

УДК 629.735.067 (045)

ДІАГНОСТУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО СТАНУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА В ПРОЦЕСІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

В. М. Казак, д-р техн. наук, проф.; *Д. О. Шевчук*, канд. техн. наук

Національний авіаційний університет
do@nau.edu.ua

Запропоновано математичну модель ідентифікації раптових пошкоджень зовнішнього обводу літального апарата, яка дозволяє при відомих характеристиках та просторах станів у процесі льотної експлуатації визначити ймовірність перебування літального апарата в певному класифікованому стані. Запропоновано структурну схему автоматизованої системи контролю та діагностування аеродинамічного стану літака в процесі експлуатації та реорганізації керування ним в особливих ситуаціях.

Ключові слова: аеродинамічні характеристики літака, особлива ситуація, система контролю та діагностування.

The mathematical model of authentication of sudden damages of the outside of the airplane is offered, which allows at the known descriptions and problem spaces in the process of flying exploitation to define probability of stay the airplane. It is offered the block diagramme of the automated monitoring and diagnostic system of an aerodynamic condition of the airplane while in service and reorganisation control to them in special situations

Keywords: aerodynamic characteristics of the plane, special situation, control and diagnostic system.

Вступ

Пошкодження сторонніми об'єктами — це пошкодження ЛА, які завдані сторонніми об'єктами, тобто речовинами, сміттям, уламками або об'єктами, що мають потенціал, щоб завдати пошкодження.

Сторонні об'єкти — будь-які об'єкти, які не є частиною літака. Пошкодження такими об'єктами можуть призвести до зниження заданого рівня безпеки польотів.

Науково-технічні досягнення з питань створення перспективних інформаційно-вимірювальних систем дає можливість розробити нові методи і методики діагностування зовнішнього обводу крила ЛА у польоті з реєстрацією моменту, місця та ступеня раптового пошкодження, а також класифікувати його за типом.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

Дослідження [1–5] показують, що в процесі тривалої експлуатації льотно-технічні характеристики ЛА зазнають істотних змін.

Згідно з розрахунками [6], вибоїни на обшивці збільшують аеродинамічний опір на 0,3 %, дефекти герметизації — до 3 %, припасування передкрилка — до 3 %, герметизація мотогондол — на 0,1 %, регулювання органів керування — на 1 %, полірування поверхні крила — до 2 %, зализи — до 3–4 %, кінцеві шайби — до 2 %.

нічних предметів (уламків бетону, дрібних каменів, птахів та ін.).

Незважаючи на це, у процесі експлуатації аеродинамічні характеристики ЛА систематично не контролюються. Про зміни льотно-технічних характеристик конкретного ЛА можна довідатись із записів у формулярі ЛА, у розділі індивідуальних особливостей.

Однак оцінки, які дає екіпаж, якісні і не можуть використовуватися для кількісного аеродинамічного коректування ЛА.

Принцип діагностування аеродинамічного стану ЛА у процесі експлуатації без урахування можливих пошкоджень його аеродинамічної поверхні добре розроблений у працях [7–10].

У них пропонується структура автоматизованої системи контролю і діагностики, побудована за дворівневим принципом модульної структури з поділом функцій за рівнями: первинна обробка і формування інформаційних масивів для вторинної обробки і вторинна обробка з документуванням вирішення конкретного завдання діагностики.

У наземно-бортовій діагностичній системі явно виражені дві модульні частини, кожна з яких побудована на базі потужної електронної обчислювальної машини (ЕОМ).

Глибина діагностування і достовірність отримання результатів передусім визначаються ємністю пам'яті ЕОМ.

Основні недоліки такої структури: неможливість використання такої системи керування для оцінки змін аеродинамічного стану ЛА з появою раптових пошкоджень; така діагностична система не забезпечує негайну реорганізацію керування ЛА з появою пошкоджень аеродинамічної поверхні чи апарата відмов у його системі керування.

Більше змінюються аеродинамічні характеристики ЛА в результаті влучення в його поверхню на великих швидкостях зовнішніх меха-

Постановка задачі

Розробка структурної схеми автоматизованої системи контролю та діагностування аеродинамічного стану ЛА у процесі експлуатації та реорганізації керування ним в особливих ситуаціях у польоті.

