

О. А. Мураховська

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

СИСТЕМНО-СПРЯМОВАНИЙ ПІДХІД АНАЛІЗУ МОЖЛИВИХ МЕТОДІВ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ЖИВУЧОСТІ ЛІТАКА

Анотація. При створенні нового покоління високо маневрених літаків однією з основних вимоги є висока надійність і живучість, зокрема, він повинен зберігати працездатність при втраті ділянок несучих і керуючих поверхонь. На основі системно-спрямованого підходу здійснено аналіз існуючих досліджень аеродинамічних характеристик і динаміки польоту літального апарату з урахуванням специфічних вимог, пов'язаних з дослідженням особливих польотних ситуацій при втраті ділянок несучих і керуючих поверхонь. Розглянуто можливий варіант побудови узагальненого ранжування альтернатив та визначення вагових коефіцієнтів експертів із застосуванням методів статистичної обробки експертних оцінок при груповому узгодженні для удосконалення аналізу ефективності заходів щодо підвищення цього виду відмовостійкості.

Ключові слова: літальний апарат, аеродинамічна живучість, методи дослідження особливих польотних ситуацій, експертні оцінки, ранжування, вагові коефіцієнти.

Вступ

Постановка проблеми. Розрахунково-теоретичні методи дослідження аеродинамічної живучості літака характеризуються оперативністю, економічною ефективністю і низькою трудомісткістю, можливістю проведення досліджень при неповному комплекті вихідних даних і цілим рядом інших переваг. У той же час, забезпечення високої достовірності результатів розрахунків можливо лише за умови попередньої апробації застосовуваних математичних моделей по дослідним даним і подальшої експериментальної перевірки найбільш характерних результатів (аналіз особливостей різних методів розрахунку особливих польотних ситуацій виходить за рамки даної роботи). Таким чином, розрахунково-теоретичні та експериментальні методи дослідження особливих польотних ситуацій не виключають, а взаємодоповнюють один одного [1]. Кожен з цих методів має свої переваги і недоліки, які визначають раціональну область його застосування, однак можливість їх застосування для специфічних досліджень, що аналізуються, як правило, не розглядається.

Основним завданням (метою) даної статті є аналіз з єдиних позицій існуючих експериментальних методів дослідження аеродинамічної живучості літака з урахуванням специфічних вимог, пов'язаних з дослідженням даного виду особливих польотних ситуацій. Побудова узагальненого ранжування альтернатив, що забезпечує вибір найбільш раціонального методу дослідження або їх сукупності, а також можливість оперативного аналізу великої кількості варіантів.

Основна частина

Продувки в трубах вважаються в даний час основним методом визначення аеродинамічних характеристик ЛА [2]. Зокрема, цей метод може бути використаний при дослідженні аеродинамічної живучості та вразливості. Його перевагами є:

- наочність, візуальна спостережуваність;
- можливість для випробувача втручатися у виконання програми експерименту, управляти ходом процесу;

- відносно невисока вартість і можливість довести широкі параметричні дослідження;
- можливість точного виходу на заданий режим (швидкість, кут атаки, підйомну силу) і, як наслідок, можливість строго проаналізувати повторюваність одержуваних результатів;
- можливість ізольованого аналізу впливу окремих факторів і параметрів;
- детальна розробка методу, багаторічний досвід проведення таких досліджень.

Недоліками застосування цього методу для вирішення завдань дослідження аеродинамічної живучості є:

- наявність підвіски (закріплення) моделі, що стискає її переміщення і обмежує можливості моделювання маневрів;
- обмежені розміри потоку і, як наслідок, вузькі межі переміщення моделі при модельованих маневрах; інтерференція з межами потоку і стінками труби;
- труднощі моделювання навколосвукових швидкостей польоту;
- неможливість проведення досліджень зі змінною густини повітря (моделюється висоти польоту) в ході експерименту;
- труднощі відділення в ході експерименту частин моделі.

Експерименти на "літаючих" в аеродинамічній трубі моделях [3] і на моделях в вертикальній штопорній трубі не знаходять в даний час широкого поширення. Їх основні недоліки:

- малі розміри моделі, що не дозволяють провести експеримент в області автомоделності за числами Рейнольдса;
- неможливість розмістити на моделі необхідний комплект вимірювальних приладів і апаратури системи керування;
- труднощі моделювання процесу звалювання (переходу від вихідного горизонтального польоту або маневру до режиму штопора).

