

## ОЦІНКА ПОШКОДЖУВАНOSTІ ВІД УТОМИ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ПРИ БАФТИНГУ

к.т.н. В.М. Онищенко, О.М. Коломейченко  
(подав д.т.н, проф. О.К. Морачковський)

*Наведені положення дозволяють провести дослідження з метою оцінки накопичення пошкоджень від втоми елементів конструкції літального апарату (ЛА) при коливаннях типу бафтингу. За допомогою існуючого математичного апарату пропонується визначити навантаження елементів конструкції ЛА при коливаннях типу бафтингу. Характеристики навантаження пропонується використовувати для оцінки накопичення пошкоджень від втоми елементів конструкції ЛА.*

**Постановка проблеми.** Характерними рисами сучасних маневрових літальних апаратів, є великий діапазон задач, що вирішуються, широкий діапазон висот та швидкостей польоту, високі характеристики маневрування та динамічні властивості, що невпинно змінюються у польоті. Окрім цього, прагнення до забезпечення мінімальної маси конструкції призводить до зменшення жорсткості.

Внаслідок наведених факторів під час експлуатації маневрових ЛА на великих кутах атаки й при значних відхиленнях гальмівних та керуючих поверхонь виникають відривні режими течії, які, взаємодіючи з окремими частинами ЛА, призводять до виникнення в конструкції аеропружних коливань типу бафтингу [1]. Ці явища призводять до зміни навантаження елементів конструкції.

У зв'язку з цим актуальною стає проблема створення надійних методів розрахунку навантаження й деформування конструкції ЛА в реальних умовах польоту. Точні знання про навантаження та напружено-деформований стан (НДС) необхідні при розрахунку конструкції літака на міцність та ресурс.

Сучасний рівень розвитку математичних моделей аеропружності ЛА дозволяє достатньо точно визначити навантаження на різноманітних режимах польоту ЛА, проводити аналіз параметрів навантаження та використовувати їх для розрахунків на міцність та витривалість.

У зв'язку з нелінійністю задачі її постановка й вирішення містять у собі великі математичні труднощі. Вони виникають, перш за все, при ви-

значенні нестационарного аеродинамічного навантаження, яке в загальному випадку визначається не лише миттєвими значеннями параметрів руху та деформування об'єкта, але й попередньою історією їх зміни у часі.

**Аналіз літератури.** Останнім часом з'явилися чисельні методи, які дозволяють розраховувати вплив зовнішнього середовища на об'єкти, що погано обтікаються [2, 3]. Вирішального значення при цьому набуває проблема створення повних математичних моделей (ММ), що дозволяють відтворювати функціонування об'єкта в умовах відривних режимів обтікання, або описувати окремі явища, що супроводжують ці режими.

Один з можливих шляхів побудови ММ, призначених для рішення задач аеропружності ЛА в цілому, чи окремих частин, при наявності зон відривних течій наведений у роботі [4]. В роботі не розглядається можливість застосування ММ аеропружності ЛА при бафтингу для визначення напружено-деформованого стану елементів конструкції з метою оцінки пошкоджуваності від втоми.

Методика визначення нелінійного нестационарного навантаження, що діють на деформований ЛА при збуреному русі, викладена у роботах [5 – 7].

Основні підходи до оцінки накопичення пошкоджень від втоми викладена у роботах [8 – 10, 13].

**Ціль статті.** Метою публікації є викладення одного з можливих підходів до визначення характеристик навантаження елементів конструкції ЛА при бафтингу, та подальшого їх використання для оцінки накопичення пошкоджень від втоми внаслідок цього явища.

**Розділ основного матеріалу.** В основу підходу, що пропонується, покладений синтез чисельних методів лінійної й нелінійної нестационарної аеродинаміки та теорії пружності. В основу побудови моделі відривної течії, як і безвідривної, покладена схема ідеальної нестисливої рідини та метод дискретних вихорів [2, 3]. Місцем відриву потоку є гострі кромки гальмівної поверхні, що відхиляється. Нестационарне аеродинамічне навантаження, що діє на відхилену гальмівну поверхню та елементи хвостової частини ЛА, що знаходяться в супутньому сліді, визначаються за допомогою інтеграла Коші-Лагранжа з урахуванням попередньої історії обтікання та деформування апарату.

