі сталого горизонтального польоту. Під втратами на балансування розуміється збільшення аеродинамічного опору літака внаслідок його вимушеного балансування. Найбільшу економію палива можливо досягти на крейсерському етапі польоту, який є найбільшим за часом. Лише незначне зниження коефіцієнту лобового опору літака на цьому етапі може привести до значної економії палива взагалі.

При зменшенні запасу статичної стійкості, внаслідок збільшення координати центру мас \bar{x}_T , постає необхідність забезпечення для ЛА прийнятних характеристик стійкості та керованості. Одним із напрямків вирішення цієї проблеми може бути застосування вдосконаленої системи автоматичного керування з елементами концепції “техніки активного керування”, яка здатна створювати так звану “штучну стійкість” літака, а саме забезпечити потрібні характеристики стійкості та керованості [3].

Постановка завдання. При зменшенні запасу статичної стійкості необхідно з'ясувати вплив положення центру мас літака на характеристики балансування, а також виявити та оцінити зв'язок між параметрами балансування літака та коефіцієнтом аеродинамічного опору, а у подальшому, з параметрами, що характеризують паливну ефективність військово-транспортного літака. В якості досліджуємого літака обраний ЛА типу Ан-74, обладнаний активною системою керування забезпечення штучної стійкості (АкСКЗшс).

Вплив центрівки літака на характеристики балансування. Крива балансування звичайно визначається за даними реального польоту для певних експлуатаційних умов і приводиться в технічному опису літака. На зміну експлуатаційних умов можна внести відповідні поправки, не вдаючись до повного перерахунку кривої балансування. Вплив того або іншого чинника оцінюватимемо зміною відхиленням руля висоти (РВ)

$$\Delta\delta_B = \delta_{B2} - \delta_{B1},$$

де δ_{B1} – початкове положення балансування руля;

δ_{B2} – нове положення руля, обумовлене впливом деякого чинника.

Оцінимо вплив центрівки на балансування літака.

Для ЛА, що мають РВ, балансувальне значення кута відхиленням РВ визначається за формулою [2]:

$$\delta_{B\text{бал}} = -\frac{m_{z0} + C_{y_{\text{гп}}}(\bar{x}_T - \bar{x}_F)}{m_z^{\delta_B}}, \quad (1)$$

де m_{z0} – коефіцієнт моменту тангажа при нульовому значенні кута атаки;

$C_{y_{\text{гп}}}$ – коефіцієнт підйомної сили в горизонтальному польоті;

\bar{x}_T – відносна координата центру тяжіння ЛА;

\bar{x}_F – відносна координата центру фокусу ЛА,

$m_z^{\delta_B}$ – коефіцієнт ефективності РВ.

Нехай, необхідне відхилення РВ, коли центрівка \bar{x}_{T1} , визначається δ_{B1} , а при центрівці $\bar{x}_{T2} - \delta_{B2}$.

Різниця між балансувальним значенням відхилення РВ при двох по-

ложеннях центру тяжіння визначається за такою формулою [2]:

$$\Delta\delta_B = -\frac{C_{y\Pi}(\bar{x}_{T2} - \bar{x}_{T1})}{m_z^{\delta_B}}.$$

Під час переміщення центру мас уперед ($x_{T2} < x_{T1}$) отримуємо негативний приріст $\Delta\delta_B$ (оскільки $C_y > 0$, $m_z^{\delta_B} < 0$). Дійсно, під час переміщення центру мас уперед, на літак почне діяти додатковий пікіруючий момент, для парювання якого штурвал необхідно брати "на себе", що призведе до зсуву кривої балансування униз (рис. 1).

