

УДК 629.375.015.017.21

В.М. Казак, д-р техн. наук  
С.М. Гальченко  
Л.В. Бикус  
К.М. Бугрій

## МЕТОДИКА ВИЯВЛЕННЯ СТАНУ ЗОВНІШНЬОГО ОБВОДУ КРИЛА ЛІТАКА

НАУ, кафедра електроенергетичних систем, e-mail: post@nau.edu.ua

*Розглянуто проблему виявлення стану зовнішнього обводу крила літака в польоті для визначення моменту, місця та ступеня виникнення раптового пошкодження.*

### Постановка проблеми

Літальний апарат (ЛА) – складна система багатозаконового використання, на яку діють зовнішні умови і внутрішні процеси деградації, під впливом яких змінюється його технічний стан  $S(t)$ . Для реєстрації цих змін у процесі експлуатації здійснюється постійний контроль параметрів, що характеризують технічний стан ЛА  $S(t)$ .

Зовнішня поверхня (обводи) ЛА в польоті зазнає найбільший вплив механічних, біологічних, електромеханічних та електричних деградуючих факторів.

### Аналіз публікацій

Прямі методи визначення стану зовнішнього обводу крила літака застосовують здебільшого на авіаремонтних заводах і в процесі льотних випробувань [1–4].

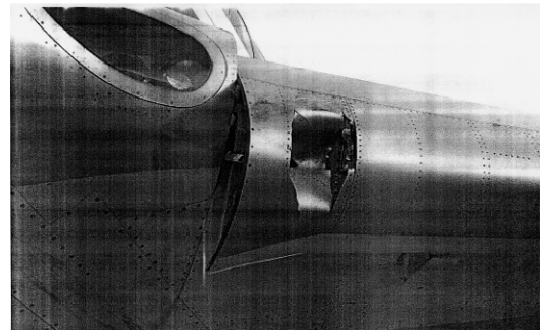
**Мета** статті – розроблення методики виявлення стану зовнішнього обводу крила літака безпосередньо в польоті.

### Характеристики стану зовнішнього обводу крила

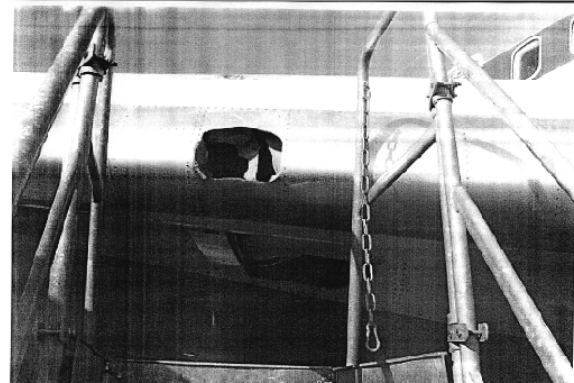
На зльоті і під час посадки ЛА найбільшого впливу зазнають крило літака (рис. 1) і хвостове оперення (рис. 2).

Крило як функціональна одиниця характеризується сукупністю суттєвих ознак, що відображають особливості його конструкції, означені видом і сполученням структурних елементів, а також особливості функціонування елементів у складі вузла системи і крила у цілому. При цьому за спільністю ознак можна виділити чотири основні підсукупності, що визначають:

- відмінність крила від об'єктів іншого роду, тобто родову відмінність, наприклад, крило типу чайка;
- відмінність у межах одного роду, тобто видову відмінність, наприклад, схему крила, його механізацію;
- відмінність в межах одного виду, наприклад, конструкції крила та його механізації;
- відмінність у межах однієї конструкції, наприклад, відхилення розмірів в межах виробничих допусків.



а



б

Рис. 1. Пошкодження зовнішнього обводу крила літака «Боїнг-767» у результаті зіткнення зі стаєю птахів на висоті 3600 м:

а – пошкодження передньої кромки крила у вигляді вм'ятини з розривом;

б – пробій птахом передньої кромки крила

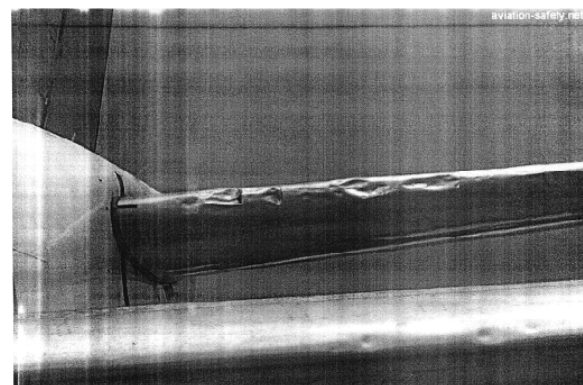


Рис. 2. Пошкодження стабілізатора стаєю птахів (серія вм'ятин)

На останні три підсукупності певний вплив чинить тип крила, що зумовлено відмінностями в принципах конструювання, технології виготовлення і складання.