Нехай літальний апарат, починаючи з моменту часу  $t = 0$ , здійснює збурений рух відносно деякого базового усталеного режиму польоту з постійною швидкістю  $V_0$  (рис. 1, а). Приймаємо, що місцеві кути атаки  $\alpha$  та ковзання  $\beta$  для ЛА в цілому малі, а деформація його конструкції описується лінійними співвідношеннями теорії пружності.

Далі вважаємо, що гальмівний щиток на ЛА вводиться в робочий стан в момент часу  $t$  (рис.1).

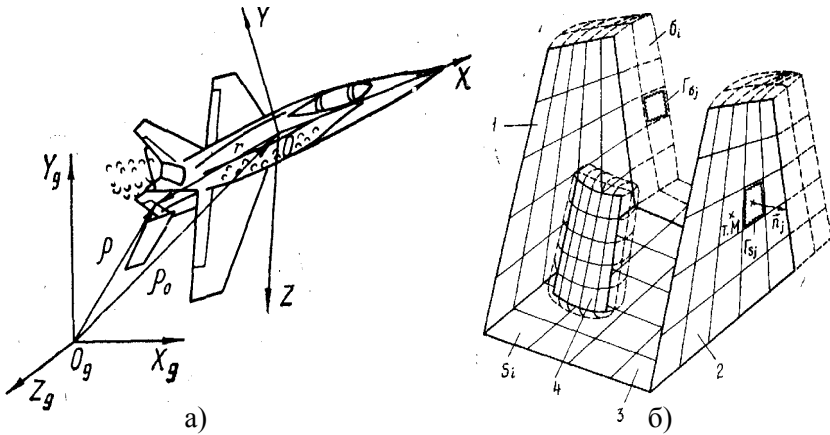


Рис. 1. Розташування та схематизація гальмівних й керуючих поверхонь

Це призведе до появи режиму відривної течії. Через певний проміжок часу за щитком сформується вихровий слід, що є головним джерелом нелінійної нестационарної аеродинамічної сили, що діє збоку потоку на гальмівний щиток 4, та на бокові поверхні вертикального оперення 1, 2 (рис.1, б). При цьому вважаємо, що лінійні та нелінійні джерела збудження конструкції ЛА діють незалежно.

Тоді вектор абсолютних переміщень точок ЛА може бути представлено у вигляді

$$\rho = \varphi_0 q_0 + \varphi_1 q_1, \quad (1)$$

де вектори  $q_0$  та  $q_1$  – кінематичні параметри руху відповідно літака як твердого тіла та пружних переміщень;  $\varphi_0$   $\varphi_1$  – матриці форм коливань ЛА відповідно як твердого тіла та пружних деформацій.

Методика визначення нелінійного нестационарного навантаження, що діють на деформований ЛА при збуреному русі, викладена у роботах [5 – 7]. Особливості визначення нелінійних складових узагальнених аеродинамічних збурень, що з'являються за рахунок відривного обтікання несучих та гальмівних поверхонь та знаходження окремих частин ЛА в турбулентному сліді, викладемо на прикладі рис. 2, використовуючи [3, 11]. При побудові ближнього сліду будемо виходити з концепції великомасштабного руху рідини у супутньому сліді та моделювати відривну течію на підставі нестационарних рівнянь Ейлера з чисельною реалізацією на ЕОМ. Використовуємо модель ідеальної нестисливої рідини та

метод дискретних вихорів. Для цього схематизуємо частину ЛА, що розглядається, тонкими базовими поверхнями  $S_i$  ( $i = 1, 2, 3, \dots$ ) (рис. 1, б), з гострих кромek яких сходять вихрова пелена  $\sigma$ . Якщо гальмівний щиток 4 прибраний, поверхні є такими, що добре обтікаються. Введення гальмівного щитка 4 у робочий стан різко змінює картину обтікання – з'являється відривний режим течії і за щитком утворюється турбулентний вихровий слід.