Методи продувки в аеродинамічній трубі викривлених моделей і застосування ротативних машин не дозволяють змоделювати процес маневру літака. В ході одного експерименту адекватно відображається

єдина точка траєкторії. Моделювання наступної точки з іншої кривизною траєкторії зажадало б нової викривленою моделі або перенастроювання ротативних машини.

Методи дослідження коефіцієнтів аеродинамічних похідних несталої руху ЛА найчастіше засновані на вимушених коливаннях жорсткої моделі в потоці (кінематичні і динамометричні методи). У деяких випадках відхилення оточуючого потоку забезпечується поворотом розташованої перед моделлю решітки профілів. У цих методах моделювання маневру літака (обтікання моделі викривленим потоком) досягається лише для коротких проміжків часу. Повністю відсутній взаємозв'язок режиму польоту (кривизни траєкторії), що моделюється, і діючих на модель аеродинамічних сил. Крім того, у всіх варіантах цього методу рух моделі обмежено підвіскою тієї чи іншої конструкції.

Аналогічний висновок можна зробити про метод дослідження аеродинамічних характеристик на моделях, закріплених на літаку-носії або на ракетній візку, що рухається по рейковому шляху (випробування на ракетному треку). Перевагами в обох випадках є:

- практично необмежений обсяг і маса використовуваної вимірювальної і реєструючої апаратури;
- збереження об'єкта після випробувань, можливість його подальшого аналізу.

Основний недолік, який не дозволяє досліджувати цими методами динаміку польоту літака в особливих польотних ситуаціях — жорстке кріплення моделі до візка або літаку-носія, що виключає або обмежує свободу її переміщення; відсутність взаємозв'язку діючих на модель сил і траєкторії її руху.

Метод буксирних моделей забезпечує трохи більшу свободу переміщень моделі, однак моделювати процес звалювання і штопора літака він також не дозволяє.

В принципі, найбільш достовірні дані про характер руху ЛА в особливих польотних ситуаціях можуть бути отримані в льотних експериментах на натурних літаках, зокрема — при стрільбі реальними засобами ураження по натурних літаках в польоті, керованим мішеням і переобладнаним в мішені літакам [1]. Незважаючи на значну вартість експериментальної частини програм, інформативність проведених випробувань виявилася порівняно невисокою. Дійсно, неможливо проводити систематичне вивчення такої проблеми, маючи такий складний комплекс параметрів. На процес ураження аеродинамічної цілі істотно впливають особливості аеродинамічної схеми і компонування літака, закони керування, що реалізуються бортовою системою керування, тип і калібр використовуваних боєприпасів, ймовірний промах, швидкість і розмір осколків і, нарешті, який з агрегатів або систем літака уражено. З огляду на високу вартість кожного окремого експерименту, при такому широкому комплексі впливають параметрів практично неможливо набрати обсяг даних, необхідний для статистичної обробки і аналізу.

Таким чином, до недоліків цього методу дослідження аеродинамічної живучості слід віднести:

- високу вартість;
- широкий комплекс одночасно впливаючих і трудноураховуваних чинників;
- неможливість контролю повторюваності через складності отримання заданого, чітко визначеного пошкодження;
- неможливість точного визначення по уламках отриманого в польоті пошкодження — величини втраченої частини несучого агрегату, супутніх ушкоджень системи керування і т. п.;
- неможливість виконання випереджальних випробувань для проєктованих вітчизняних літаків і обмежені можливості проведення експериментів на зразках зарубіжної авіаційної техніки.

