

УДК 629.7.067

В.С. Борисенко, А.В. Приймак

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ВИКОРИСТАННЯ КРИТЕРІЮ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ДЛЯ ОБҐРУНТУВАННЯ ГРАНИЧНОЇ ТОЧНОСТІ ОЦІНКИ ЗЛІТНОЇ МАСИ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

В роботі представлено підхід до обґрунтування граничної точності оцінки злітної маси транспортно-го літака. На конкретному прикладі демонструється працездатність даного підходу та виконується докладний аналіз отриманих результатів.

Ключові слова: транспортні повітряні судна, авіаційні події, злітна маса, оцінка, точність.

Вступ

Дослідження причин та факторів, які визначають стан безпеки польотів, займають важливе місце в дослідженнях, що спрямовані на відпрацювання попереджувальних заходів і рекомендацій з покращення роботи авіаційно-транспортної системи в цілому та її окремих компонентів. Однак структурні зміни, що відбулись в ній за останні роки, а також прагнення максимально збільшити прибутковість авіаперевезень навіть ціною зменшення рівня безпеки польотів призвели до суттєвого підвищення аварійності транспортних повітряних суден.

Так, статистика авіаційних подій свідчить про суттєве збільшення за останні п'ятнадцять років числа катастроф, причиною яких стало порушення правил завантаження повітряних суден (рис. 1) [1]. Показовим є те, що починаючи з початку 90-х років і по сьогодні частка авіаційних подій, безпосередніми причинами яких є перевищення злітної маси та порушення центрування повітряних суден, складає 8–9% від усіх авіаційних подій, які відбуваються щорічно. А це у 4–5 разів більше за найбільший невдалий період, починаючи з шістдесятих років минулого століття.

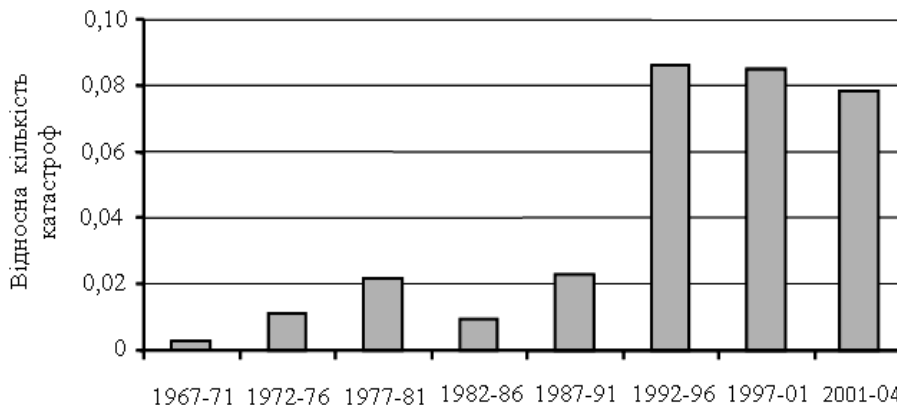


Рис. 1. Відносна кількість авіаційних подій на 100 тис. годин нальоту важких літаків, що пов'язані з перевантаженням та порушенням центрування

Візитною карткою авіаційних подій, які сталися з вини порушень правил завантаження транспортних літаків, є те, що переважна більшість з них стаються на злітно посадочних режимах. Так, за даними [2, 3], з чотирнадцяти катастроф літака Іл-76, які мали місце в період з 1989 по 2007 рік, сім катастроф сталися саме з причини порушень при завантаженні (режими зльоту – 5 катастроф; посадки – 2 катастрофи).

