

УДК 629.7.017.004

**В.М. Казак**, д-р техн. наук, доц.  
(Національний авіаційний університет)

**С.М. Гальченко**, асист.  
(Національний авіаційний університет)

## ДІАГНОСТУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ПОВЕРХНІ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

*Розглянуто можливість організації діагностування зовнішньої поверхні літальних апаратів у польоті. Запропоновано методику визначення моменту та місця раптового виникнення пошкоджень поверхні літального апарата.*

У процесі тривалої експлуатації льотно-технічні характеристики (ЛТХ) літальних апаратів (ЛА) зазнають суттєвих змін [1–5].

За результатами досліджень у Національному авіаційному університеті (НАУ) [6; 7] встановлено, що вибоїни, які з'являються з часом на обшивці, збільшують:

- аеродинамічний опір ЛА на 0,3 %;
- дефекти герметизації на 3 %;
- поліровку поверхні крила до 2 %.

Більш значні зміни аеродинамічних характеристик ЛА відбуваються в результаті попадання на його поверхню на великих швидкостях осколків бетону, дрібних каменів, птахів, рядів блискавки тощо. За даними американської преси, за рік експлуатації всіх типів ЛА відбувається до 36 000 зіткнень із птахами. Залежно від швидкості і маси осколка (птаха) наслідки можуть виникати від мілких вм'ятин до катастрофічних руйнувань. Враховуючи цей факт, а також несподіваність їх появи, виникає крайня необхідність безперервного діагностування в польоті стану зовнішньої поверхні ЛА.

З появою можливості технічної реалізації питань теорії відновлення живучості ЛА за рахунок реорганізації керування його польотом виникає необхідність у безперервному діагностуванні стану зовнішньої поверхні літака [6; 8].

Усі раптові пошкодження зовнішньої поверхні ЛА призводять до миттєвої зміни аеродинамічних коефіцієнтів місцевих (у місці появи пошкоджень) сил і моментів. Якщо організувати їх безперервне вимірювання, то за раптовими змінами їх значень можна визначити місце, величину та момент виникнення того чи іншого пошкодження. Розв'язок цього питання можна знайти двома шляхами:

- безпосереднім прямим вимірюванням виникаючих місцевих кутів атаки і ковзання;
- непрямою реєстрацією виникаючих у цих місцях кутів атаки і ковзання через появу безпосередньо пов'язаних з ними лінійних і кутових прискорень.

Аналіз метрологічних характеристик промислових зразків вимірювачів кутів атаки і ковзання показав їх невисокий рівень і з урахуванням труднощів розосередження розміщення на ЛА практичну непридатність для задач діагностування зовнішньої його поверхні. За кордоном проводять розробки і випробування нових методів вимірювання кінематичних параметрів потоку газу іонно-мітчними вимірювальними перетворювачами висотно-швидкісних параметрів ЛА з достатньо високими точнісними характеристиками (від 0,5 % у діапазоні швидкостей польоту 5–50 км/год до 0,2 % у діапазоні 50–4000 км/год) і простотою реалізації для безперервного діагностування зовнішньої поверхні ЛА в польоті (рис. 1).

Дослідження діагностування поточного аеродинамічного стану ЛА, які проводилися в НАУ, показують високу достовірність і можливість практичної реалізації діагностичних задач із використанням такого класу вимірювачів.

Для ідентифікації стану зовнішньої поверхні ЛА (несучої поверхні, фюзеляжу, оперення) потрібно, перш за все, організувати контроль змін активних сил та їх моментів на цих поверхнях під дією засобів ураження або інших механічних та електромеханічних факторів.