Джерелом інформації про аеродинамічну живучість літаків є також статистика бойових дій в локальних конфліктах і дані про льотних події [4-6]. Однак одержувані цими способами відомості характеризуються дуже низькою інформативністю. Окремі розрізнені випадки, по яких є дані, трудно зіставляти при аналізі. Недостатнім є для дослідження динаміки польоту літака і обсяг інформації, що реєструється бортовими накопичувальними пристроями. Практично дані про режими польоту літака зазвичай обмежені записом швидкості і нормального перевантаження. Відомості про кутові швидкості, кути відхилення рульових поверхонь, діях екіпажу, кутах крену, курсу і тангажу відсутні. Крім того, одержувані таким способом дані, як правило, відносяться до типів ушкоджень, що дозволяє літаку повернутися на свій аеродром, а найбільший інтерес при дослідженні бойової живучості літаків і ефективності систем ППО представляють близькі до критичних типи пошкоджень.

Вільнолітаючі динамічно подібні моделі (ВДПМ) набули широкого поширення в якості інструменту для випереджальних досліджень характеристик проєктованого (неушкодженого) літака і апробації технічних рішень, що характеризуються високим ступенем технічного ризику. ВДПМ широко використовують в практиці зарубіжного авіабудування [7], але особливості їх конструкції і методики випробувань зі зрозумілих причин не публікуються. Методичні проблеми проведення таких випробувань, але без тематики аеродинамічної живучості, розглянуті в книзі [8]. Застосування методів системного аналізу, здійснене в роботі [9], дозволяє істотно скоротити кількість потрібних випробувальних пусків при складанні програми льотних досліджень критичних величин ушкоджень несучих і керуючих агрегатів літака. Переваги цього методу при дослідженні проблем підвищення аеродинамічної живучості ЛА:

- необмежені переміщення моделі і, як наслідок, достовірність моделювання процесів звалювання і штопора;
- відсутність ризику загибелі екіпажу і втрати дорогих дослідних екземплярів майбутнього літака;
- відносно короткий термін проєктування та підготовки до випробувань ВДПМ;
- простота відстеження удосконалень в конструкції і роботі систем основного літака;
- відносно невисока вартість;

- багаторазовість застосування моделі та можливість проаналізувати повторюваність результатів;
- відпрацьованість методики підготовки і проведення таких випробувань на вільнолітаючих моделях.

Як показано в роботах [9-11], методи, що застосовуються при дослідженні аеродинамічної живучості ЛА повинні забезпечувати можливість обліку складного комплексу факторів, що включають тривимірний просторовий рух, зривне обтікання, явища аеропружності та автоаеропружності, відділення частин ЛА і аварійний скидання підвісних вантажів, роботу екіпажу та його помилки пілотування. Крім того, проведений аналіз показав надзвичайно високий рівень багатоваріантності досліджень. Тому вибір найбільш раціонального методу дослідження або їх сукупності – відповідальний етап, на якому необхідно врахувати мінімізацію витрат часу та коштів на аналіз одного варіанту, а також можливість оперативного аналізу великої кількості варіантів. Ступінь відповідності кожного методу сукупності критеріїв оцінюється ваговими коефіцієнтами, що призначаються групою експертів, та включає фахівців різного профілю. Для обробки та узгодження результатів їх роботи ефективно використовувати, запроповану у роботі [12] методику побудови узагальненого ранжування альтернатив та визначення вагових коефіцієнтів експертів із застосуванням методів статистичної обробки експертних оцінок при груповому узгодженні. Блок-схему алгоритму приведено на рис. 1.

Метод складається з реалізації чотирьох етапів. На першому етапі за допомогою рекурентної процедури (див. рисунок 1) здійснюється розрахунок вагових коефіцієнтів експертів та групової оцінки

об'єктів. Нехай m експертів оцінили n альтернатив за l показниками. В результаті отримаємо величини x_{ij}^h та k_j^h ($i = \overline{1, n}; j = \overline{1, m}; h = \overline{1, l}$).

На другому етапі знаходиться кількісна оцінка ступеня узгодженості думок експертів. Для нестроного ранжирування при наявності зв'язаних рангів застосовується дисперсійний коефіцієнт конкордації

$$W \text{ (рис. 1), де } S = \sum_{i=1}^n \left(\sum_{j=1}^m r_{ij} - \bar{r} \right)^2, \quad \|r_{ij}\| - \text{ матриця}$$

ранжування альтернатив; p – кількість експертів, у ранжируваннях яких є рівні ранги; T_j – показник зв'язаних рангів у j -му ранжуванні,

$$T_j = \sum_{k=1}^{H_j} (h_k^3 - h_k); \quad h_k - \text{ число рівних рангів у } k\text{-й}$$

групи зв'язаних рангів при ранжируванні j -м експертом. Якщо всі експерти дають однакові оцінки, $W = 1$, за умов повної відсутності узгодженості оцінок – $W = 0$.