Наведені відмінності зумовлюють численні вихідні стани крила, що належать до сфери його створення і відображаються у відмінності вихідних показників крила, його вузлів і систем на початковій стадії експлуатації.

Зміни, що відбуваються в структурних елементах, їх взаємозв'язках і функціонуванні, що зумовлені у загальному випадку нескінченною множиною зовнішніх змінних у часі діянь як у процесі експлуатації, так і ремонту, зумовлюють наявність відповідних роздільних множин станів, а сумісно-загальну множину станів, що характерна для процесу використання літака за призначенням.

Без залежності від стадії життєвого циклу літака множина його станів і крила як складової частини може бути розподілена на підмножини, що характеризують справні  $S_1(t)$ , працездатні  $S_2(t)$  та несправні  $S_3(t)$  стани:

$$S_{\Sigma}(t) = S_1(t) + S_2(t) + S_3(t);$$

$$S_1(t) \subset S_{\Sigma}(t), S_2(t) \subset S_{\Sigma}(t), S_3(t) \subset S_{\Sigma}(t). \quad (1)$$

Розпізнавання станів у процесі діагностування, прогнозування їх змін в межах підмножин і часу переходу з однієї підмножини до другої можливі, якщо є опис простору станів, тобто відома функція  $G(X)$ , у загальному випадку векторна, компоненти аргументу  $X$  якої складають сукупність вихідних (визначних) параметрів літака, його крила, елементів і систем крила ( $x$ ).

Аеродинамічний стан крила, який визначається його технічним станом, вирізняється якісно різнорідними характеристиками, що зумовлено відмінною фізичною природою процесів, що відбуваються протягом польоту; функція  $G(X)$  не є однорідною і може бути подана у вигляді набору взаємозв'язаних між собою компонентів  $G_i$ , які відображають різнорідні характеристики стану, наприклад, конструктивну цілісність обводів крила з точки зору живучості або ефективності функціонування. При цьому компоненти  $G_i$  можна також подати у вигляді самостійних складових, тобто класів, що відображають видові різниці технічного стану.

Класи станів, які складають компоненти  $S_k(t)$  множин  $S_i(t)$  і в цілому загальну множину

$$S_i(t) = \sum_{j=1}^n S_{k_j}(t), S_{\Sigma}(t) = \sum_{i=1}^m S_i(t), \quad (2)$$

мають характеризуватися сукупністю суттєвих ознак, які відображають загальні властивості станів у межах класу.

При цьому припустимо, що кожна ознака необхідна, а всі в сукупності вони достатні для ідентифікації конкретного класу станів.

Кількість класів об'єктивно зростає зі збільшенням глибини діагностування, однак на практиці обмежується технічними можливостями контролю вихідних параметрів, потрібних для формування суттєвих ознак, а також метрологічними характеристиками засобів вимірювання.

Таким чином, завжди може бути визначена скінченна множина  $S_g \subset S_{\Sigma}$ , яка не охоплює деякі можливі стани літака і крила як складової частини.

З урахуванням цього вирази (1) і (2) можна переписати у вигляді:

$$S_{\Sigma} = S_1 + S_2 + S_3 + S_g;$$

$$S_1 \subset S_{\Sigma}, S_2 \subset S_{\Sigma}, S_3 \subset S_{\Sigma}, S_g \subset S_{\Sigma}$$

або

$$S_{\Sigma} = \sum_{i=1}^{m-k} S_i + \sum_{j=0}^k S_{g_i}.$$

Компоненти  $G_i$  функції  $G(x)$ , а також складові, що визначають класи станів, відрізняються неоднаковими сукупностями аргументів із загального набору, що характеризує  $X$ .

Окремі аргументи можуть стосуватись і різних компонентів, і класів.

Функція стану  $G(x)$ , що описує простір станів, має бути неперервною (кусково-неперервною) і такою, що диференціюється і припускає розкладання компонентів (класів) у ряд Тейлора по всій сукупності аргументів:

$$G_i(X_i + \Delta X) = G_i(X_i) + \sum \frac{\partial G_i}{\partial x_i} \Delta x_i + \frac{1}{2} \sum \sum \frac{\partial^2 G_i}{\partial x_i \partial x_k} \Delta x_i \Delta x_k + \dots, \quad (3)$$

де  $G_i(X_n)$  – функція, яка характеризує неушкоджений конструктивний обвод зовнішньої поверхні ЛА;  $X_n$  – сукупність аргументів, які визначають вихідні параметри неушкодженого ЛА (крила).