У цих умовах самими інформативними величинами, які повинні входити до вектора спостереження, є перевантаження в пов'язаних осях ЛА та кутові прискорення

$$\begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_{xa} \\ n_{ya} \\ n_{za} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & \alpha & -\beta \\ -\alpha & 1 & -\alpha\beta \\ \beta & 0 & 1 \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} n_{xa} \\ n_{ya} \\ n_{za} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & \alpha & -\beta \\ -\alpha & 1 & 0 \\ \beta & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_x \omega_y \omega_z + K_{ax} m_x \\ K_y \omega_x \omega_z + K_{ay} m_y \\ K_z \omega_x \omega_y + K_{az} m_z \end{bmatrix}$$

Отже, у вектор параметрів, які потрібно вимірювати під час організації контролю стану зовнішньої поверхні ЛА, необхідно включити:

$$Z = [n_x, n_y, n_z, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z]^T$$

Перевантаження з достатньо високою точністю можна вимірювати, якщо датчики лінійних прискорень (ДЛП) розмістити у центрі мас ЛА ( $A_{01}, A_{02}, A_{03}$ ), а також у місцях найбільш імовірних пошкоджень ( $A_1 - A_6$ ). З урахуванням нежорсткості конструкції ЛА великих розмірів та з метою зменшення впливу пружних коливань конструкції периферійні датчики  $A_1, A_2, A_3, A_4$  слід розміщувати поблизу керуючих поверхонь (рис. 2).

Для забезпечення контролю характеристик моментів активних сил, діючих на відповідну зовнішню поверхню ЛА у разі з'явлення пошкодження, можна використовувати показання датчиків лінійних перевантажень:

$$\begin{aligned} \frac{g}{2I_z} (n_{x_1} l_{y_1} - n_{x_2} l_{y_2}) &= \dot{\omega}_z; \\ \frac{g}{2I_x} (n_{y_1} l_{z_1} - n_{y_2} l_{z_2}) &= \dot{\omega}_x; \\ \frac{g}{2I_y} (n_{z_1} l_{x_1} - n_{z_2} l_{x_2}) &= \dot{\omega}_y, \end{aligned} \quad (1)$$

де  $I_i$  – моменти інерції відносно до в'язаних осей.

Для реалізації системи (1) акселерометри необхідно розмістити у зв'язаних осях ЛА чи паралельно ним так, як показано на рис. 3.

Отже, для контролю в польоті стану зовнішньої поверхні ЛА та визначення місця її пошкодження необхідна перевірка низки в загальному випадку взаємозв'язаних параметрів

$$Z_0 = [n_x, n_{x_0}, n_y, n_{y_0}, n_z, n_{z_0}, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z]^T$$

Номинальне значення кожного параметра забезпечується визначеною множиною  $\Omega_i$ , а перевірка здійснюється за допомогою бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) тестуванням реакції в заздалегідь обраних точках поверхонь на пошкодження чи відмову одного з двигунів ЛА.

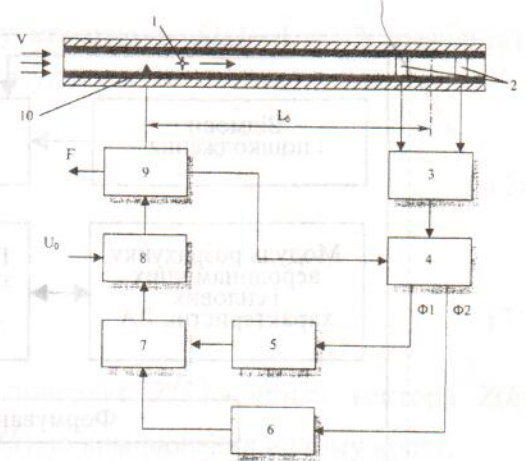


Рис. 1. Структурно-функціональна схема іонно-міточного вимірювального перетворювача з декількома каналами інтегрування:

1 – іонна мітка; 2 – приймальні електроди диференціального резонатора; 3 – диференціальний резонатор; 4 – формувач імпульсів  $\Phi 1$  і  $\Phi 2$ ; 5, 6 – інтегратори; 7 – підсумковий пристрій; 8 – порівняльний пристрій; 9 – генератор іонних міток; 10 – розрядник (джерело іонних міток)

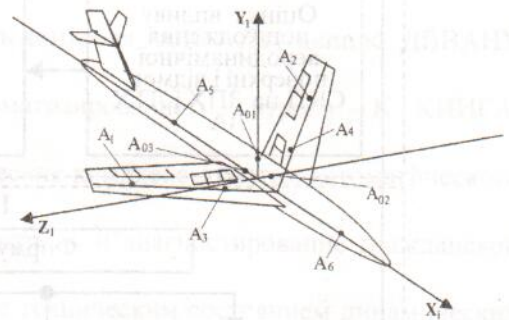


Рис. 2. Місця розміщення акселерометрів для вимірювання активних сил, що виникають у разі пошкодження аеродинамічної поверхні ЛА