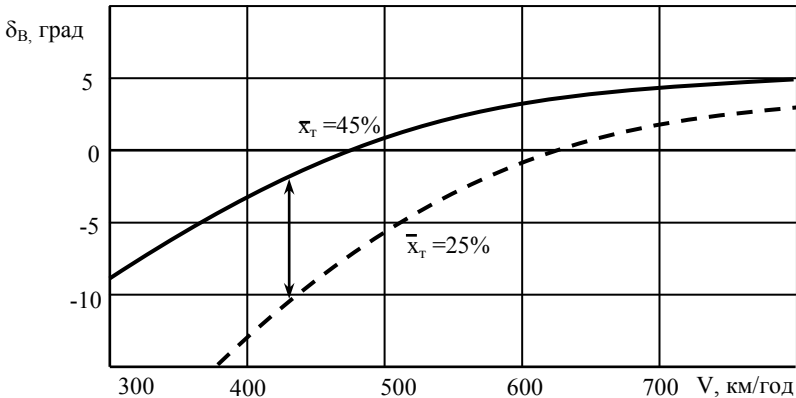


Рис.1. Залежність δ_B від швидкості польоту V

Зсув буде тим більшим, чим більше відношення ($C_y / m_z^{\delta_B}$). На це відношення найбільш впливає швидкість польоту. Чим менше швидкість, тим більше C_y , а отже, тим більше $\Delta\delta_B$. На малих швидкостях при передніх центрівках руль висоти може виявитися відхиленим повністю на кабрирування. Тому, гранично передня центрівка призначається з умови балансування літака на посадці. При цьому відхилення руля висоти (стабілізатора) повинне бути близько 0,9 граничного.

Аналіз залежності кутів балансування літака від швидкості польоту з урахуванням його центрівки (див. рис.1) дозволяє зробити висновок про зменшення потрібних для балансування кутів відхилення руля висоти під час збільшення координати центру мас літака.

Вплив балансування на коефіцієнт лобового опору та паливну ефективність літака. В горизонтальному сталому польоті в більшості випадків літаки необхідно балансувати як органами подовжнього балансування (рулем висоти, стабілізатором), так і боковими органами керу-

вання. Причинами, що викликають необхідність бокового балансування, в основному, є індивідуальні особливості планера, асиметрія тяги двигунів, нерівномірне вироблення палива з баків-кесонів і багато що інше. У даній роботі бокове балансування не розглядається.

Просторове балансування пілот забезпечує відхиленням та утриманням органів керування. При цьому досягається комфортність керування, але платною за це є значна перевитрата палива. При цьому істотно значення має індивідуальна манера пілотування.

Розглянемо вплив відхилення органів керування на коефіцієнт аеродинамічного опору. Балансувальне значення коефіцієнта підйомної сили записують з урахуванням відхилення руля висоти (1):

$$C_{y\text{бал}} = C_y^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0) + C_y^{\varphi_{\text{ст}}} \cdot \varphi_{\text{ст}} + \frac{m_{z0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_f) \cdot C_y^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0) + C_y^{\varphi_{\text{ст}}} \cdot \varphi_{\text{ст}} \cdot \bar{H}_{\text{ст}}}{\bar{H}_{\delta_b}},$$

де C_y^α – похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки α ;

α_0 – кут атаки при якому коефіцієнт підйомної сили рівний нулю;

$C_y^{\varphi_{\text{ст}}}$ – похідна коефіцієнта підйомної сили стабілізатора по куту відхилення $\varphi_{\text{ст}}$;

$\bar{H}_{\text{ст}}$, \bar{H}_{δ_b} – плечі додатку підйомної сили стабілізатора і руля висоти відповідно.

Якщо стабілізатор на літаку не пересувний, то значенням ($C_y^{\varphi_{\text{ст}}} \cdot \varphi_{\text{ст}}$) можна знехтувати.

Аеродинамічна похідна по куту атаки збалансованого літака визначається за формулою

$$C_{y\text{бал}}^\alpha = C_y^\alpha + \frac{(\bar{x}_T - \bar{x}_f) \cdot C_y^\alpha}{\bar{H}_{\delta_b}}.$$

Таким чином, зміна підйомної сили збалансованого літака залежить від запасу подовжньої статичної стійкості, що визначається для літака положенням центрівки.

