УДК 629.7.067

В.С. Борисенко

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ОСОБЛИВОСТІ РЕАЛІЗАЦІЇ МЕТОДИКИ ОЦІНКИ ВПЛИВУ ТРИВАЛОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ НА СТАН БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

В роботі розглянуті особливості реалізації методики оцінки впливу тривалості експлуатації літаків на стан безпеки польотів з використанням інформації бортових систем реєстрації польотних параметрів. Даються рекомендації щодо структури методики, коротко аналізуються важливі питання реалізації окремих її етапів.

Ключові слова: *експлуатація, льотно-технічні характеристики, безпека польотів.*

Вступ

Вступ, аналіз літератури. В роботах [1 – 3] викладені основні підходи, які безпосередньо можуть бути використані при виконанні оцінки рівня безпеки польотів літаків в процесі їх експлуатації. В даних та інших роботах показано, що основними причинами зміни безпеки польотів є зміна більшості їх льотно-технічних характеристик (ЛТХ) та тактико-економічних показників (ТЕП) під дією різних експлуатаційних факторів. Визначення величини цієї зміни є актуальною науковою задачею, вирішення якої дозволить корегувати програми технічної експлуатації літаків, вносити корективи в режими польоту та польотні завдання, розробляти рекомендації щодо заходів по зменшенню впливу процесів старіння на стан безпеки польотів (БзП).

Постановка задачі. Фактично зв'язок між різними характеристиками та показниками літака, а також зв'язок їх із показниками безпеки польотів представлено на рис. 1.

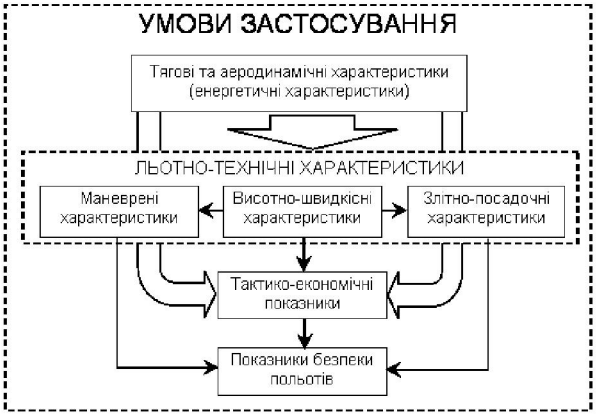

Рис. 1. Взаємозв'язок між характеристиками та показниками літака

Зміни відповідних характеристик та показників в процесі експлуатації є характерними для літальних апаратів будь-якого призначення. Однак, на наш погляд, найбільш значний вплив фізичне старіння здійснює саме на літаки транспортної авіації, і пов'язане це, в першу чергу із особливостями процесу їх експлуатації:

– режими та тривалість польоту;

– часта зміна умов експлуатації

– кількість двигунів, їх розміщення та наявні значення тягоозброєнності;

– велика обтічна площа фюзеляжу тощо.

Окремо дія більшості експлуатаційних факторів на літак врахована бути не може, або ж їх врахування є надто складною задачею, і причиною цьому є не лише складність самих процесів, що протікають в елементах авіаційної техніки (АТ), а й розтягнутість їх в часі.

Сьогодні єдиними інструментами дослідження умов експлуатації АТ є виключно статистичні методи, які дозволяють оцінити зміну відповідних характеристик літака в середньому, що в ряді випадків є не достатнім для формування однозначних висновків та рекомендацій. Однак розвиток науково-методичного апарату, що використовується на етапі її випробувань, а також проведені особисто автором дослідження дають можливість безпосередньо підійти до вирішення задачі створення методики, яка сумісно із застосуванням статистичних методів може бути використана для оцінки зміни значень окремих показників БзП у процесі експлуатації. При цьому аналіз літератури [4, 5] та особистий досвід автора дозволив сформулювати наступні тези, які й визначають особливості її практичної реалізації:

– неможливість забезпечення однаково високої точності визначення характеристик літака в широкому діапазоні режимів його польоту без використання спеціальних маневрів та високоточного вимірювального обладнання;

– неможливість застосування на етапі експлуатації серійної АТ методів натурного та напівнатурного експерименту;

– єдиним достовірним джерелом інформації про стан та можливості АТ на етапі експлуатації є штатні бортові системи реєстрації польотних параметрів (БСРП).