Розв'язок поставленої задачі

Очевидно, що для оцінки в польоті змін аеродинамічного стану ЛА, зокрема з появою раптових пошкоджень, потрібно розширити вектор стану X до розглянутих випадків порушення цілісності аеродинамічної поверхні ЛА

$$\dot{X} = (A + BK)X + HZ, \quad (1)$$

де K — матриця, що являє собою додатний розв'язок алгебричного матричного рівняння Ріккати.

Аналіз праць [11—13] показує, що основний елемент, який створює піднімальну силу ЛА, — крило; однак разом з піднімальною силою крило завжди є джерелом опору і поздовжнього моменту. Ці обставини набувають визначального значення для класифікації аеродинамічного стану ЛА у процесі експлуатації в умовах можливих пошкоджень і відмов.

У цих умовах гіпотеза про те, що поперечних швидкостей не існує і твердження, що сила опору визначається тільки в'язкісними явищами, стають некоректними.

Безрозмірні аеродинамічні коефіцієнти сил і моментів у разі появи раптових пошкоджень поверхні планера є функціями не тільки кутів атаки і ковзання, числа M , висоти польоту, центрування, близькості землі, відхилень органів керування і конфігурації ЛА, а й функціями місця і характеру пошкодження.

Виходячи з цього, врахувати залежність можна в такий спосіб:

$$\begin{aligned} C_y &= C_{y0} + (\Delta C_y)_{\alpha=0} + \Delta(C_y^\alpha)\alpha + \\ &+ C_y^{\bar{\alpha}} \left(\frac{\dot{\alpha} b a}{V} \right) + C_y^{\bar{\omega}_z} \left(\frac{\bar{\omega}_z b a}{V} \right) + \Delta(C_y^{n_y})n_y + \\ &+ \Delta C_{y \bar{\omega}_z} + \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{a}} + \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{y} \delta} + \\ &+ \Delta \tilde{N}_{\sigma \delta \dot{u}} + \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{a} \hat{\omega}_z} + \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{i} \hat{i} \hat{\omega}_z}; \\ C_x &= k(C_{x0} + \Delta C_{\sigma \bar{\omega}_z} + \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{a}}) + \\ &+ (1-k)C_{\sigma \hat{i}}(\dot{I}) + \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{y} \delta} + \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{a}} + \\ &+ \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{a} \dot{u}} + \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{\omega}_z}^\beta + \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{i}} + \\ &+ \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{a} \hat{\omega}_z} + \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{y} \delta} + \Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{i} \hat{i} \hat{\omega}_z}; \\ C_z &= C_z(\beta) + \Delta C_{z \text{ н}} + \Delta C_{z \text{ відх}} + \Delta C_{z \text{ пошк}}; \quad (2) \\ m_z &= m_{z0} + (\Delta m_z)_{\alpha=0} + \Delta(m_z^\alpha)\alpha + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &+ C_y(\bar{X}_T - 0,25) + m_z^\alpha \left(\frac{\dot{\alpha} b a}{V} \right) + \\ &+ m_z^{\bar{\omega}_z} \left(\frac{\omega_z b a}{V} \right) + \Delta(m_z^{n_y})n_y + \\ &+ \Delta m_{z \bar{\omega}_z} + \Delta m_{z \hat{a}} + \Delta m_{z \hat{y} \delta} + \\ &+ \Delta m_{z \hat{a} \dot{u}} + \Delta m_z^\beta + \Delta m_{z \hat{i}} + \\ &+ \Delta m_{z \hat{a} \hat{\omega}_z} + \Delta m_{z \hat{y} \delta} + \Delta m_{z \hat{i} \hat{i} \hat{\omega}_z}; \\ m_x &= m_x(\beta) + m_x^{\bar{\omega}_x} \left(\frac{\omega_x l}{2V} \right) + m_x^{\bar{\omega}_y} \left(\frac{\omega_y l}{2V} \right) + \\ &+ \Delta m_{x \hat{a}} + \Delta m_{x \hat{y} \delta} + \Delta m_{x \hat{i}} + \\ &+ \Delta m_{x \hat{a} \hat{\omega}_z} + \Delta m_{x \hat{y}} + \Delta m_{x \hat{i} \hat{i} \hat{\omega}_z}; \\ m_y &= m_y(\beta) + m_y^{\bar{\omega}_y} \left(\frac{\omega_y l}{2V} \right) + \\ &+ m_y^{\bar{\omega}_x} \left(\frac{\omega_x l}{2V} \right) + \Delta m_{y \hat{a}} + \Delta m_{y \hat{y} \delta} + \\ &+ C_z(\bar{X}_T - 0,25) \frac{b a}{l} + \Delta m_{y \hat{i}} + \\ &+ \Delta m_{y \hat{a} \hat{\omega}_z} + \Delta m_{y \hat{y}} + \Delta m_{y \hat{i} \hat{i} \hat{\omega}_z}, \end{aligned}$$