На третьому етапі оцінюється рівень узгодженості думок усіх експертів щодо рангу однієї альтернативи. Для слабо прогнозованих ситуацій необхідно враховувати інформацію про відстань між рангами, тому було обрано коефіцієнт варіації Беккера V_i^B (рис. 1), де C_m^2 – число сполучень з n по 2. Збільшення значення коефіцієнта означає розкид оцінок експерта щодо відповідної альтернативи.

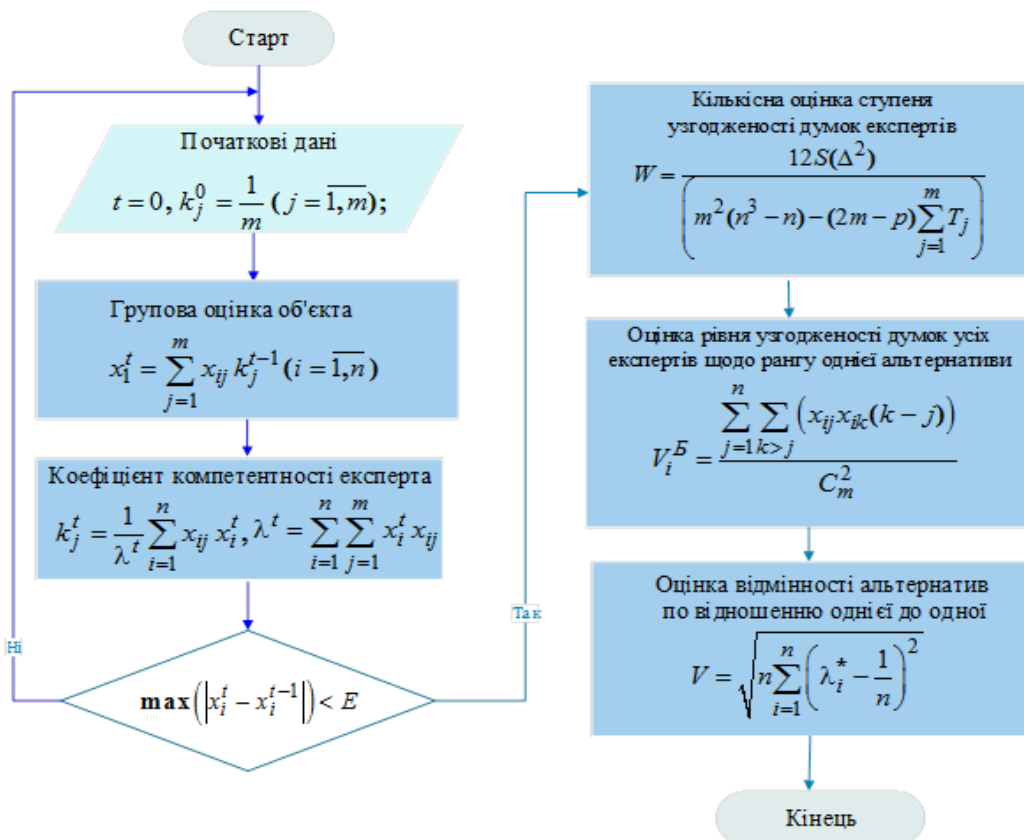


Рис. 1. Блок-схема алгоритму побудови узагальненого ранжування

На четвертому етапі здійснюються оцінка відмінності альтернатив по відношенню однієї до одної.

Таку оцінку дає коефіцієнт варіації V (рис. 1), розрахований за елементами узагальненого вектор значущості, де λ_i^* – узагальнена значущість i -го об'єкта

Чим ближче значення коефіцієнта V до одиниці, тим більше відчутна різниця між значущістю провідних альтернатив та значущістю альтернатив-аутсайдерів.