© В.С. Борисенко

Особливості реалізації методики

В основі методики оцінки зміни БзП літаків в процесі їх тривалої експлуатації лежать положення розрахунково-експериментального методу визначення тягових та аеродинамічних характеристик літака. При цьому враховується той факт, що вказані характеристики є (рис. 1) саме тими характеристиками, які безпосередньо змінюються під дією експлуатаційних факторів за рахунок зміни радіальних зазорів елементів двигуна, погіршення якості поверхні робочих лопаток та лопаток направляючого апарату, накопичення бруду та загальне зношування елементів силової установки (СУ), виникнення тріщин, царапин, забоїн, вм'ятин на поверхні планера літака, порушення нівелювань, збільшення зазорів тощо.

З іншого боку саме значення тяги (Р) та коефіцієнта лобового опору (C_{xa}) визначають значення більшості ЛТХ літака та його ТЕП. Однак, в експлуатації ні тяга силової установки, ні коефіцієнт лобового опору не визначаються безпосереднім вимірюваням. Тому, як і у випадку розрахунково-експериментального методу, знаходження вказаних характеристик при реалізації методики пропонується за даними значень тангенційного перевантаження (n_{xa}), яке може бути визначене безпосередньо за даними записів БСРП.

Пропонується для встановлення зв'язку між значенням тангенційного перевантаження та характеристиками СУ і планера використати наступну модель:

$$A_0 + A_1 V + A_2 V^2 = n_{xa}. \qquad (1)$$

В (1) A_n – коефіцієнти моделі, що визначаються наступними виразами:

$$A_0 = nP_0 = P_0^{\Sigma}; \qquad A_1 = n\frac{dP}{dV};$$
$$A_2 = (f\,C_{ya} - C_{xa})\frac{\rho S}{2mg}, \qquad (2)$$

де n – кількість двигунів, встановлених на літаку;

P_0^{Σ} – тяга силової установки при $V = 0$;

$(dP/dV)n$ – швидкісна характеристика силової установки;

f – коефіцієнт тертя котіння;

C_{ya} – коефіцієнт підйомної сили планера;

ρ – густина повітря;

S, m – площа крила та маса літака.

Однак дана модель має відповідні обмеження і може ефективно використовуватися виключно на режимах розбігу літака по злітно-посадочній смузі (ЗПС). По-перше, тут якраз і проявляється дія положень першої тези, сформульованої нами в першій частині роботи, а, по-друге, на цих режимах забезпечується максимум точності оцінки тяги та коефіцієнта лобового опору за даними інформації БСРП (рис. 2). До того ж тут значення тангенційного перевантаження приблизно дорівнює значенням повздовжнього перевантаження, тобто $n_{xa} \approx n_x$, а наявна відмінність легко може бути компенсована.

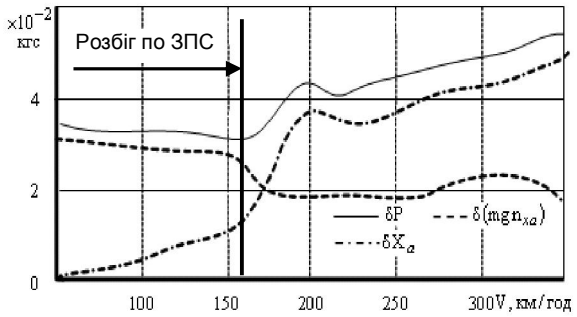

Рис. 2. Залежності похибок визначення сил, що діють на легкий військово-транспортний літак, від режиму польоту

Практика обробки великої кількості записів польотних даних свідчить про те, що при визначені тяги режим розбігу по ЗПС повинен бути обмежений швидкостями польоту у відповідності із наступною умовою:

$$V_{i\,п} < V_i < V_{i\,к}, \qquad (3)$$

де $V_{i\,п}$ – початкове значення швидкості польоту, яке ідентифікується при $n_x = n_{x\max}$;

$V_{i\,к}$ – кінцеве значення швидкості польоту, яке визначається умовою $V_{i\,к} = V_{i\,ппс}$, де $V_{i\,ппс}$ – швидкість підняття передньої стійки.