де C_{y0}, C_{x0}, m_{z0} — основні коефіцієнти піднімальної сили, сили лобового опору і поздовжнього моменту твердого ЛА в розглянутій конфігурації з прибралим шасі під час центрування 25 % середньої арифметичної хорди за нейтрального положення органів керування; $(\Delta C_y)_{\alpha=0}$, $(\Delta m_z)_{\alpha=0}$ — змінювання основного коефіцієнта піднімальної сили і коефіцієнта поздовжнього моменту при $\alpha = 0$ через вплив аеропружності; $\Delta(C_y^\alpha)_\alpha$, $\Delta(m_z^\alpha)_\alpha$ — зміна основного коефіцієнта піднімальної сили і коефіцієнта поздовжнього моменту через вплив аеропружності на нахил залежності основного коефіцієнта (на лінійній ділянці); $C_y^\alpha \left(\frac{\dot{\alpha} b a}{V} \right)$ — зміна основного коефіцієнта піднімальної сили, зумовлена швидкістю зміни кута атаки; $C_y^{\bar{\omega}_z} \left(\frac{\omega_z b a}{V} \right)$ — змінювання основного коефіцієнта піднімальної сили, зумовлене темпом зміни швидкості тангажу; $\Delta(C_y^{n_y})n_y$ — зміна основного коефіцієнта піднімальної сили внаслідок аеропружності, зумовлена нормальним перевантаженням; $\Delta C_{\sigma \bar{\omega}_z}$, $\Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{a}}$, $\Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{y} \delta}$, $\Delta \tilde{N}_{\sigma \hat{a} \dot{u}}$ — змінювання основного коефіцієнта піднімальної сили за рахунок відхилення стабілізатора руля висоти, секцій інтерцепторів і гальмівних щитків

від нейтрального положення; $\Delta C_{\delta \text{ аґао}}, \Delta \tilde{N}_{\delta \text{ аґао}}, \Delta \tilde{N}_{z \text{ аґао}}, \Delta m_{z \text{ аґао}}, \Delta m_{\delta \text{ аґао}}, \Delta m_{y \text{ відх}}$ — змінювання основних коефіцієнтів піднімальної сили, лобового опору бокової сили, поздовжнього моменту крену і курсового моменту, зумовлені несиметричним положенням передкрилків і закрилків; $\Delta C_{x \text{ нб}}, \Delta C_{\delta \text{ а}}, \Delta C_{\delta \text{ з}}, \Delta C_{\delta \text{ а}}, \Delta C_{\delta \text{ а.в}}, \Delta \tilde{N}_{\delta \text{ і}}$ — змінювання основного коефіцієнта сили лобового опору за рахунок відхилення стабілізатора, руля висоти, секцій інтерцепторів, елеронів, секцій гальмівних щитків і руля напрямку від нейтрального положення; C_x^β — змінювання основного коефіцієнта сили лобового опору, викликана ковзанням; $C_{x_i}(\dot{I})$ — коефіцієнт сили лобового опору для заданого числа Маха; $\Delta C_{x \text{ з}}, \Delta m_{z \text{ з}}, \Delta m_{y \text{ з}}, \Delta m_{x \text{ з}}$ — змінювання основних коефіцієнтів лобового опору, поздовжнього моменту, моментів рискання крену, зумовлені проявом індивідуальних особливостей конкретного ЛА; k — коефіцієнт, що враховує вплив числа Маха; $G_z(\beta), m_x(\beta), m_y(\beta)$ — коефіцієнт бокової сили, моменту крену і курсового моменту, зумовлені ковзанням; $\Delta C_{z \text{ н}}$ — зміна коефіцієнта бокової сили за рахунок відхилення руля напрямку; $C_y(\bar{X}_T - 0,25)$ — змінювання основного коефіцієнта поздовжнього моменту за рахунок зсуву центра мас від положення 25 % САХ; $m_z^{\bar{\alpha}} \left(\frac{\dot{\alpha} b_a}{V} \right)$ — змінювання основного коефіцієнта поздовжнього моменту, зумовлене швидкістю зміни кута атаки; $m_z^{\bar{\omega}} \left(\frac{\omega_z b_a}{V} \right)$ — змінювання основного коефіцієнта поздовжнього моменту, зумовлене темпом зміни швидкості тангажу; $\Delta(m_z^{n_y}) n_y$ — змінювання основного коефіцієнта поздовжнього моменту, зумовлене нормальним перевантаженням; $\Delta m_{z \text{ ст}}, \Delta m_{z \text{ в}}, \Delta m_{z \text{ інт}}, \Delta m_{z \text{ г.щ}}, \Delta m_{z \text{ н}}$ — змінювання основного коефіцієнта поздовжнього моменту за рахунок відхилення стабілізатора, руля висоти, секцій інтерцепторів і гальмівних щитків, а також руля напрямку від нейтрального положення; Δm_z^β — змінювання основного коефіцієнта поздовжнього моменту, спричинене ковзанням; $m_x^{\bar{\omega}} \left(\frac{\omega_x l}{2V} \right), m_y^{\bar{\omega}} \left(\frac{\omega_x l}{2V} \right)$ — змінювання коефіцієнтів моменту крену і рискання, зумовлене швидкістю крену для розглянутої конфігурації ЛА; $m_x^{\bar{\omega}_y} \left(\frac{\omega_y l}{2V} \right), m_y^{\bar{\omega}_x} \left(\frac{\omega_y l}{2V} \right)$ — змінювання коефіцієн-