Для апробації модельної задачі використано фрагмент критеріальної бази, яку розроблено в [10]. В табл. 1 представлено вхідні дані та результати розрахунків за алгоритмом, приведеним на рис. 1. Результати розрахунків свідчать про досить високу узгодженість оцінок експертів (коефіцієнт конкордації $W = 0,81$). Результати групової оцінки факторів та коефіцієнти компетентності експертів досить добре узгоджуються з результатами отриманими в роботі [10] і дозволяють удосконалити результати отримані в попередніх дослідженнях.

Таблиця 1 – Вхідні дані та результати розрахунків за алгоритмом побудови узагальненого ранжування

Можливість урахування факторів	Експерт					Групова оцінка факторів		
	1	2	3	4	5	Номер ітерації		
						1	2	3
Початковий режим польоту: швидкість,	0,9	0,8	1	0,8	1	0,9	0,907	0,907
висота польоту,	0,9	0,8	1	0,8	1	0,9	0,907	0,907
кут тангажу	1	0,9	1	0,9	1	0,96	0,963	0,963
кут крену	0,9	0,8	1	0,7	1	0,88	0,889	0,889
перевантаження у момент ушкодження	0,8	0,8	0,9	0,7	0,9	0,82	0,826	0,826
Ступінь (величина) пошкодження агрегату чи системи	0,8	0,8	0,8	0,7	0,9	0,8	0,804	0,804
Дії екіпажу	1	0,9	0,9	0,8	1	0,92	0,932	0,924
Помилки екіпажу	0,9	0,7	0,7	0,8	0,8	0,78	0,779	0,779
Робота САУ штатна	0,7	0,6	0,6	0,7	0,8	0,68	0,682	0,682
Ушкодження САУ	0,5	0,55	0,6	0,5	0,8	0,59	0,597	0,597
Робота САУ з урахуванням роботи бортової системи діагностики та коригування законів управління	0,8	0,8	0,9	0,7	0,8	0,8	0,804	0,804
Жорсткість несучих агрегатів	0,7	0,75	0,8	0,7	0,8	0,75	0,753	0,753
Жорсткість корпусних агрегатів	0,8	0,7	0,9	0,7	0,8	0,78	0,785	0,785
Жорсткість проводки управління	0,7	0,5	0,9	0,7	0,8	0,72	0,727	0,727
Частотні характеристики несучих агрегатів	0,3	0,2	0,5	0,3	0,5	0,36	0,368	0,368
Частотні характеристики корпусних агрегатів	0,5	0,7	0,7	0,5	0,7	0,62	0,625	0,625
Частотні характеристики проводки управління	0,3	0,8	0,7	0,3	0,7	0,56	0,569	0,568
Номер ітерації	Коефіцієнт компетентності експерта					W = 0,81		
	1	2	3	4	5			
1	0,198	0,189	0,216	0,177	0,220			
2	0,198	0,189	0,215	0,179	0,219			
3	0,198	0,189	0,216	0,177	0,220			

Висновки

Виконаний аналіз застосовності різних методів для дослідження динаміки польоту в особливих польотних ситуаціях показав, що для отримання експериментальних даних високого ступеня достовірності ефективним є випробування великомасштабних вільнолітаючих динамічно подібних моделей літаків. Раціональним є спільне застосування ВДПМ (для отримання інформації про найбільш складні та характерні ситуації) і апробованих за експериментальними даними математичних моделей (для проведення широких параметричних досліджень). Однак при застосуванні літаків можуть виникати ушкодження, що викликають не втрату агрегату, а

значне зниження його жорсткості, яке може привести до розвитку небезпечних явищ аеропружності. Такі ситуації також підлягають теоретичному і експериментальному дослідженню.