Що ж стосується коефіцієнта лобового опору C_{xa}, то на зазначених швидкостях польоту не може гарантуватися висока точність його визначення, що пов'язане, по-перше, із низькими значеннями лобового опору, що реалізуються на даному режимі польоту літака, а по-друге, з кінцевою точністю самого методу та вихідної інформації.

Виходячи з цього, а також з аналізу відповідних рисунків випливає, що для забезпечення прийнятної точності визначення C_{xa} його розрахунки повинні виконаються на режимах, які характеризуються порівняно великими швидкостями руху літака.

Як показують дослідження записів польотів літаків різних типів, зокрема записів, отриманих системами реєстрації типу МСРП-64, ТЕСТЕР-У3, РЕГАТА, що встановлені на літаках Іл-76, Ан-72, МіГ-29 і Ан-70, найбільш прийнятним режимом для вирішення зазначеної задачі є режим польоту літака від початку прибирання шасі до початку прибирання механізації.

Він характеризується плавністю зміни таких польотних параметрів як подовжнє і нормальне перевантаження по швидкість польоту, що сприяє забезпеченню порівняно високої точності обчислень.

Незмінність режиму роботи СУ, збільшення в 2 – 3 рази значення сили лобового опору, у порівнянні з режимом розбігу літака, а також порівняно великий діапазон реалізованих кутів атаки, дозволяють використовувати даний режим у якості базового для отримання польотних залежностей $C_{xa}(\alpha_i), C_{xa}(C_{ya})$, а також для визначення фактичного значення C_{xa0} планера літака.

Особливістю пропонуємої методики є вимога застосування штатних БСРП в якості основного джерела інформації про стан характеристик літака. Для перевірки такої можливості був проаналізований стан оснащеності авіаційного парку Повітряних Сил сучасними БСРП та відповідно сучасними автоматизованими системами обробки. Для аналізу використовувалися дані табл. 1.

Таблиця 1

Динаміка розвитку БСРП

Поколін-ня БСРП	За кількістю каналів реєстрації	За типом подання інформації	За носієм інфор-мації	За можливістю інтегруван-ня з ПЕОМ	Тип системи (пристрою) реєстрації
1	2	3	4	5	6
I покоління	1, 2-канальні	аналогові	ФП	-	бароспідо-графи
II покоління	багато-канальні	аналогові	ФП	-	КЗ-63, САРПП-12
III покоління	багато-канальні	аналогові	ФМП	+	МСРП-12-96
IV покоління	багато-канальні	цифрові	ФМП	+	МСРП-64, МСРП-256, ТЕСТЕР
V покоління	інтегровані багатоока-нальні	Цифрові	ТЕЗП	+	БУР-92, ЕР БАСК-124, БИС-77

**Примітка: ФП – фотоплівка; ФМП – феромагнітна плівка; ТЕЗП – твердотільний енергонезалежний запам'ятовуючий пристрій.*

Дослідження свідчать, що високі інформаційні та інтеграційні можливості мають БСРП 3 та 4 поколінь, до яких відносяться системи типу МСРП-64 та ТЕСТЕР-У3. Ці системи встановлюються на більшості літаків Повітряних Сил України (рис. 3).

Встановлено, що при використанні даних БСРП існує суттєва відмінність наявної точності реєстрації більшості польотних параметрів та рекомендованої відповідними керівними документами для параметрів, що використовуються при оцінюванні маневрених характеристик.

Аналіз похибок вимірювального тракту системи ТЕСТЕР-У3 свідчить, що ця відмінність може сягати 1,5 – 2,0 рази. Що ж стосується наземних систем, то похибка обробки польотних даних тут не перевищує 0,5% і визначається якістю градуювальник залежностей, які використовуються в них.