тів моменту крену і рискання, зумовлене швидкістю рискання для розглянутої конфігурації ЛА; $\Delta m_{x \text{ е}}, \Delta m_{x \text{ інт}}, \Delta m_{x \text{ н}}$ — змінювання коефіцієнта моменту крену за рахунок відхилення елеронів, секцій інтерцепторів і руля напрямку від нейтрального положення; $\Delta m_{y \text{ е}}, \Delta m_{y \text{ інт}}, \Delta m_{y \text{ н}}$ — змінювання коефіцієнта моменту рискання за рахунок відхилення елеронів, секцій інтерцепторів і руля напрямку; $\Delta C_{y \text{ пошк}}, \Delta C_{x \text{ пошк}}, \Delta C_{z \text{ пошк}}$ — змінювання основних коефіцієнтів піднімальної сили, сили лобового опору і бокової сили за рахунок появи аеродинамічних пошкоджень; $\Delta m_{z \text{ пошк}}, \Delta m_{x \text{ пошк}}, \Delta m_{y \text{ пошк}}$ — змінювання основних коефіцієнтів поздовжнього моменту, моментів крену і рискання, викликане появою пошкоджень аеродинамічної поверхні ЛА.

Із формули (2) випливає, що відповідні сили і моменти тим більше змінюються, чим більше пошкодження, завдане аеродинамічній поверхні ЛА. Крім того, видно, що для аеродинамічних моментів велике значення має не тільки характер пошкодження, але й місце його появи.

Отже, розширивши вектор стану в рівнянні (1) до значень його в (2), можна враховувати вплив механічних пошкоджень поверхні планера на аеродинамічний стан ЛА.

Однак для діагностування аеродинамічного стану ЛА в польоті потрібно, щоб розширений вектор стану X був цілком спостережуваним, тобто

$$y = (C + EK)X, \quad (3)$$

де C, E — матриці відповідних коефіцієнтів.