Як відомо, балансувальний опір складається з суми профільного та індуктивного опорів. Зміна підйомної сили призводить до появи індуктивного опору. Додатковий балансувальний опір від відхилення руля висоти буде дорівнювати

$$\Delta C_{x_{i \text{ бал}}} = \frac{m_{z0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_f) \cdot C_y^\alpha \cdot \alpha_{\text{бал}}^2}{\bar{H}_{\delta_B}}, \quad (2)$$

де $\alpha_{\text{бал}}$ – балансувальне значення кута атаки.

Таким чином, приріст опору збільшується пропорційно квадрату балансувального кута атаки та залежить від балансувального кута відхилення руля висоти. Із залежності (2) видно, що зменшення запасу статичної стійкості $(\bar{x}_T - \bar{x}_f)$ зменшує додатковий балансувальний опір від відхилення руля висоти.

Втрати якості на подовжнє балансування можна оцінити по формулі

$$\Delta K \approx -\frac{C_{x_a}}{C_{y_a}} \cdot \frac{m_z^{\delta_B} \cdot \Delta \delta_B}{\bar{H}_{\text{г.о.}} \cdot \left(C_{x0} + A \cdot \frac{C_y^2}{\pi \lambda_{\text{эф}}} \right)},$$

де C_{x0} – коефіцієнт лобового опору ЛА при нульовому значенні кута атаки;

A – коефіцієнт, що використовується при розрахунку поляр ЛА.

З урахуванням додаткових опорів зменшується аеродинамічна якість, що приведе до збільшення витрат палива в горизонтальному польоті. На рис. 2 наведена залежність збільшення опору літака (за рахунок балансування) при відхиленні органів керування.

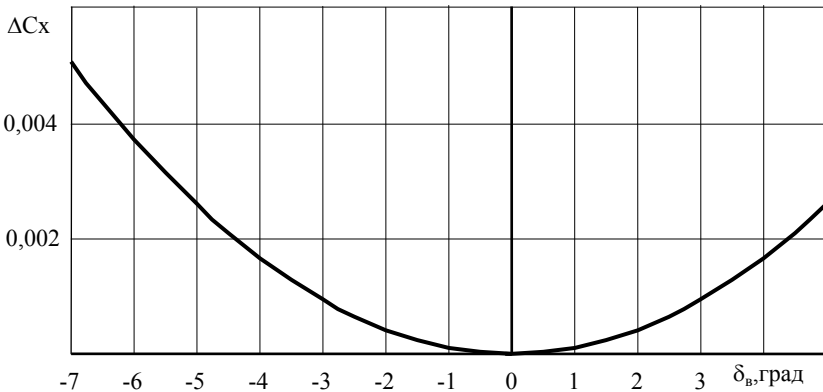
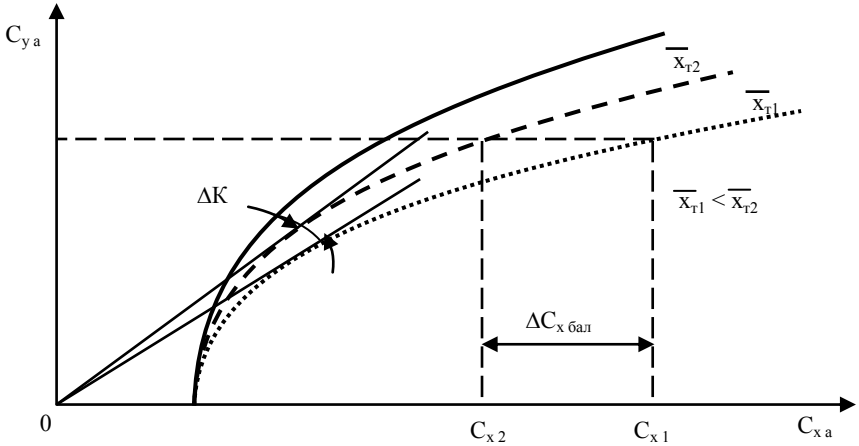


Рис. 2. Залежність приросту C_x від кута відхилення руля висоти

З аналізу графіку, наведеного на рис. 2, можна зробити висновок про збільшення коефіцієнту лобового опору від 5% до 10% в залежності від

значення кута відхилення руля висоти.