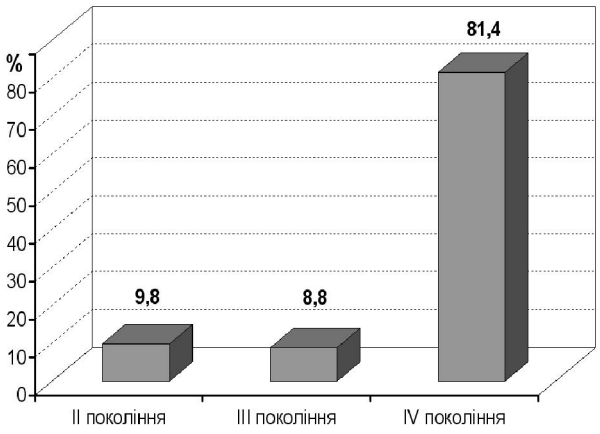

Рис. 3. Розподіл бортових систем реєстрації за ступенем розвитку

Для компенсації існуючої відмінності по наявній точності вихідної інформації в алгоритм методики повинні бути включені інструменти зменшення сумарної похибки реєстрації за рахунок:

– видалення аномальних вимірювань із масивів вихідних даних;

– зменшення впливу випадкових похибок вимірювання;

– зменшення впливу систематичних похибок вимірювання.

При розробці відповідних методів може використовуватись класична модель вимірювання, яка має наступний вигляд [6]:

$$y_i(t) = (1+\lambda_i)x_i(t-\tau_i) + b_i + \xi, \qquad (4)$$

де $y_i(t)$ – виміряне значення і-го параметра;

λ_i – мультиплікативна складова похибки;

x_i – істинне значення і-го параметра;

τ_i – часовий зсув між параметрами;

b_i – адитивна складова похибки виміру;

ξ – випадкова складова похибки виміру,

або більш складні моделі [7].

З метою зменшення впливу випадкових похибок може бути застосована технологія згладжування вихідних даних на базовому інтервалі величиною $2m+1$ із використанням полінома q -го ступеня.

На рис. 4 демонструється процедура вибору оптимального значення величини базового інтервалу при фіксованому значенні ступеня q для випадку згладжування вимірювань крену γ.

На рисунку прийняті наступні позначення:

σ_γ – середньоквадратичне відхилення оцінки крена після згладжування;

R_γ – систематична похибка згладжування крену (пояснюється неточністю підбору параметрів полінома на відповідному базовому інтервалі);

R_Σ – сумарна похибка згладжування.

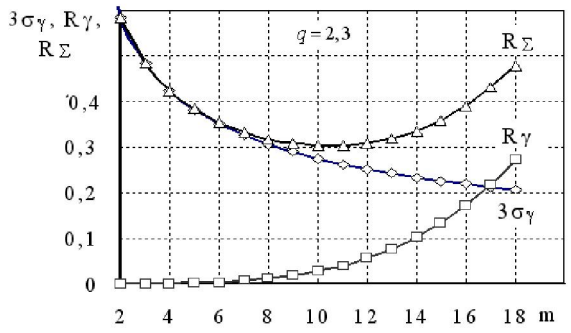

Рис. 4. Підбір оптимальних значень величини базового інтервалу при згладжуванні

Практика застосування методів обробки польотних даних свідчить про можливість зменшення сумарної похибки приблизно в 1,8 – 2,2 рази. Тобто, нам вдається виконати вимоги щодо точності вихідних даних перед їх вторинною обробкою для визначення відповідних коефіцієнтів моделі (1).

Однак, не зважаючи на заходи щодо підвищення достовірності вихідних даних у ряді випадків при розрахунку значень P_0^Σ та dP/dV все ж виникає необхідність нормалізації отриманих оцінок відповідних коефіцієнтів. Пов'язане це із великою чутливістю моделі до незначних відхилень окремих вимірювань параметрів польоту.

Для нормалізації оцінок, що визначаються за допомогою моделі (1) пропонується використати метод, який докладно описаний в роботі [8].