Аналіз виразів системи (2) показує, що практично реалізувати вимір змін аеродинамічних піднімальної, бічної сили і сил лобового опору можна, вимірявши зміни відповідних перевантажень. Доведемо це твердження, скориставшись рівнянням руху ЛА у швидкісній системі координат [9]:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P \cos \alpha \cos \beta - X_a \cos \beta + Z_a \sin \beta - m_g \sin \vartheta_a; \\ mV\dot{\vartheta}_a &= P(\sin \alpha \cos \gamma_a + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_a) - \\ &- X_a \sin \beta \sin \gamma_a + Y_a \cos \gamma_a - Z_a \cos \beta \sin \gamma_a - \\ &- mg \cos \vartheta_a + \frac{nV^2}{R_\xi + h} \cos \vartheta_a; \\ -mV\dot{\Psi}_a \cos \vartheta_a &= P(\sin \alpha \sin \gamma_a - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_a) + \\ &+ X_a \sin \beta \cos \gamma_a + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \beta \cos \gamma_a - \\ &- \frac{mV^2}{R_\xi + h} \cos^2 \vartheta_a \operatorname{tg} \varphi \sin \Psi_a. \end{aligned} \quad (4)$$

Розв'яжемо його стосовно проекцій перевантажень. З огляду на тверду стабілізацію за кре-

ном основних типів ЛА ($\gamma_a = 0$) дістанемо вираз перевантажень через основні кінематичні параметри руху V, ϑ_a, Ψ_a :

$$\left. \begin{aligned} n_{x_a} &= \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} + \sin \vartheta_a, \\ n_{y_a} &= \frac{V}{g} \frac{d\vartheta_a}{dt} + \cos \vartheta_a, \\ n_{z_a} &= -\frac{V}{g} \cos \vartheta_a \frac{d\Psi_a}{dt}. \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

$$\left. \begin{aligned} n_x &= \frac{1}{m_g} (P \cos \alpha \cos \beta - X_a), \\ n_{y_a}^* &= \frac{1}{m_g} [(P \sin \alpha + Y_a) \cos \gamma_a - (-P \cos \alpha \sin \beta + Z_a) \sin \gamma_a], \\ n_{z_a}^* &= \frac{1}{m_g} [(P \sin \alpha + Y_a) \sin \gamma_a + (-P \cos \alpha \sin \beta + Z_a) \cos \gamma_a], \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

де P — вектор тяги силової установки ЛА; α, β — кути атаки і ковзання відповідно; X_a, Y_a, Z_a — вектори аеродинамічних сил, що діють на ЛА; m — маса ЛА; g — прискорення вільного падіння.

Додержуючись точних правил опису руху ЛА, систему (6) треба поповнити ще одним диференціальним рівнянням, що описує зміну маси ЛА за рахунок згоряння палива в його рухомій установці:

$$\dot{m} = -m_c, \quad (7)$$

де m_c — секундна витрата маси палива.

Однак з огляду на те, що час реєстрації змін n_x, n_y і n_z незначний ($\tau_3 \approx 0,001$ с), маса ЛА за рахунок зміни маси палива зміниться незначно, і рівнянням (7) можна знехтувати.

Очевидно, що якщо врахувати тверду стабілізацію ЛА за креном, матимемо з рівняння (6) проєкції перевантажень на осі швидкісної системи координат:

$$\left. \begin{aligned} n_x &= \frac{1}{m_g} (P \cos \alpha \cos \beta - X), \\ n_{y_a} &= \frac{1}{m_g} (P \sin \alpha + Y), \\ n_{z_a} &= \frac{1}{m_g} (-P \cos \alpha \sin \beta + Z). \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

Зв'язок між проєкціями перевантажень на напівшвидкісні і швидкісні осі знайдемо, підставивши формулу (8) у (6):

$$\left. \begin{aligned} n_{y_a}^* &= n_y \cos \gamma_a - n_z \sin \gamma_a, \\ n_{z_a}^* &= -n_y \sin \gamma_a - n_z \cos \gamma_a. \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

Якщо ж поле ЛА супроводжується незначною зміною крену ($\gamma_a \neq 0$) у результаті появи пошкоджень, ті перевантаження, що діють на нього, краще записати в напівшвидкісній системі координат:

З обліком малості кута γ_a вираз (9) набуде вигляду:

$$\left. \begin{aligned} n_{y_a} &= n_{y_a}^* - n_{z_a}^* \gamma_a \\ n_{z_a} &= n_{z_a}^* - n_{y_a}^* \gamma_a \end{aligned} \right\}$$

$$\text{чи} \quad \begin{bmatrix} n_{y_a} \\ n_{z_a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_{y_a}^* \\ n_{z_a}^* \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 - \gamma_a \\ -\gamma_a \quad 1 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Оскільки вимірники прискорень, що діють на літак у польоті (датчики лінійних прискорень), жорстко закріплюються уздовж відповідних осей зв'язаної системи координат, спроекуємо (5), (10) на осі зв'язаної системи:

$$\left. \begin{aligned} n_x &= n_{x_a} \cos \alpha \cos \beta + n_{y_a} \sin \alpha - n_{z_a} \cos \alpha \sin \beta, \\ n_y &= n_{x_a} \sin \alpha \cos \beta + n_{y_a} \cos \alpha - n_{z_a} \sin \alpha \sin \beta, \\ n_z &= n_{x_a} \sin \beta + n_{z_a} \cos \beta. \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