Складність постановки та вирішення нелінійної частини аеродинамічної задачі криється у тому, що необхідно враховувати інтерференцію поверхонь  $S_i$  та щитка 4, попередню історію їх обтікання та деформування. Основні положення математичного формулювання нелінійної задачі аеродинаміки [3] тут зберігаються. Відмінність полягає у тому, що умова непротікання для деформованої поверхні буде:

$$\begin{aligned} (\nabla\Phi - \vec{V}_0 - \vec{V}_1) \cdot \vec{n} &= 0; \\ \nabla &= \vec{i} \frac{\partial}{\partial x} + \vec{j} \frac{\partial}{\partial y} + \vec{k} \frac{\partial}{\partial z}, \end{aligned} \quad (2)$$

де  $\Phi$  – потенціал збурених швидкостей;  $\vec{V}_1$  – вектор швидкості руху точки несучої поверхні, що викликана її деформуванням;  $\vec{n}$  – орт нормалі до поверхні.

При дослідженні міцності та ресурсу одними з основних динамічних характеристик є інтегральні внутрішні зусилля, що діють по перетинах елементів конструкції (крила, фюзеляжу, оперення). В загальному випадку у повздовжньому перетині  $S'$  апарату можна визначити три внутрішні сили  $Q'_{Sx}$ ,  $Q'_{Sy}$  і  $N'_S$ , та три моменти  $M'_{Sx}$ ,  $M'_{Sy}$ ,  $M'_{Sz}$ . Згідно [6] визначити внутрішні зусилля можна з виразів:

$$\begin{aligned} L_S &= P_{L_S} - \sum_{k=1}^{N_0-1} M_{0L_S,k} \ddot{q}_{0k} - \sum_{i=1}^{N_q} M_{L_S,i} \ddot{q}_i; \\ P_{L_S} &= \iiint_{V'} \bar{\varphi}_{L_S} \cdot \Delta \bar{p} dV', \quad M_{0L_S,k} = \iiint_{V'} \bar{\varphi}_{L_S} \cdot m' \bar{\varphi}_{0k} dV'; \\ M_{L_S,i} &= \iiint_{V'} \bar{\varphi}_{L_S} \cdot m' \bar{\varphi}_i dV'. \end{aligned} \quad (3)$$

Перші складові у (3) характеризують внутрішні зусилля по перетинах конструкції від дії лише зовнішніх сил, що збуджують. Другі складові визначають внесок до внутрішніх зусиль інерційних сил, обумовлених пружними переміщеннями.

Скористуємося традиційним методом розрахунку витривалості,

який ведеться по нормальних напруженнях. Для розрахунку необхідна крива залежності між нормальними напруженнями та циклічною витривалістю, що отримана при сталій амплітуді напружень для реальних деталей. Можливо також застосування розрахункових кривих втоми.

Розрахунковим шляхом визначаються навантаження, що діють, (аеродинамічні та інерційні), внутрішні силові фактори по перетинах та НДС конструкції (методом кінцевих елементів), тобто реалізується детермінований підхід до визначення напружень.

Спектр напружень в елементах конструкції схематизується одним з відомих методів. У роботах [8 – 10, 13] відзначається, що схематизацію процесів зміни напружень краще всього виконувати із застосуванням методів повних циклів або падаючого дощу. Після виконання такої схематизації виконують перехід до еквівалентних віднульових циклів, що дозволяє вже безпосередньо скористатися кривою втоми. Цей перехід виконується за формулою Одингга [13]:

– у разі додатного значення середнього напруження циклу, коли  $-1 < R < +1$ , еквівалентні напруження можна знайти:

$$\sigma_e = \sqrt{2\sigma_a(\sigma_a + \sigma_m)} \quad \text{або} \quad \sigma_e = \sqrt{\sigma_{\max}(\sigma_{\max} - \sigma_{\min})}. \quad (4)$$

– якщо середнє напруження циклу від’ємне, тобто  $R < -1$ , тоді

$$\sigma_e = \frac{1.2\sigma_{\max} - 0.8\sigma_{\min}}{\sqrt{2}}, \quad (5)$$

де  $\sigma_a, \sigma_m, \sigma_{\max}, \sigma_{\min}$  – амплітудне, середнє, максимальне та мінімальне напруження циклу, що приводиться;  $\sigma_e$  – максимальне напруження віднульового циклу.