Характерними проявами порушень при завантаженні транспортних літаків є перевищення максимальної злітної маси та перевищення гранично переднього (заднього) центрування. В більшості випадків ці прояви зустрічаються одночасно, варію-

ється лише рівень їх впливу на розвиток небезпечної ситуації. Однак, якщо розглядати статистику авіаційних подій, то можна відмітити певну кореляцію між видами порушень при завантаженні та їх впливом на поведінку літака при зльоті та на посадці. Так при суттєвих порушеннях центрування на зльоті мають місце викочування літака за межі злітно посадочної смуги або звалювання літака по причині перевищення допустимого значення кута атаки. У випадку ж суттєвого перевантаження частіше всього спостерігається порушення режиму набору висоти та знову ж таки викочування літака за межі злітно-посадочної смуги. Показовими в цьому плані прикладами порушень центрування та значного перева-

нтаження є авіаційні катастрофи, що сталися з російським Ан-26 26.12.1993 р. (м. Ленінакан) та українським Іл-76МД 13.07.1998 р. (поблизу Рас-Ель-Хайми (ОАЕ) В першому випадку літак був перевантажений (вантаж два погано закріплених автомобіля, 31 пасажир та бочки з бензином) та мав гранично задне центрування. В другому випадку дані про порушення центрування відсутні, але за оцінкою фахівців мало місце перевищення злітної маси на 15 – 20 тон [2], що й призвело до порушення режиму набору висоти та зіткнення літака Іл-76МД із землею після прибирання механізації крила.

Досліджуючи питання безпеки польотів транспортних літаків на злітно-посадочних режимах можна бачити, що вихідна задача може розглядатися щонайменше в трьох аспектах. Це, по-перше, в аспекті безпосередньо порушення обмежень при завантаженні (виникнення перевантаження літака), по-друге, в аспекті порушення повздовжнього балансування та управління у результаті перевищення гранично переднього (заднього) центрування літака, а також в аспекті прояву помилок та особливостей пілотування, які безпосередньо впливають на стан безпеки польотів.

Авторами даної роботи були проведені дослідження деяких з перерахованих питань в плані оцінки їх впливу на стан безпеки польоту. Так, при проведенні досліджень ставилася та вирішувалася специфічна задача, метою якої було обґрунтування необхідної з точки зору забезпечення заданого рівня безпеки польотів точності оцінки злітної маси військово-транспортного літака. Її вирішення дозволяє розглянути питання можливості створення альтернативного підходу до визначення злітної маси літака використовуючи для цього лише доступну інформацію бортових засобів об'єктивного контролю.

Відомо, що основним визначальним параметром, перевищення якого є недопустимим при зльоті літака є значення кута атаки відриву. Тому в першу чергу при формалізації вихідної задачі враховувався саме цей факт.

Уведемо наступні позначення:

m_0^p – розрахункове значення злітної маси літака;

Δm_0 – приріст злітної маси літака, який може бути визначений як різниця

$$\Delta m_0 = m_0^\phi - m_0^p, \quad (1)$$

де m_0^ϕ – фактичне значення злітної маси літака.

Аналізуючи процес зльоту слід мати на увазі, що в дійсності розрахунок характеристик зльоту літака, їх витримування здійснюється екіпажем виходячи із припущення, що реальне значення злітної маси дорівнює розрахунковому, тобто виконується умова:

$$m_0^\phi = m_0^p. \quad (2)$$

У випадку ж, коли $\Delta m_0 \neq 0$, реальні характеристики зльоту будуть відрізнятися від розрахункових. Так, у випадку, коли $\Delta m_0 > 0$, для забезпечення умови $V_{\text{відр}} = V_{\text{відр}}^p$, де $V_{\text{відр}}^p$ – розрахункове значення швидкості відриву, яке визначається з умови (2), відповідний приріст може бути компенсований підвищенням підйомної сили, що є можливим лише за рахунок збільшення кута атаки відриву на величину $\Delta \alpha$. При цьому нове значення кута атаки буде визначатися сумою

$$\alpha_{\text{відр}}^\phi = \alpha_{\text{відр}}^p + \Delta \alpha, \quad (3)$$

де $\alpha_{\text{відр}}^\phi$ – фактичне (потрібне) значення кута атаки літака в момент його відриву від злітно-посадочної смуги (ЗПС);

$\alpha_{\text{відр}}^p$ – значення кута атаки при відриві літака від ЗПС, розраховане для умови (2).

Використовуючи дане формальне представлення проблеми перевантаження цілком можливим стає наближений розрахунок відхилення кута атаки відриву від свого нормального значення. Для цього виявляється достатнім використати відомі для кожного транспортного літака залежності $V_{\text{відр}}(m_0)$ та $C_y(\alpha)$ для злітної конфігурації.