З огляду на малість кутів α і β систему (11) можна переписати в матричній формі:

$$\begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_{x_a} \\ n_{y_a} \\ n_{z_a} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & \alpha & -\beta \\ -\alpha & 1 & -\alpha\beta \\ \beta & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (12)$$

А також, якщо синус малого кута значно менше одиниці, у другому рівнянні системи (12) можна знехтувати членом $n_{z_a} \alpha\beta$, тоді:

$$\begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_{x_a} \\ n_{y_a} \\ n_{z_a} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & \alpha & -\beta \\ -\alpha & 1 & 0 \\ \beta & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (13)$$

Таким чином, якщо зв'язати критерій оцінки аеродинамічного стану ЛА з величиною серед-

ньоквадратичних значень нормального і поперечного прискорень ЛА, то можна за значеннями судити про аеродинамічний стан апарата в польоті.

Для цього датчики лінійних прискорень (ДЛП) необхідно розмістити в такий спосіб: базові ДЛП — у центрі мас ЛА (їх показання слугують початком відліку), інші ДЛП — уздовж осей найбільш імовірних пошкоджень, їх показання постійно порівнюються з показаннями першої групи ДЛП.

Це необхідно, але умова якісного діагностування аеродинамічного стану ЛА у разі раптових механічних впливів на його поверхню недостатня.

З аналізу системи (2) також випливає, що, оцінивши зміни моментів, що діють на ЛА, можна за одержаними оцінками класифікувати момент початку і величину змін аеродинамічного стану ЛА.

Для цього також, як і в першому випадку, необхідно, щоб m_x , m_z , m_y були спостережуваними.

Доведемо це твердження, скориставшись системою рівнянь руху ЛА навколо центра мас у зв'язаній системі координат [14]:

$$J \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (J_z - J_y)\omega_y\omega_z \\ (J_x - J_z)\omega_x\omega_z \\ (J_y - J_x)\omega_x\omega_y \end{bmatrix} = M. \quad (14)$$

Діючий на ЛА головний вектор моментів M за відсутності моменту, створюваного тягою силової установки, являє собою суму вектора аеродинамічного моменту, який можна подати у вигляді

$$M_a = qSB \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} \quad (15)$$

і гіроскопічного моменту двигуна

$$M_{\text{гip}} = K_{\text{рух}} \begin{bmatrix} 0 \\ -\omega_y \\ \omega_x \end{bmatrix}. \quad (16)$$

У виразах (15) і (16) використано позначення: $Y = \text{diag}(l, l, b_a)$ — діагональна матриця характерних лінійних розмірів ЛА; m_x , m_y , m_z — те саме, що й у (2); $K_{\text{рух}}$ — сумарний момент кількості руху обертових частин силової установки (для авіації $K_{\text{рух}} < 0$).

Перепишемо систему (14) з урахуванням рівнянь (15) і (16):

$$\left. \begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{1}{J_x} [(J_y - J_z)\omega_y\omega_z + \frac{\rho V^2}{2} S l m_x], \\ \dot{\omega}_y &= ((J_z - J_x)\omega_x - K_{\text{рух}}) \frac{\omega_z}{J_y} + \frac{\rho V^2 S l}{2 J_y} m_y, \\ \dot{\omega}_z &= ((J_x - J_y)\omega_x - K_{\text{рух}}) \frac{\omega_y}{J_z} + \frac{\rho V^2 S b_a}{2 J_z} m_z. \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

З огляду на те, що гіроскопічний момент силової установки не впливає на зміну аеродинамічного стану ЛА в процесі експлуатації, моменти інерції ЛА відносно осей зв'язаної системи координат не змінюються, а також той факт, що похідна від шуканої величини завжди випереджає зміну самої величини, систему (17) можна записати у вигляді:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\omega}_x &= K_x \omega_y \omega_z + K_{ax} m_x, \\ \dot{\omega}_y &= K_y \omega_x \omega_z + K_{ay} m_y, \\ \dot{\omega}_z &= K_z \omega_x \omega_y + K_{az} m_z. \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

