

УДК 629.7.017

В.С. Борисенко, А.В. Приймак

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ОБҐРУНТУВАННЯ ПІДХОДУ ЩОДО РОЗРАХУНКУ ОБМЕЖЕНЬ ГРАНИЧНО-ДОПУСТИМОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЙНОЇ ЗМІНИ ТЯГОВИХ ТА АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

В роботі на основі аналізу вимог льотної придатності транспортних літаків обґрунтовується вибір показника та розробляються алгоритми розрахунку гранично допустимих експлуатаційних змін тягових характеристик силової установки та лобового опору планера.

Ключові слова: (обмеження, аналіз, льотна придатність, траєкторія зльоту, швидкопід'ємність, повний градієнт набору висоти, тривалість експлуатації, прогнозування стану безпеки польотів).

Вступ

При розгляді впливу тривалості експлуатації авіаційної техніки на стан безпеки польотів важливими питаннями, що потребують детального вивчення, є оцінка граничних значень зміни тяги силової установки та коефіцієнта лобового опору літака. Детальне вивчення вказаних питань свідчить про недостатню їх проробку. Іншими словами, авторам не вдалося знайти скільки-небудь конкретних відомостей щодо встановлення даних обмежень для вітчизняних та зарубіжних військових літаків. В той же час в засобах масової інформації відмічається високий інтерес до питань створення єдиної системи управління технічним станом авіаційної техніки, яка базується на використанні високоєфективних алгоритмів контролю її стану в процесі експлуатації [1, 2].

Використання подібних підходів для військової та цивільної авіації України вже сьогодні є необхідною умовою забезпечення постійного високого рівня паливної ефективності літаків та безпеки польотів. Вони можуть стати складовою частиною системи експлуатації авіаційної техніки за станом, оскільки дозволять контролювати стан основних енергетичних характеристик літака на протязі усього терміну його експлуатації.

Зазвичай для синтезу даних підходів застосовуються статистичні методи аналізу, що базуються на детальному вивченні процесу експлуатації парку однотипних зразків авіаційної техніки на протязі тривалого періоду – в процесі т.з. «лідерних випробувань».

Постановка задачі. Для військової авіації України такий підхід не є прийнятним, що пов'язане із суттєвою обмеженістю наявного нальоту. В той же час проблема стоїть надзвичайно гостро, що потребує негайного пошуку її альтернативних рішень. І одне з них може бути знайдене аналізуючи системи обмежень на траєкторні параметри, що встановлюються Нормами льотної придатності для літаків (НЛПЛ) транспортної категорії [3].

Основний розділ

Згідно із Нормами льотної придатності зліт літака однозначно пов'язують з такими параметрами, як швидкість польоту, висота польоту та кут нахилу траєкторії. Встановлюються чіткі вимоги щодо реалізації вказаних параметрів в рамках траєкторії зльоту – простягається від точки старту до точки, в якій літак знаходиться на висоті 450 м над поверхнею зльоту чи в якій закінчується перехід від злітної конфігурації до маршрутної конфігурації і одночасно досягається швидкість $1,25V_s$, де V_s – швидкість звалювання (в редакції НЛПЛ-2 та 3 – повна злітна дистанція [4]).

В рамках траєкторії зльоту з метою її ідентифікації виділяються наступні ділянки: потрібна дистанція зльоту – відстань по горизонталі вздовж траєкторії зльоту від точки старту до точки, в якій літак знаходиться на висоті 10,7 м над поверхнею зльоту та траєкторія початкового набору висоти – починається на висоті 10,7 м над поверхнею зльоту в кінці дистанції зльоту. Крім того, відповідні ділянки поділяються за окремими ознаками на:

- дистанцію розбігу по злітно-посадочній смузі (ЗПС) до досягнення швидкості відриву (V_{LOF});
- дистанцію розгону з набором висоти 10, 7 м та досягненням безпечної швидкості зльоту (V_2) із визначеним кутом набору траєкторії;
- ділянку розгону літака від швидкості V_2 до швидкості безпечного початку прибирання механізації V_3 з одночасним набором висоти 120 м;
- етап польоту де виконується прибирання механізації крила з одночасним збільшенням швидкості польоту до швидкості початку набору висоти і досягненням висоти 450 м.