Апробована на модельній задачі методика побудови узагальненого ранжування альтернатив та визначення вагових коефіцієнтів експертів із застосуванням методів статистичної обробки експертних оцінок при груповому узгодженні показала досить добрі результати, які узгоджуються з результатами попередніх досліджень. Її можна використовувати при виборі найбільш раціонального методу дослідження або їх сукупності, а також можливість оперативного аналізу великої кількості варіантів.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Энциклопедия безопасности авиации / Н.С. Кулик, В.П. Харченко, М.Г. Луцкий и др.; Под. ред. Н.С. Кулика. – К.: Техніка, 2008. – 1000 с.
2. Летные исследования и испытания. Фрагменты истории и современное состояние: Научно-техн. сборник. – М.: Машиностроение, 1993. – 496 с.
3. Методы исследований на летающих моделях [Текст] / Миронов А. Д., Владычин Г. П., Кондратов А. А. и др. – М.: Машиностроение, 1988. – 144 с.
4. Новожилов Г. В., Неймарк М. С., Цесарский Л. Г. Безопасность полета самолета. Концепция и технология. – М.: Машиностроение, 2003. – 144 с.
5. Рыженко А. И. Живучесть авиационных силовых установок : учебник для студентов высших учебных заведений (направление "Авиация и космонавтика") / А. И. Рыженко, В. С. Кривцов. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2004. — 659 с.
6. Рыженко А. И., Рябков В. И. Причины авиационных происшествий с гражданскими и военными самолетами / А.И. Рыженко, В.И. Рябков — Учеб. пособие по курсу "Надежность и живучесть самолетов". — Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1997. — 208 с.
7. Концепции развития современной авиационной техники основных назначений [Текст] : инновац. учеб. для неавиационных специальностей аэрокосм. ун-та / В. А. Богуслаев, А. И. Рыженко, Е. А. Мураховская, Р. Ю. Цуканов. — Запорожье : Просвіта, 2020. – 707 с.
8. Chambers, J. R. Modeling flight: The Role of Dynamically Scaled Free-Flight Models in Support of NASA's Aerospace Programs [Text] / J. R. Chambers // NASA SP 2009-575. – USA, Washington, 2010. – 202 p.
9. Murahovska, O. A. Designing the Set of Flight Experiments for Exploration of Critical Flight Conditions in Case Failure and Damage of Lifting and Control Aircraft Components with a Point of View of Systems Approach (Системный подход к разработке программ экспериментов по исследованию критических режимов полета при отказах и повреждениях несущих и управляющих агрегатов) / О. А. Murahovska, О. І. Ryzhenko // Открытые информационные и компьютерные технологии. – Харьков: НАУ «ХАИ», 2018. – Vol. 79. Pp. 140–147.
10. Вознюк С. Н. Фактор многовариантности при выборе метода исследования проблем выживаемости в условиях неопределенностей проектирования самолетов военного назначения / С. Н. Вознюк, Л. И. Курпа, Е. А. Мураховская, А. И. Рыженко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(72). – Х., 2012. – С.21-30
11. Макаричев В. А. Критериальная база ранжирования альтернативных методов исследования проблем безопасности полетов в условиях неопределенности проектирования самолетов гражданского назначения / В. А. Макаричев, Е. А. Мураховская, А. И. Рыженко, Ю. А. Щербакова // Открытые информационные и компьютерные технологии. – 2012. – Вып. 57. – С. 197–206.
12. Мураховська О. А. Аналіз застосування методів статистичної обробки експертних оцінок на етапі попереднього проектування складних технічних пристроїв / О. А. Мураховська, Н. А. Українець // Системи управління, навігації та зв'язку. – 2022. – № 3 (69). – С. 39-44. doi: 10.26906/SUNZ.2022.3.039

Received (Надійшла) 21.02.2023

Accepted for publication (Прийнята до друку) 03.05.2023

A system-oriented approach to the analysis of possible methods of studying the aerodynamic survivability of an aircraft

Olena Murahovska

Abstract. When creating a new generation of highly maneuverable aircraft, one of the main requirements is high reliability and survivability, in particular, it must maintain operational efficiency in the event of the loss of parts of the bearing and control surfaces. On the basis of a system-oriented approach, an analysis of existing studies of aerodynamic characteristics and flight dynamics of the aircraft was carried out, taking into account the specific requirements associated with the study of special flight situations when areas of the bearing and control surfaces are lost. Considered a possible option of building a generalized ranking of alternatives and determining weighting coefficients of experts using methods of statistical processing of expert evaluations with group agreement to improve the analysis of the effectiveness of measures to increase this type of fault tolerance.

Keywords: aircraft, aerodynamic survivability, research methods of special flight situations, expert evaluations, ranking, weighting factors.