Вибір виду функції  $G(x)$ , а також її компонентів та складових визначається особливостями крила як функціональної одиниці, скінченною множиною  $S_g$  станів, що підлягають розпізнаванню і рівнем контролепридатності ЛА. Оскільки стан ЛА і його крила, зокрема, змінний у часі, то функція стану залежить від часу, тобто у математичному розумінні є складною: у виразі (3)  $\Delta x_j = f(\tau)$ ,  $\Delta x_k = f(\tau)$ . Однак за характером дії вплив  $\tau$  на  $X$  нерівнозначний, що визначається відмінністю процесів, які відбуваються у польоті в часі, і що приводять як до оборотних, так і необоротних наслідків, тобто

$$\Delta X(\tau) = \Delta X_p(\tau) + \Delta X_c(\tau) + \Delta X_k(\tau). \quad (4)$$

Перші два доданки у виразі (4) відображують вплив оборотних процесів, а третій – необоротних, які характеризують, власне, зміну технічного стану крила і передусім процесів старіння та зносу, що призводять до поступової зміни його аеродинамічних характеристик.

Компонент  $\Delta X_p(\tau)$  відображує вплив на вихідні параметри режиму обтікання крила і зовнішніх умов.

Компонент  $\Delta X_c(\tau)$  зумовлений існуванням різних випадкових факторів, які мають відносно до крила, зовнішній характер.

Компонент  $\Delta X_k(\tau)$  характеризує вплив зміни аеродинамічного стану крила на параметри аеродинамічних сил і моментів ЛА (крила).

Зі співвідношень (3), (4) випливає, що компоненти  $G_i$  функції  $G(x)$  та сама функція містять складові, що відображують, окрім зміни стану аеродинамічного обводу крила  $\Delta X_k(\tau)$ , і незалежні від нього процеси  $\Delta X_c(\tau)$ ,  $\Delta X_p(\tau)$ . Тому одне з найважливіших завдань під час розроблення моделей діагностування, тобто при визначанні функції  $G[\Delta X_k(\tau)]$ , її компонентів і складових, – визначення також функцій  $G[\Delta X_c(\tau)]$ ,  $G[\Delta X_p(\tau)]$ , їх компонентів і складових, що дозволить із загального простору станів виділити підпростір аеродинамічних станів ЛА та дати його однозначний опис. Остання обставина є неодмінною умовою, що забезпечує адекватність діагностичної моделі. У цьому разі діагностична модель, яка відображає формальний опис однорідних характеристик стану крила як функціонального елемента з урахуванням виразу (3) буде мати вигляд:

$$G_{ik}[X_u + \Delta X_k(\tau)] = G_{ik}(X_u) + \sum_i \frac{\partial G_{ik}}{\partial x_i} \Delta x_{ik}(\tau) + \frac{1}{2} \sum_i \sum_k \frac{\partial^2 G_{ik}}{\partial x_i \partial x_k} \Delta x_{ik}(\tau) \Delta x_{kn}(\tau). \quad (5)$$

В окремих випадках для діагностичних моделей можна використовувати функції й іншого вигляду. Однак для діагностування стану аеродинамічного обводу зовнішньої поверхні ЛА (і його крила окремо), що визначає можливість керування польотом літака за станом співвідношення (5), найбільш придатне.

З аналізу рівнянь (4), (5) випливає, що компоненти функції стану аеродинамічного обводу  $G_{ik}[X_k(\tau)]$ , а також їх складові однозначно характеризують стан крила, його вузлів, систем і елементів та визначаються за змінами параметрів, що характеризують робочі процеси крила у польоті.

Аналіз досвіду тривалої льотної експлуатації ЛА показує, що його аеродинамічний стан змінюється, літак набуває індивідуальних особливостей.

Причинами таких змін є:

- погіршення стикувальних ліній обшивки та лючків;
- поява шорсткості поверхні ЛА, хвилястості, зазорів, щербини, пилю на зовнішніх обводах крила.

Ці відхилення від заданої точності поверхні обводів агрегатів ЛА призводять до падіння аеродинамічної якості ( $K = C_y C_x$ ). Незначна шорсткість поверхні за дозвукових швидкостей польоту призводить до зростання опору тертя. За хвилястості поверхні, значної сумарної площі «сходинок» через виступи та западини може зумовити значний приріст опору  $\Delta C_x$  літака. Особливі вимоги ставляться до якості поверхні крила.