В межах даних ділянок, сума яких й визначає траєкторію зльоту, вага літака, його конфігурація та потужність чи тяга силової установки згідно із п. 25.111 [3] повинні бути постійними і відповідати найбільш критичним умовам для конкретної ділян-

ки. При витримуванні цих умов нахил повітряної ділянки траєкторії зльоту повинен бути додатнім в усіх вказаних вище точках, а зліт повинен здійснюватися із збільшенням швидкості. Виконання останньої умови може бути забезпечене лише у випадку, коли енергетична швидкопід'ємність літака V_y^* , яка представляє собою потужність надлишкової тяги літака, що витрачається на зміну енергії одиниці його ваги, є більшою від його геометричної швидкопід'ємності V_y , тобто, коли $V_y < V_y^*$. Саме в цьому випадку надлишкова тяга витрачається не тільки на збільшення висоти польоту літака (потенціальної енергії), але й на збільшення його швидкості (кінетичної енергії).

При виконанні умови $V_y = V_y^*$ маємо граничний випадок, що характеризується стійким набором висоти польоту з постійною швидкістю. Саме це й може бути використане для обґрунтування граничних значень зміни характеристик планера й силової установки літака в процесі його тривалої експлуатації.

Використовуючи відомі вирази для енергетичної та геометричної швидкопід'ємностей відповідна рівність може бути записана у вигляді:

$$V \sin \theta = n_{xa} V \text{ або } \sin \theta = n_{xa} = (P - X_a) / (m_{ce} g), \quad (1)$$

де θ – кут нахилу траєкторії польоту літака.

Звідки надлишкова тяга ΔP , що витрачається на набір висоти літаком, дорівнює:

$$\Delta P = P - X_a = m_{ce} g \sin \theta. \quad (2)$$

Змінивши у виразі (1) θ на його нормативне значення, тобто прийнявши $\theta = \theta_i$, визначимо граничне значення $\Delta P_{\text{ад}}$, яке потрібне для забезпечення нормативних вимог. Вираз для визначення $\Delta P_{\text{ад}}$ має вигляд:

$$\Delta P_{\text{ад}} = m_{ce} g \sin \theta_i. \quad (3)$$

Нормовані значення кута нахилу траєкторії польоту можуть бути знайдені за даними про повні градієнти набору висоти η – максимальні значення градієнту набору висоти, досяжні на даному літаку в фактичних експлуатаційних умовах, які наводяться безпосередньо в НЛПЛ чи ЗТВ ВПС і є нормованими характеристиками для відповідних етапів зльоту літака (табл. 1).

Повний градієнт набору висоти може бути визначений як виражений у відсотках тангенс кута нахилу траєкторії, тобто

$$\eta = \text{tg} \theta \times 100\%. \quad (4)$$

Таблиця 1

Дані щодо нормованих значень повних градієнтів набору висоти транспортних літаків

№ з/п	Етап зльоту транспортного літака	Параметри, що досягаються в межах етапу	Нормовані значення повного градієнту набору висоти η для транспортних літаків (НЛПЛ-94, 2004), %			Згідно з НЛПЛ -2, 3
			з двома двигунами	з трьома двигунами	з чотирма двигунами	
ПОЛІТ З УСІМА ПРАЦЮЮЧИМИ ДВИГУНАМИ						
1.	Етап розбігу по ЗПС	V_{LOF}	–	–	–	–
2.	Етап розгону із набором висоти умовної перешкоди	$\dot{I} = 10,7i$	–	–	–	–
3.	Етап розгону до швидкості безпечного початку прибирання механізації (початковий набір висоти)	$\dot{I} = 120i$ V_3	Данні чистої траєкторії початкового набору висоти повинні визначитися таким чином, щоб вони представляли собою повну траєкторію набору висоти, зменшену в кожній точці на градієнт набору висоти, що дорівнює*			$\geq 5,0$
			$\geq 0,8$	$\geq 0,9$	$\geq 1,0$	
4.	Етап прибирання механізації крила з одночасним збільшенням швидкості	$\dot{I} = 450i$	$\geq 1,2$	$\geq 1,5$	$\geq 1,7$	$\geq 3,0$
5.	Набір висоти в посадочній конфігурації	$V \leq 1.3V_s$	$\geq 3,2$			–
ПОЛІТ З ОДИМ НЕПРАЦЮЮЧИМ ДВИГУНОМ						
6.	Зліт, шасі випущені	–	≥ 0	$\geq 0,3$	$\geq 0,5$	–
7.	Зліт, шасі прибрані	–	$\geq 2,4$	$\geq 2,7$	$\geq 3,0$	
8.	Кінцевий етап зльоту	$\dot{I} = 450i$	$\geq 1,2$	$\geq 1,5$	$\geq 1,7$	