На рис. 3 наведена якісна картина зміни поляр літака при подовжньому балансуванні. Як видно з рис. 3, експлуатаційне значення аеродинамічної якості знижується. Зменшення запасу статичної стійкості, відповідно центрівка \bar{x}_{T2} , знижує витрати аеродинамічної якості на балан-



сування.

Рис.3. Поляри літака при різних x_T

Відомо, що паливна ефективність літака характеризується величиною годинної витрати палива C_h . Годинна витрата палива залежить від характеристик двигуна (питомої витрати палива $C_{пит}$) та потрібної сумарної тяги двигунів (P)

$$C_h = C_{пит} P.$$

Сталий горизонтальний політ характеризується наступними умовами:

$$Y = G; P = X, \tag{3}$$

де Y – підйомна сила;

G – сила тяжіння;

P – сумарна тяга силової установки;

X – сила лобового опору літака.

Рівність (3) визначає тягу, що потрібна для виконання сталого горизонтального польоту літака з певною швидкістю V на висоті H . Ця рівність досягається підбором певного режиму роботи силової установки. Тоді, додаткова тяга $\Delta P_{бал}$, що витрачається для подолання додаткового балансувального опору $\Delta X_{бал}$ визначається наступним чином:

$$\Delta P_{\text{бал}} = \Delta X_{\text{бал}} = \Delta C_{x \text{ бал}} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (4)$$

де $\Delta C_{x \text{ бал}}$ – додаткове збільшення коефіцієнту лобового опору від балансувального відхилення руля висоти;

ρ – щільність повітря на розрахунковій висоті;

V – швидкість польоту ЛА;

S – площа крила.

Враховуючи рівняння (4) можна записати вираження для визначення збільшення годинної витрати палива, що витрачається на балансування літака

$$\Delta C_h = C_{\text{пит}} \Delta C_{x \text{ бал}} \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Висновки. Таким чином, покращення паливної ефективності літака можливо здійснювати шляхом зменшення втрат на балансування за рахунок зменшення запасу статичної стійкості літака на етапі горизонтального польоту. Забезпечення прийнятних характеристик стійкості та керованості покладається на активну систему керування забезпечення штучної стійкості. Покращення паливної ефективності засобами АкСК дозволить провести дослідження з приводу покращення льотно-технічних характеристик літака, таких як дальність та тривалість польоту.

ЛІТЕРАТУРА

1. *Иванов А.Н. Проблемы повышения экономичности эксплуатации транспортных самолетов // Техническая информация. – 1984. – № 19. – С. 70 – 75.*
2. *Ударцев Е.П. Динамика пространственного сбалансированного движения самолета. – К.: КИИГА. 1989. – 116 с.*
3. *Шевченко С.В., Білоус Д.В. Визначення раціональних параметрів активної системи керування літака з урахуванням пружних властивостей конструкції // Вісник НАУ. – 2003. – № 3 – 4 (18). – С. 86 – 89.*

Надійшла 5.11.2004

ТАРАСЦЕВ Андрій Георгійович, канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри Харківського університету Повітряних Сил. Галузь наукових інтересів – проектування літальних апаратів та систем керування.

БІЛОУС Дмитро Васильович, ад'юнкт Харківського університету Повітряних Сил. В 2001 році закінчив Харківський інститут Військово-Повітряних Сил. Галузь наукових інтересів – проектування літальних апаратів та систем керування.