На рис. 2 представлені результати розрахунку залежностей зміни кута атаки відриву $\Delta \alpha$ при відхиленні злітної маси літака Ан-72 від заявлених значень на величину Δm_0 .

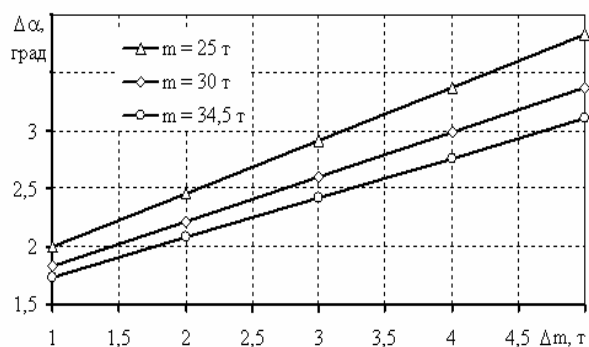


Рис. 2. Зміна кута атаки літака при різних значеннях відхилення злітної маси літака

Звичайно, дані залежності аналізуючи зліт літака лише з точки зору технології його виконання не враховує додаткового фактору – помилок льотчика у витримуванні параметрів зльоту. Однак їх вивчення все ж дозволяє зробити наступні важливі висновки. Так, виявляється, що з точки зору забезпечення безпеки зльоту транспортного літака, більш важливими є залежності, що отримані при менших значеннях

злітної маси m_0 . По-перше, для менших значень злітної маси значення коефіцієнта під'ємної сили $C_{уа\text{відр}}^p$, а отже й $\alpha_{\text{відр}}^p$ є дещо вищими, ніж для їх максимальних значень m_0^{max} . По-друге, темп росту кута атаки тут є також більшим. Все це дозволяє говорити про небезпеку не стільки самого перевантаження літака (справедливо для $m_0 + \Delta m_0 < m_0^{\text{max}}$), скільки відсутності достовірної інформації про реальне значення злітної маси.

Для урахування факту можливих помилок льотчика при пілотуванні літака на злітних режимах нами були використанні загальні положення теорії похибок. Так, використовуючи метод повних диференціалів [4] нам вдалося отримати узагальнений вираз, що встановлює залежність зміни коефіцієнта під'ємної сили на відриві при зміні злітної маси транспортного літака та точності витримування швидкості польоту. Цей вираз має вигляд:

$$\delta C_{уа\text{відр}}^{m,V} = \frac{2gm_0}{\rho V_{\text{відр}}^2 S_{\text{кр}}} \overline{\delta m_0} - \frac{4gm_0/S_{\text{кр}}}{V_{\text{відр}}^3} 3\sigma_V, \quad (4)$$

де $\overline{\delta m_0} = \delta m_0 / m_0$ – значення можливої відносної

похибки при завантаженні літака; ρ , $S_{\text{кр}}$ – густина повітря та площа крила літака відповідно ($g = 9,81 \text{ м/с}^2$); σ_V – граничне значення похибки витримування швидкості на зльоті.

Дана похибка визначається на основі статистичного матеріалу із використанням формули:

$$\sigma_V = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (V_{i\text{відр}} - M[V_{\text{відр}}])^2}{n-1}}, \quad (5)$$

де $M[V_{\text{відр}}]$ – математичне очікування швидкості відриву літака; n – кількість реалізацій значень швидкостей відриву у вибірці, що аналізується.

Справедливість застосування вказаної технології визначення похибки у витримуванні швидкості на відриві підтверджується результатами статистичного аналізу даних щодо відповідних швидкостей, отриманих бортовими системами реєстрації польотних параметрів (БСПП). На рис. 3 представлені гістограми розподілу відхилень швидкості відриву ($\Delta V_{\text{відр}}$) від рекомендованої (розрахункової $V_{\text{відр}}^p$) в технічній документації.