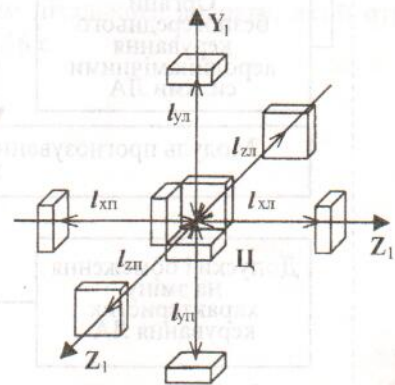


Рис. 3. Розміщення ДЛП для вимірювання моментів активних сил, які виникають у разі появи дестабілізуючих факторів

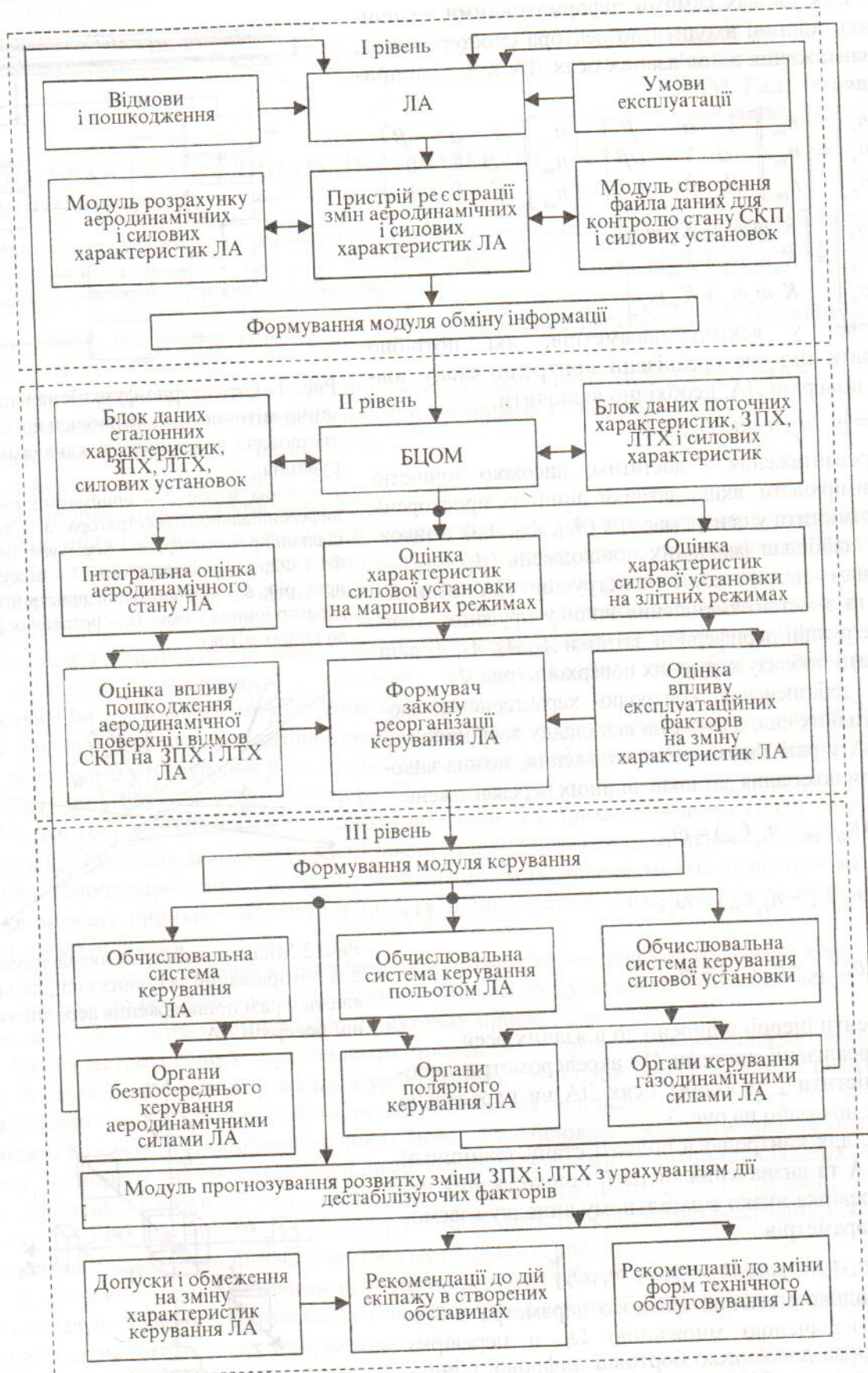


Рис. 4. Структурна схема автоматизованої системи контролю і діагностування аеродинамічного стану ЛА в процесі експлуатації і реорганізації керування ним в особливих ситуаціях: СКП – система керування польотом; ЗПХ – злітно-посадкові характеристики

Позначимо через  $t_i$  тест, який перевіряє множину поверхонь  $\Omega_i, i = \overline{1, m}$ . У результаті застосування кожного тесту можна одержати тільки два результати:

– пошкоджень немає:

$$\left. \begin{aligned} \tilde{e}(k/k) = Z(k) - \tilde{Z}(k) = 0; \\ \hat{e}(k/k) = Z(k) - \hat{Z}(k) = 0, \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

– пошкодження є:

$$\left. \begin{aligned} \tilde{e}(k/k) = Z(k) - \tilde{Z}(k) \neq 0; \\ \hat{e}(k/k) = Z(k) - \hat{Z}(k) \neq 0, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

де  $e(k/k)$  – відхил, який з'являється у разі пошкодження поверхні;  $\hat{Z}(k)$  – оцінка вектора  $Z(k)$  після вимірювання на  $k$ -му кроці;  $\tilde{Z}(k)$  – оцінка вектора  $Z(k)$  до вимірювання на  $k$ -му кроці.

Оцінка  $\hat{Z}(k)$ , яка відповідає вимогам (2), (3), є умовним середнім  $\hat{Z}(k/k) = M\{Z(k)/U^k\}$ .

Отже, з погляду організації діагностування аеродинамічного стану ЛА в умовах впливу на його поверхню зовнішніх механічних і електромеханічних (розряди блискавки) факторів, проблему можна розв'язати при відповідному розміщенні базових і периферійних ДПП і датчиків кутових прискорень.