Примітка: * – зменшення градієнта набору висоти може виражатися як еквівалентне зменшення прискорення на тій частині траєкторії зльоту, на якій літак розганяється в горизонтальному польоті.

Враховавши далі, що

$$\operatorname{tg}\theta = \frac{\Delta \dot{L}}{\Delta L} = \frac{\Delta \dot{L}}{\Delta L} \frac{\Delta t}{\Delta t} = \frac{\Delta H}{\Delta t} \left[\frac{\Delta L}{\Delta t} \right]^{-1} \approx \sin \theta, \quad (5)$$

та увівши позначення нормованого повного градієнту набору висоти отримуємо, що (3) може бути записане у наступному вигляді:

$$\Delta P_{\text{ао}} \approx 0,01 m_{\text{сє}} g \eta_i. \quad (6)$$

Таким чином, нами отримано вираз, який дозволяє визначити фактичні граничні значення надлишкової тяги для забезпечення відповідних нормованих значень градієнту набору висоти. Як бачимо її значення при заданих η_i визначається виключно величиною злітної маси, яка, як показано вище, повинна вибиратися виходячи із найбільш критичних умов, тобто $m_{\text{сє}} = m_{\text{сє}}^{\text{max}}$, де $m_{\text{сє}}^{\text{max}}$ – максимальне значення злітної маси, задеклароване для конкретного типу транспортного літака.

Надлишкова тяга ΔP в самому загальному випадку є функцією режиму польоту та режиму роботи силової установки. Для зльоту літака ця залежність може бути записана в наступному вигляді:

$$\Delta P = f(V, n_{\text{аа}}, \dot{I}_{\text{аао}}, T_i). \quad (7)$$

Однак привівши умови експлуатації до стандартних атмосферних умов, а також врахувавши, що до досягнення висоти 120 м над поверхнею зльоту конфігурація літака не змінюється, окрім прибирання шасі, яке здійснюється до досягнення висоти умовної перешкоди та швидкості V_2 , та не можна виконувати зміну потужності чи тяги (п.25.111 (с) НЛПЛ), що потребує дій льотчика, дана залежність може бути представлена у вигляді:

$$\Delta P = f(V). \quad (8)$$

Тобто, в цьому випадку маємо залежність надлишкової тяги виключно від швидкості польоту літака. А отже фіксація обмеження по $\Delta P_{\text{р}}$ повинна виконуватися при умові прив'язки до конкретних наперед заданих нормованих швидкостей польоту. Такими швидкостями можуть бути: швидкість піднімання передньої опори, швидкість відриву, безпечна швидкість, швидкість початку прибирання закрилків, швидкість кінця прибирання закрилків. Їх виключна залежність від злітної маси літака дозволяє виконати їх представлення в Керівництвах з льотної експлуатації (інструкціях екіпажу) у вигляді таблиць або графіків.

Немає необхідності розглядати увесь діапазон злітних мас літака. Достатньо розглянути найбільш критичний випадок, який відповідає максимальній злітній масі літака. Стабільність же параметрів конфігурації та режиму роботи силової установки гарантується на ділянці розгону літака, що дозволяє зосередитися на використанні в якості вихідних швидкостей для розрахунку обмеження по $\Delta P_{\text{р}}$ безпечної швидкості V_2 або швидкості початку прибирання

механізації V_3 . Саме при досягненні даних швидкостей повинне забезпечуватися виконання вимог, що викладені в п. 3 та 7 табл. 1.