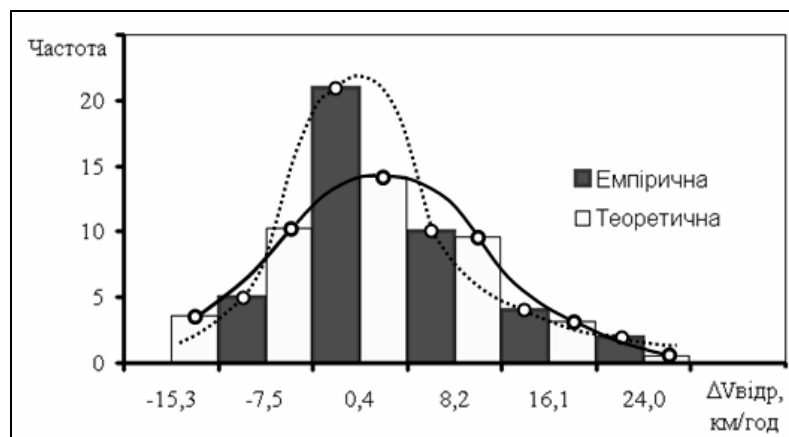


Рис. 3. Гістограми розподілу відхилень швидкостей відриву легкого військово-транспортного літака

Перевірка отриманих результатів із використанням критерію χ^2 дозволила підтвердити гіпотезу про можливість апроксимації отриманого дискретного розподілу функцією нормального розподілу, що схематично представлено на рисунку відповідними суцільною та перервною лініями.

Виконуючи розрахунки, все ж таки слід мати на увазі та враховувати те, що отримана статистика хоча і є досить переконливою для випадку, що аналізувався, може відрізнитися для випадків аналізу зльотів інших типів та класів транспортних літаків. Тут безумовно слід враховувати манеру пілотування, індивідуальні особливості самої техніки та багатьох інших факторів, які можуть вносити викривлення

у відповідний закон розподілу. В цьому випадку цілком доречним є апроксимація дискретного розподілу логарифмічно-нормальним неперервним законом розподілу із наступним розрахунком довірчого інтервалу величини відхилення, значення якого й повинне бути прийнятим за граничну похибку витримування швидкості на зльоті у виразі (4).

Іншим фактором, що впливає на запас кута атаки на відриві є безпосередньо похибка у витримуванні злітної маси літака. Для визначення даної похибки рух літака по ЗПС повинен розглядатись у динаміці. В цьому випадку стає зрозумілою природа виникнення даної похибки – балансування літака льотчиком при його русі на основних стійках. При цьому процес

зміни кута атаки відриву може бути описаний нормальним законом, що підтверджується практично результатами обробки вимірювань БСРП для більш ніж 40 реалізацій зльотів конкретного військово-транс-

портного літака та теоретично, враховуючи особливості конструкції датчиків ДУАС [4].

Усе сказане може бути продемонстроване схематично як показано на рис. 4.

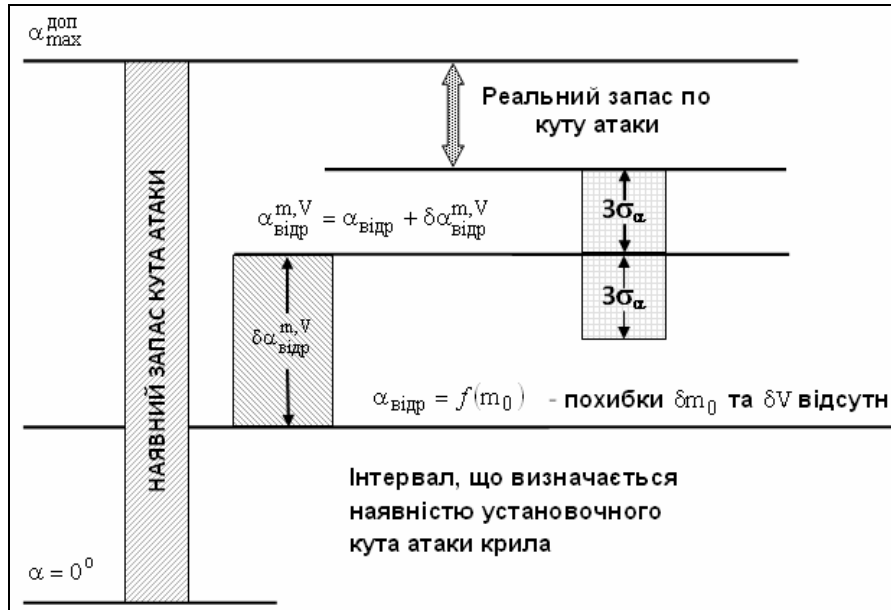


Рис. 4. Визначення запасу по куту атаки для режиму зльоту військово-транспортного літака