Структуру схему одного з можливих варіантів автоматизованої системи контролю і діагностування аеродинамічного стану ЛА в процесі експлуатації, яка розроблена в НАУ, наведено на рис. 4. Система являє собою трирівневу модульну функціональну систему. Це передбачає, що відповідний модуль системи призначений для вирішення конкретної задачі. При цьому важливою умовою створення модулів є їх системна сумісність.

#### Список літератури

1. Белоконь Р.Н., Казак В.Н., Черный Г.П. Достоверность контроля АСК. – Даугавпилс: ДВВАИУ им. Я. Фабрициуса, 1988. – 72 с.
2. Доценко Б.И., Игнатов В.И., Казак В.Н. Системы автоматизированного контроля. – К.: КИИГА, 1995. – 148 с.
3. Игнатов В.А., Паук С.М., Конахович Г.Ф. Диагностические комплексы систем автоматического самолетовождения. – М.: Транспорт, 1975. – 254 с.
4. Ярмольский В.И., Белоконь Н.И., Пилипосян Б.Н. Контроль и диагностирование гражданской авиационной техники. – М.: Транспорт, 1990. – 184 с.
5. Буравлев А.И., Доценко Б.И., Казаков И.Е. Управление техническим состоянием динамических систем. – М.: Машиностроение, 1995. – 240 с.
6. Казак В.М., Липіхін С.В. Дослідження залежності аеродинамічних характеристик літального апарату від чинників, що деградують // Вісн. ТАУ, № 5. – К.: Північ. наук. центр, 2002. – С. 47–48.
7. Иценко С.А., Давидов А.Р. Разработка методов контроля и диагностики аэродинамического состояния судов ГА. – К.: Знание, 1990. – 44 с.
8. Казак В.М. Реорганізація керування кінцевим положенням літального апарату, який отримав пошкодження несучої поверхні // Вісн. НАУ. – 2002. – № 2. – 151–156 с.

Стаття надійшла до редакції 02.12.02.