Сутність метода полягає у присвоєнні діям (роботам) ваг, відповідно до яких визначається порядок їхнього виконання. Як правило, ваги призначаються виходячи з величини деякого критерію або показника. Стосовно ж нашого випадку цим показником може бути величина відхилення значення окремого вимірювання параметру від його оціненого значення. Оскільки найбільший вплив на результати оцінювання здійснюють вимірювання, які мають найбільше віддалення від кривої відгуку, то і їхні ваги будуть максимальними, а отже їх відкидання повинне виконуватися в першу чергу. Розрахунок коефіцієнтів моделі здійснюється після кожного відкидання і завершується після отримання стабільних їх значень (рис. 5).

Після знаходження оцінок коефіцієнтів моделі (1) та визначення значень відповідних тягових характеристик необхідно виконати їх приведення до стандартних умов. Це дозволяє уточнити вид залежності їх зміни в процесі експлуатації.

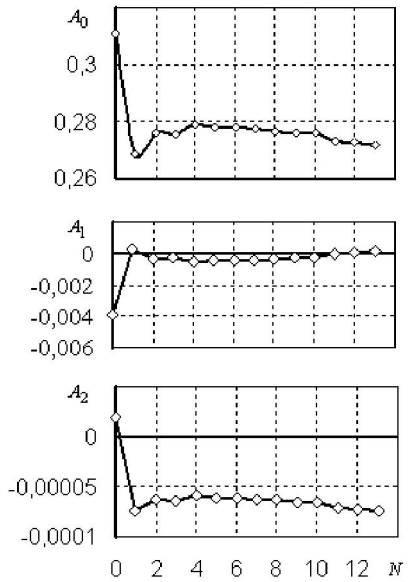

Рис. 5. Отримання оцінок коефіцієнтів моделі (N – номер ітерації)

Методи приведення характеристик до стандартних умов відомі і досить докладно викладені, наприклад, в роботі [5] та інших. Їх використання з урахуванням відомих залежностей характеристик авіаційних двигунів від умов експлуатації (висота H та температура навколишнього середовища $t_н$) дозволили отримати наступні формули приведення:

– до стандартних атмосферних умов (САУ):

$$\delta P_{t_H, p_H} = P_0 \left[\frac{p_H}{760} - \frac{t_н}{144} - 0,896 \right], \qquad (5)$$

де $\delta P_{t_H, p_H} = P_{t_H, p_H} - P_0$ – зміна тяги СУ, що викликана невідповідністю фактичних умов польоту літака САУ;

t_H, p_H – польотні значення температури навколишнього середовища та барометричного тиску;

– до заданої частоти обертання ротора високого тиску ($n_{вд}$) двигуна:

$$\delta P_{n_{вд}} = \frac{dP}{dn_{вд}} \sum_{i=1}^{n} \left(n_{вд\,пр_i} - n_{вд_i} \right), \qquad (6)$$

де $n_{вд\,пр_i} - n_{вд_i}$ – різниця між програмною і фактичною (що спостерігається) частотами обертання.

Результуюча поправка визначається як сума (5) та (6) і має вигляд:

$$\delta P^\Sigma = \delta P_{t_H, p_H} + \delta P_{n_{вд}}. \qquad (7)$$

Визначення коефіцієнта лобового опору літака C_{xa0} здійснюється шляхом порівняння відповідних експериментальних поляр літака із отриманими на режимі набору висоти при відомому значенні тяги СУ. Особливістю тут є врахування форми поляри, яка для транспортного літака, як правило, є несиметричною. Однак, якщо прийняти припущення про незмін-

ність несучих властивостей літака в процесі експлуатації, то й в цьому випадку задача оцінки ΔC_{xa0} за період $\Delta\tau$ може бути суттєво спрощена і зведена до знаходження різниці

$$C^{e}_{xa0\min} - C^{п}_{xa0\min},$$

де символами «е» та «п» позначені відповідні значення експериментальної та польотної поляр літака.

Використовуючи результати апроксимації залежностей тяги силової установки та коефіцієнта лобового опору по відповідним часовим показникам (напрацювання, наліт) поліномом n -го ступеня та застосувавши відомі підходи теорії похибок, без особливих зусиль можна визначити границі зміни конкретної характеристики або показника з метою їх подальшого використання при вирішенні задач визначення значень показників БзП за етапами польоту літака.