Перевірка виконання вимог по п. 7 може виконуватися безпосередньо із застосуванням виразу (6) при забезпеченні незмінності роботи справних двигунів силової установки та при врахуванні факту наявності додаткових втрат аеродинамічної якості на балансування. Що ж стосується п. 3, то тут зменшення прискорення горизонтального польоту може бути виражене безпосередньо через причину, яка його породжує, тобто розрахувавши відповідні потрібні значення зміни зовнішніх сил, що діють на літак в польоті. Нагадаємо, що ця зміна викликана зміною характеристик силової установки та аеродинамічних характеристик планера літака, а тому в загальному випадку може бути розрахована за виразом:

$$\begin{aligned} \Delta P_{\text{сo}}(\tau) + \Delta \tilde{N}_{\text{oа}}(\tau) \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{єо}} &= \\ = \Delta F_{\Sigma}^{\text{аіі}}(\tau) &= 0,098 m_{\text{сє}} \Delta \eta_i \hat{n} s \theta, \end{aligned} \quad (9)$$

але в горизонтальному польоті $\theta \approx 0$ град, тому

$$\Delta F_{\Sigma}^{\text{аіі}}(\tau) \approx 0,098 m_{\text{сє}} \Delta \eta_i. \quad (10)$$

Висновки

Таким чином, використання виразів (6) та (9) дозволяє розрахувати граничні значення зміни тяги і лобового опору та зв'язати їх із тривалістю експлуатації авіаційної техніки, що є надзвичайно важливим при вирішенні задач прогнозування стану безпеки польотів. Похибки, що виникають у результаті формалізації задачі розрахунку обмежень, дещо завищують результати, створюючи додатковий запас по зміні характеристик авіаційної техніки, а у випадку п. 7 компенсуючи ріст лобового опору, що виникає при балансуванні літака у випадку відмови двигуна.

Список літератури

1. Николаев Л.Ф. *Аэродинамика и динамика полетов транспортных самолетов: учеб. для ВУЗОВ.* – М.: Транспорт, 1990. – 392 с.
2. Алексеев В. *Концепция единой системы управления техническим состоянием авиационных двигателей / В.Алексеев, В. Буковский, В. Горшков.* – ЗАО "ЦВНТ ЦИАМ" [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://engine.aviaport.ru/issues/20/page12.html>.
3. Коробецкий С. *Группирование приборов, систем контроля и регулирования работы двигателя на ЛА* [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://delta.wtr.ru/archive/3206.html>.
4. *Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории.* – МАК, 1994. – 323 с.

Надійшла до редколегії 14.10.2010

Рецензент: д-р техн. наук, ст. наук. співробітник В.В. Логінов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ОБОСНОВАНИЕ ПОДХОДА К РАСЧЕТУ ОГРАНИЧЕНИЙ ПРЕДЕЛЬНО ДОПУСТИМОГО ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО ИЗМЕНЕНИЯ ТЯГОВЫХ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

В.С. Борисенко, А.В. Приймак

В работе на основе анализа требований летной годности транспортных самолетов обосновывается выбор показателя и разрабатываются алгоритмы расчета предельно-допустимых эксплуатационных изменений тяговых характеристик силовой установки и лобового сопротивления планера.

Ключевые слова: *(ограничение, анализ, летная годность, траектория взлета, скороподъемность, полный градиент набора высоты, длительность эксплуатации, прогнозирование состояния безопасности полетов).*

GROUND OF GOING NEAR CALCULATION OF LIMITATIONS MAXIMUM OF POSSIBLE OPERATING CHANGE OF HAULING AND AERODYNAMIC DESCRIPTIONS OF SKY TRUCK

V.S. Borisenko, A.V. Priymak

In work on the basis of analysis of requirements of flying fitness of sky trucks the choice of index is grounded and the algorithms of calculation of maximum-possible operating changes of hauling descriptions of power-plant and head-resistance of glider are developed.

Keywords: *(limitation, analysis, flying fitness, trajectory of flight, time-to-clime, complete gradient of set of height, duration of exploitation, prognostication of the state of safety of flights).*