Аналіз системи (18) з погляду організації діагностування аеродинамічного стану ЛА в умовах можливого впливу на його поверхню зовнішніх механічних чи електромеханічних (розряди блискавки) факторів показує, що за відповідного розміщення базових і периферійних датчиків кутових прискорень (ДКП) можна використовувати значення середньоквадратичних результатів вимірів кутових прискорень у поєднанні з середньоквадратичними значеннями прискорень для організації діагностування.

Структурну схему одного з можливих варіантів автоматизованої системи контролю і діагностування аеродинамічного стану ЛА в процесі експлуатації, розроблену автором, показано на рисунку.

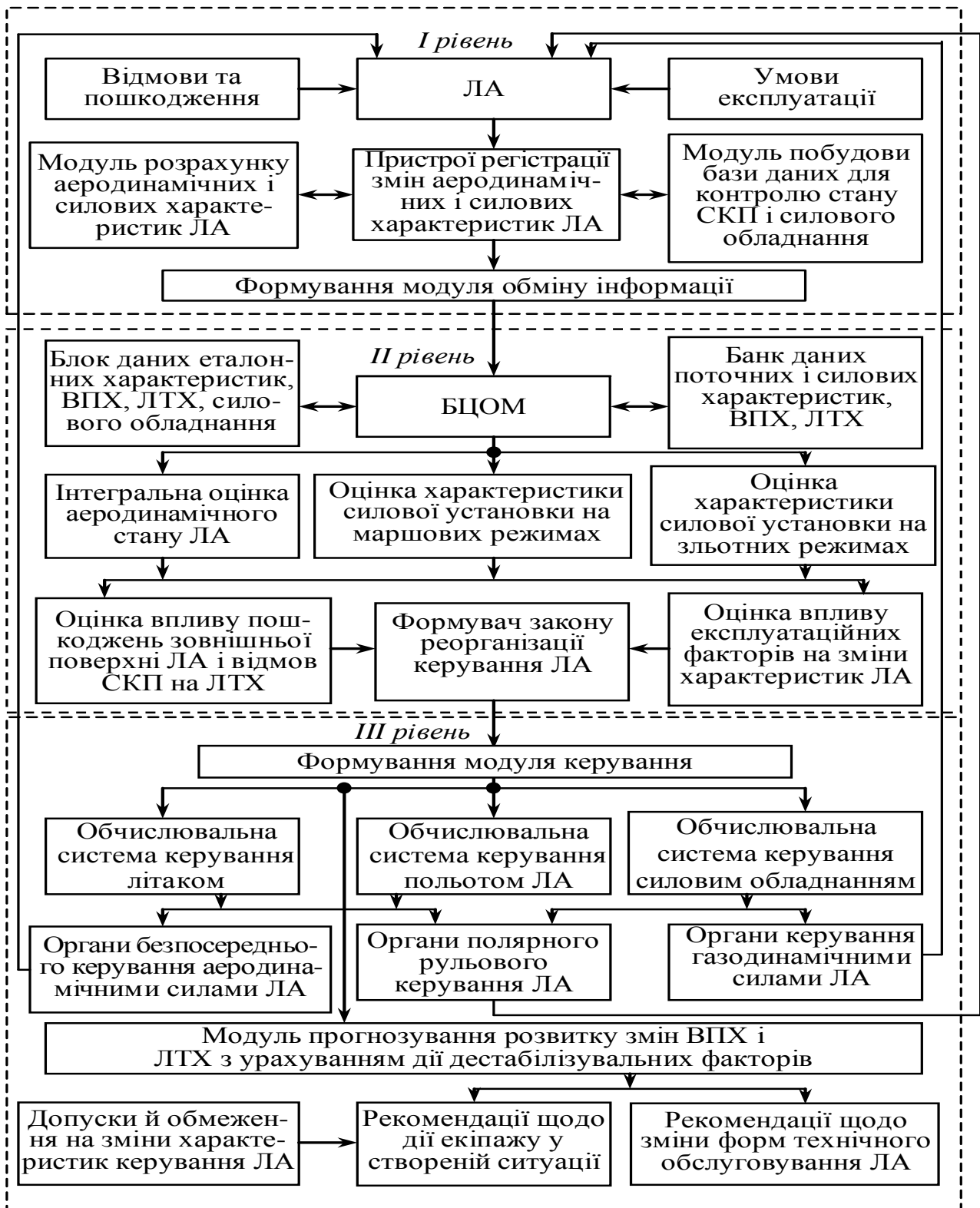
Як видно з рисунка, структура являє собою трирівневу модульну багатofункціональну систему. Таким чином, відповідний модуль системи призначений для вирішення конкретного завдання. При цьому важливою умовою створення модулів є їх системна сумісність.