Висновки

1. В роботі розглянуті деякі основні особливості реалізації методики оцінки зміни рівня БзП у процесі експлуатації.

2. Показано, що в основі методики лежить встановлений в процесі дослідження зв'язок «характеристики СУ та планера – ЛТХ та ТЕП – показники БзП».

3. Аналізуючи запропонований в роботі підхід та базуючись на наведених особливостях можна виділити декілька етапів реалізації методики оцінки зміни рівня БзП у процесі експлуатації, до яких слід віднести:

– отримання значень тяги СУ та лобового опору планера в одиничному польоті та їх документування;

– обробка результатів документування за k-ю кількістю польотів та побудова залежностей тяги СУ та коефіцієнта лобового опору планера літака від часових характеристик (напрацювання, нальоту);

– розрахунок зміни основних ЛТХ та ТЕП літака за визначений період (або через певні проміжки часу напрацювання (нальоту);

– оцінка зміни конкретних показників безпеки польоту літака на відповідних етапах польоту та при виконанні конкретних завдань.

4. Методика опротестована на прикладі аналізу зльоту військово-транспортного літака та отримані конкретні результати.

Список літератури

1. Куранов В.Н. Проблемы старения самолета / В.Н. Куранов, В.Н. Тюветская // Техническая информация ЦАГИ. – № 24. – М.: ЦАГИ, 1990. – С. 13-25.

2 Іщенко С.О. Фактори технічного стану повітряного судна, які впливають на його льотну придатність та на величину грошових витрат у процесі його експлуатації / С.О.Іщенко, О.В. Краюшкин // Зб. наук. праць. – Вип. 14. – К, НАН України, 2001. – С. 127-129.

3. Приймак А.В. Підвищення ефективності використання авіаційної техніки і проблеми, що з цим пов'язані. / А.В. Приймак, О.Ы. Кремешний // Зб. мат-лів науково-практичної конференції „Актуальні проблеми створення і застосування авіаційних та космічних систем". – К.: НАОУ, 2004 – С. 205 – 211.

4. Калиниченко Б.В. Летные характеристики самолетов с газотурбинными двигателями / Б.В. Калиниченко. – М.: Машиностроение, 1986. – 144 с.

5. Тайц М.А. Теоретические основы методов определения в полете летных характеристик самолетов. Применение теории подобия / М.А. Тайц. – М.: Машиностроение, 1983. – 127 с.

6. Klein V. Ectimetion of aircraft aerodynamic parameters from fligh data. Prog. Airspace Seri. – Vol. 26, №1 1989. – P. 1-77.

7. Годованюк А.В. Определение параметров движения летательного аппарата при расследовании авиационных происшествий: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.09 / Годованюк Анна Валентиновна. – К., 1999. – 154 с.

8. Моисеев Н.Н. Математические задачи системного анализа / Н.Н. Моисеев. – М.: Наука, 1981. – 488 с.

Надійшла до редколегії 16.03.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Калкаманов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ДЛИТЕЛЬНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА СОСТОЯНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

В.С. Борисенко

В работе рассмотрены особенности реализации методики оценки влияния длительности эксплуатации самолетов на состояние безопасности полетов с использованием информации бортовых систем регистрации полетных параметров. Даются рекомендации относительно структуры методики, коротко анализируются важные вопросы реализации отдельных ее этапов.

Ключевые слова: *эксплуатация, летно-технические характеристики, безопасность полетов.*

FEATURES OF REALIZATION OF METHOD OF ESTIMATION OF INFLUENCING OF DURATION OF EXPLOITATION ON THE STATE OF SAFETY OF FLIGHTS

V.S. Borisenko

In work the features of realization of method of estimation of influencing of duration of exploitation of airplanes are considered on the state of safety of flights with the use of information of the side systems of registration of flight parameters. Given recommendation in relation to the structure of method, the important questions of realization of its separate stages are shortly analysed.

Keywords: *exploitation, aircraft performance characteristics, safety of flights.*