Використання даної схеми дозволяє визначити фактичний запас по куту атаки при виконанні зльоту, що в свою чергу дає можливість застосувати відомий імовірнісний підхід та розрахувати імовірність не перевищення (перевищення) льотчиком максимально допустимого значення кута атаки при відриві (на схемі $\alpha_{\max}^{\text{доп}}$ – береться з обмежень для конкретного типу транспортного літака). З цією метою використовуємо вираз:

$$Q_{\alpha} = 0,5 - 0,5 \cdot \Phi \left[\left(\alpha_{\max}^{\text{доп}} - m_{\alpha_{\text{відр}}} \right) / \sigma_{\alpha} \right], \quad (6)$$

де Q_{α} – імовірність перевищення обмежень по куту атаки на зльоті; σ_{α} – середньоквадратичне відхилення кута атаки; $m_{\alpha_{\text{відр}}}$ – математичне очікування кута атаки на відриві. Дана характеристика визначається з наступного виразу:

$$m_{\alpha_{\text{відр}}} = \alpha_{\text{відр}}^{m, V} = \alpha_{\text{відр}} + \delta\alpha_{\text{відр}}^{m, V}. \quad (7)$$

Використовуючи (6) стає можливим:

1. Оцінювати граничну точність оцінювання злітної маси транспортного літака виходячи із необхідності забезпечення незмінності рівня безпеки польоту даного літака на етапі зльоту. В табл. 1 наведені результати розрахунку за запропонованою схемою для літака Ан-72.

2. Враховувати ступінь підготовленості льотчика за результатами оцінки значень середньоквадратичного відхилення σ_{α} .

Критерієм, за яким визначається допустиме відхилення кута атаки від його математичного сподівання є досягнення величиною Q_{α} значення 0,004. Ці значення для різних рівнів σ_{α} обведені в таблиці товстою рамкою.

Можна бачити, що відповідний рівень ризику перевищення обмеження по куту атаки Q_{α} при зльоті літака Ан-72 реалізується: при $\sigma_{\alpha} = 1,5$ град. для значень $\delta\alpha = 2,5$, при $\sigma_{\alpha} = 2,0$ град. для значень $\delta\alpha = 1,5$ град., а при $\sigma_{\alpha} = 2,0$ для $\delta\alpha = 0$. Звернувшись до залежностей рис. 2 можна встановити граничні значення точності вимірювання злітної маси (точності при завантаженні літака). Причому, в загальному випадку ці значення залежать для конкретного літака, від точності витримання польотних параметрів на зльоті, що побічно свідчить про рівень підготовленості екіпажу.

Так, для $\sigma_{\alpha} = 1,5$ град похибка завантаження не повинна перевищувати 3000 – 3200 кг для $m_0 = 34500$ кг, 2500 – 2700 кг для $m_0 = 30000$ кг і ≈ 2000 кг для $m_0 = 25000$ кг; для $\sigma_{\alpha} = 2,0$ град - 1500 – 1800 кг для m_0 від 30000 кг до 34500 кг. Що ж стосується $\sigma_{\alpha} = 2,5$ град, то цей випадок є найбільш небезпечним, оскільки при будь-якій злітній масі транспортного літака будь-яке збільшення значення σ_{α} приведе до безпосередньої загрози безпеці польотів.