Аналіз результатів досліджень показує:

- у разі з'єднання листів обшивки встик, наявності заклепок і незначній хвилястості

$$\Delta C_x = 5n_3 \frac{h^2}{S} \left( \frac{h}{b_{\text{н.а}}} \right)^{2/7} (1 + 1,5\bar{c}_{\text{н}}),$$

де  $n_3$  – кількість заклепок;  $h$  – висота виступу заклепок;  $S$  – повна (включаючи фюзеляжну частину) площа крила,  $\text{м}^2$ ;  $b_{\text{с.г}}$  – середня геометрична хорда крила;  $\bar{c}_{\text{н}}$  – середня відносна товщина крила;

- з виникненням нерівностей поверхні крила значення  $\Delta C_x$  збільшується на величину

$$\Delta C_{x_i} = a_i c_{x_{i00}} \Phi(i) F(H) \bar{S}_i x_k^{-\beta} h^{n_2},$$

де  $a_i$  – емпіричний коефіцієнт;  $c_{x_{i00}}$  – коефіцієнт опору ізольованої нерівності;  $\Phi(M)$ ,  $F(H)$  – функції, які відображають вплив швидкості й висоти польоту;  $\bar{S}_i$  – відносна площа поверхні, яка досліджується і дорівнює відношенню  $S_i/S$ ;  $S$  – площа крила;  $x_k$  – координата характерного параметра нерівності;  $h$  – максимальна висота нерівності;  $n_2$ ,  $\beta$  – показники степеня;

- з виникненням явно вираженої хвилястості поверхні крила значення  $\Delta C_x$  збільшується на величину

$$\Delta C_{x_{\text{дв}}} = 0,05 \frac{2\alpha}{\lambda},$$

де  $\alpha$  – амплітуда хвилі;  $\lambda$  – довжина хвилі.

Впливи таких факторів на компоненти функції аеродинамічного стану крила і літака взагалі не можуть бути зареєстровані у польоті вбудованими апаратурними засобами, тому визначаються безпосередньо і включаються у модель як відповідні аргументи.

Усі раптові пошкодження зовнішньої поверхні ЛА приводять до миттєвої зміни аеродинамічних коефіцієнтів місцевих (у місці появи пошкоджень) сил і моментів.

Якщо встановити в місцях найбільш імовірного пошкодження відповідні датчики (іонно-міточний датчик кутів атаки і ковзання, датчики лінійних і кутових прискорень тощо), то можна організувати безперервне слідкування за раптовими змінами їх показань, за якими можна робити висновки про місце, величину та момент виникнення того чи іншого пошкодження [5].

#### Висновок

Для вирішення завдань виявлення стану зовнішнього обводу крила літака в польоті необхідно:

- окреслити множину компонентів, які характеризують вплив змін аеродинамічного стану на параметри аеродинамічних сил і моментів крила літака;
- визначити набір датчиків та місця їх розташування вздовж крила літака;
- розробити математичні співвідношення, які відображають опис характеристик стану зовнішнього обводу крила як функціонального елемента;
- розробити алгоритм зчитування та обробки інформації датчиків.

#### Література

1. *Ищенко С.А., Давидов А.Р.* Разработка методов контроля и диагностики аэродинамического состояния судов ГА. – К.: Знание, 1990. – 44 с.
2. *Касьянов В.А., Ударцев Е.П.* Определение характеристик воздушных судов методами идентификации. – М.: Машиностроение, 1988. – 176 с.
3. *Кузьмин В.Ф.* Обеспечение требований к аэродинамическим обводам самолета в авиационном производстве. – М.: Машиностроение, 2002. – 272 с.
4. *Казак В.М., Липіхін С.В.* Дослідження залежності аеродинамічних характеристик літального апарату від чинників, що деградують // Вісн. НАУ. – К.: Центр. наук. центр, 2002. – № 5. – С. 47–48.
5. *Казак В.М., Гальченко С.М.* Діагностування аеродинамічної поверхні літальних апаратів // Вісн. НАУ. – 2002. – № 4. – С. 46–49.

Стаття надійшла до редакції 21.02.06.

Рассмотрена проблема определения состояния внешнего обвода крыла самолета в полете для определения момента, места и степени возникновения внезапного повреждения.

Examining problem of indicated external surface wing of the plain in a flight with the object of the moment determination the place and power of arising damage.