Висновок

Перевага такої архітектури полягає в можливості функціональної спеціалізації по рівнях, що забезпечує збалансованість інформаційних потоків і раціональне завантаження устаткування.

Перші два рівні забезпечують діагностування аеродинамічного стану ЛА і класифікацію моменту переходу та класу стану.

Третій рівень, крім прогнозування розвитку деградації аеродинамічного стану, забезпечує реорганізацію керування і вироблення рекомендацій щодо дії екіпажу в певній обстановці.



Структурна схема автоматизованої системи контролю та діагностування аеродинамічного стану ЛА у процесі експлуатації та реорганізації керування ним в особливих ситуаціях

ЛІТЕРАТУРА

1. *Аэрокосмос*: Еженед. изд. ред. науч.-техн. информ. Агентства ИТАР-ТАСС, 1999. — № 1–53.
2. *Аэрокосмос*: Еженед. изд. ред. науч.-техн. информ. Агентства ИТАР-ТАСС, 2000. — № 1–53.
3. *Ежемесячный информационный бюллетень о состоянии безопасности полетов гражданских воздушных судов*. — № 5.15.08. — М. : МАК, 2008.
4. *Казак В. Н.* Учет социально-психологических факторов при формировании экипажей летательных аппаратов / В. Н. Казак // Науч.-метод. материалы симпози. НАТО/AGART. Украина–Россия. — К. : МО, 1997.
5. *Методика* оценки соответствия НЛГС-2. Гл. МЗ. Определение соответствия летных характеристик, устойчивости и управляемости самолета. — М. : Транспорт, 1977. — 183 с.
6. *Хафер К.* Техника вертикального взлета и посадки / К. Хафер, Г. Закс.; пер. с нем. С. Л. Вишневого, А. А. Полозова, А. В. Пузицкого. — М. : Мир, 1995. — 376 с.
7. *Баринов В. А.* Приближенная оценка влияния отклонения геометрических параметров крыла и оперения от теоретических на коэффициент сопротивления дозвуковых самолетов / В. А. Баринов, Г. А. Федоренко // Уч. зап. ЦАГИ. — М. : Т. XXII, 2. — 1991.
8. *Боярский Г. Н.* Применение моделирования полета и анализа полетных данных для диагностики аэродинамического состояния воздушных судов и совершенствование методов пилотирования / Г. Н. Боярский, В. А. Касьянов, Е. П. Ударцев. — К. : Знание, 1988. — 24 с.
9. *Казак В. Н.* Управление летательным аппаратом, получившим повреждение в полете / В. Н. Казак // Вісн. КМУЦА. — 2000. — № 3–4. — С. 85–89.
10. *Тукачев В. С.* Основы автоматического управления / В. С. Тукачев, И. Е. Казаков, Д. И. Гладков [и др]. — М. : Наука, 1974. — 720 с.
11. *Адаптивный* регулятор для подавления флаттера крыльев при неизмеряемых возмущениях и немоделируемых динамиках // Системы автоматического управления и техническая кибернетика. — М. : ВИНТИ, 1992. — № 3. — С. 17–25.
12. *Аэродинамика*, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов; под ред. акад. РАН Г. С. Бюшгенса. — М. : Наука, 1998. — 816 с.
13. *Бюшгенс Г. С.* Динамика пространственного движения самолета / Г. С. Бюшгенс, Р. В. Студнев. — М. : Машиностроение, 1967. — 226 с.
14. *Буков В. Н.* Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом / В. Н. Буков. — М. : Наука, 1987. — 230 с.

Стаття надійшла до редакції 30.06.2011.