Таблиця 1

Розрахунок імовірнісних показників безпеки польотів ($\alpha_{\max}^{\text{доп}} = 14,0$ град, $m_{\alpha_{\text{відр}}} = 7,80$ град)

Значення відхилень по куту атаки		$\sigma_{\alpha} = 1,5$ град		$\sigma_{\alpha} = 2,0$ град		$\sigma_{\alpha} = 2,5$ град	
$\delta\alpha$, град	$m_{\alpha_{\text{відр}}} + \delta\alpha$	P_{α}	Q_{α}	P_{α}	Q_{α}	P_{α}	Q_{α}
1	2	3	4	5	6	7	8
0	7,8	1,000	0,000	0,999	0,001	0,996	0,004
0,5	8,3	1,000	0,000	0,999	0,001	0,994	0,006
1	8,8	1,000	0,000	0,997	0,003	0,990	0,010
1,5	9,3	0,999	0,001	0,995	0,005	0,984	0,016
2	9,8	0,999	0,001	0,990	0,010	0,976	0,024
2,5	10,3	0,996	0,004	0,983	0,017	0,964	0,036
3	10,8	0,991	0,009	0,971	0,029	0,949	0,051

Висновок

Таким чином, в представленій роботі зроблена спроба обґрунтування методики визначення граничної точності вимірювання злітної маси транспортного літака виходячи з умови забезпечення заданого рівня безпеки польотів.

В процесі виконання досліджень було встановлено:

1. Надзвичайну актуальність проблеми, що підтверджується наявною статистикою аварійності повітряних суден цивільного та військового призначення на злітних режимах.

2. Безпосередню та супутні причини зниження безпеки польотів при зльоті транспортного літака, до яких відповідно відносяться порушення обмежень при завантаженні (перевантаженні) літака та похибки в пілотуванні повітряного судна екіпажем, що виражається у неточності витримування таких важливих польотних параметрів як швидкість відриву та кут атаки відриву літака. Відповідні характеристики точності розраховуються за результатами аналізу матеріалів БСРП.

3. Можливість застосування методів теорії похибок та математичної статистики для обґрунтування граничної точності вимірювання злітної маси (завантаження) транспортних повітряних суден різного призначення з урахуванням вище зазначених причин.

Отримані результати мають важливе практичне значення, оскільки дозволяють впритул наблизитися до вирішення проблеми створення методики контролю маси транспортних повітряних суден на початковому етапі зльоту за даними БСРП, а в перспективі й до створення системи попередження зльоту перевантажених повітряних суден.

Список літератури

1. Аралов Г.Д. Между осторожным оптимизмом и сдержанным пессимизмом / Г.Д. Аралов // Проблемы безопасности полетов. – М.: ВНИИТИ, 2002. – № 4 – С. 29-32.
2. Ерцов Д., Фетисов А. Авиаационные происшествия, инциденты и авиакатастрофы в СССР и России (факты, история, статистика): [Електронний ресурс] Режим доступа к источнику: <http://www.airdisaster.ru>. – Заголовок з екрану.
3. Африканские перегрузки: [Електронний ресурс] Режим доступа к источнику: http://www.africana.ru/news/transport/030522_Congo1.htm. – Заголовок з екрану
4. Авиаационные приборы и навигационные системы / под ред. О.А. Бабиса. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1981. – 205 с.

Надійшла до редколегії 23.02.2010

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

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КРИТЕРИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ДЛЯ ОБОСНОВАНИЯ ПРЕДЕЛЬНОЙ ТОЧНОСТИ ОЦЕНКИ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

В.С. Борисенко, А.В. Приймак

В работе представлен подход к обоснованию предельной точности оценки взлетной массы транспортного самолета. На конкретном примере демонстрируется работоспособность данного подхода и выполняется подробный анализ полученных результатов.

Ключевые слова: транспортные воздушные суда, авиационные события, взлетная масса, оценка, точность.

USE OF CRITERION OF SAFETY OF FLIGHTS FOR GROUND OF MAXIMUM EXACTNESS OF ESTIMATION OF FLIGHT MASS OF SKY TRUCK

V.S. Borisenko, A.V. Priymak

Going near the ground of maximum exactness of estimation of flight mass of sky truck is presented in work. On a concrete example the capacity of this approach is demonstrated and the detailed analysis of the got results is executed.

Keywords: transport air ships, aviation events, flight mass, estimation, exactness.