Оцінку пошкоджень від втоми елементів конструкції при бафтингу будемо проводити на основі методу лінійного підсумовування пошкоджень від втоми [8 – 10, 12]:

$$D = \sum n_i / N_i, \quad (6)$$

де  $n_i$  – кількість циклів навантаження, що відповідає рівню напружень  $\sigma_{e_i}$ ;  $N_i$  – циклічна витривалість елемента конструкції, що відповідає рівню напружень  $\sigma_{e_i}$ .

**Висновки.** Таким чином, на основі чисельних методів нелінійної нестационарної аеродинаміки й рівнянь аеропружності визначаються навантаження елементів конструкції ЛА, які є вихідною інформацією для кількісної оцінки пошкоджуваності від втоми елементів конструкції ЛА при бафтингу.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Назаренко В.В., Фомин Г.М. Колебания упругих конструкций при срыве потока // Тез. докл. на 6-м Всесоюзном съезде по теоретической и прикладной механике. – Ташкент: УзГУ. – 1986. – С. 45 – 51.
2. Белоцерковский О.М., Белоцерковский С.М., Давыдов Ю.М., Ништ М.И. Моделирование отрывных течений на ЭВМ. – М.: Научный совет по комплексной проблеме «Кибернетика» АН СССР, 1984. – 123 с.
3. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. – М.: Наука, – 1978. – 160 с.
4. Морозов В.И., Онищенко В.М., Пономарёв А.Т. Математическое моделирование бафтинга при возмущенном движении летательного аппарата // В кн. Математическое моделирование авиационных комплексов. Сборник статей. Под ред. М.И. Ништа. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1989. – С. 234 – 245.
5. Белоцерковский А.С., Качанов Б.О., Кулифеев Ю.Б., Морозов В.И. Создание и применение математических моделей самолетов. – М.: Наука, – 1984. – 240 с.
6. Белоцерковский С.М., Кочетков Ю.А., Красовский А.А., Новицкий В.В. Введение в аэроаэроупругость. – М.: Наука, 1980. – 286 с.
7. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г. Крыло в нестационарном потоке газа. – М.: Наука, 1971. – 124 с.
8. Воробьев А.З., Олькин Б.И., Стебенев В.Н., Родченко Т.С. Сопротивление усталости элементов конструкций. – М.: Машиностроение, – 1990. – 320 с.
9. Даулинг П. Расчет усталостной долговечности при сложной истории нагружения. Теоретические основы инженерных расчетов. – М.: Мир, 1983. – 212 с.
10. Коллинз Дж. Повреждение материалов в конструкциях. Анализ, предсказание, предотвращение. – М.: Мир, 1984. – 296 с.
11. Апаринов В.А., Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // Труды ВВИА им. Н.Е. Жуковского. – М.: ВВИА. – 1986. – Вып. 1313. – С. 124 – 132.
12. Белододенко С.В., Биличенко Г.Н., Козаков Д.Е. Накопление повреждений и оценка ресурса при нестационарном нагружении с перегрузками и случайной асимметрией цикла // Проблемы прочности. – 1997. – № 2. – С. 49 – 56.
13. Фомичёв П.А. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций. – Х.: ХАИ, 1992. – 184 с.

Поступила 24.12.2003

**ОНИЩЕНКО Володимир Михайлович**, канд. техн. наук, доцент, заст. нач. кафедри літальних апаратів Харківського інституту Військово-Повітряних Сил. Область наукових інтересів – динаміка та утрома конструкцій, аеропружність.

**КОЛОМЕЙЧЕНКО Олег Миколайович**, ад'юнкт кафедри літальних апаратів Харківського інституту Військово-Повітряних Сил. У 2001 році закінчив Харківський інститут Військово-Повітряних Сил. Область наукових інтересів – динаміка та утрома конструкцій, аеропружність.

