

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Гальченко Світлана Миколаївна

УДК 629.735.083.02/.03.004.58 (042.3)

**МЕТОДИКА ДІАГНОСТУВАННЯ СТАНУ ЗОВНІШНЬОГО
ОБВОДУ КРИЛА ЛІТАКА У ПОЛЬОТІ**

Спеціальність 05.22.20 – Експлуатація та ремонт засобів транспорту

Автореферат

дисертації на здобуття наукового ступеня

кандидата технічних наук

Київ - 2007

Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано в Національному авіаційному університеті
Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник: доктор технічних наук, професор
Казак Василь Миколайович,
Національний авіаційний університет,
професор кафедри автоматизації та
енергоменеджменту

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
Конахович Георгій Філімонович,
завідувач кафедри телекомунікаційних
систем

доктор технічних наук
Гусинін В'ячеслав Павлович,
заступник начальника управління
космічних комплексів Національного
космічного агентства України

Захист відбудеться " 31 " жовтня 2007 р. о 15 год 30 хв.
на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.03 в Національному
авіаційному університеті за адресою: 03680, м. Київ, просп. Космонавта
Комарова, 1.

Із дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Національного
авіаційного університету за адресою: 03680, м. Київ, просп. Космонавта
Комарова, 1.

Автореферат розіслано " 28 " вересня 2007 р.

Вчений секретар спеціалізованої вченої ради,
канд. техн. наук, доцент,
старш. наук. співр.

С.В. Павлова

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Проблема забезпечення безпеки, регулярності, економічності та комфортабельності польотів на сьогоднішній день залишається досить суттєвою, незважаючи на значний прогрес у розвитку авіаційної техніки. Сучасний рівень розвитку авіації та зростаюча інтенсивність польотів потребують також розвитку систем контролю і діагностування технічного стану повітряного судна (ПС) в цілому та окремих його функціональних систем і комплексів зокрема.

В процесі тривалої експлуатації ПС його льотно-технічні характеристики зазнають суттєвих змін. Більш суттєві зміни аеродинамічних характеристик відбуваються при раптових пошкодженнях обводів літака в результаті зіткнення з його поверхнею при великих швидкостях механічних, біологічних чи інших об'єктів. Небезпека таких пошкоджень полягає в тому, що вони мають випадковий характер і їх появу не можна передбачити. Результатом цих зіткнень в залежності від швидкості та маси об'єкту можуть бути як незначні вм'ятини, так і катастрофічні руйнування конструкції літака, або його систем. На жаль, сучасні існуючі методи контролю та діагностики не дозволяють реєструвати зміни стану зовнішнього обводу ПС безпосередньо у польоті. В той же час, наявність повної і достовірної інформації про час, місце та ступінь раптового пошкодження у польоті дасть можливість об'єктивно оцінити розвиток аварійної ситуації і прийняти необхідні дії щодо запобігання її розвитку шляхом реорганізації управління ПС або зміни режиму польоту.

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

Дослідження роботи присвячені розгляду основних питань діагностування стану зовнішнього обводу крила літака у польоті.

Зв'язок роботи з науковими програмами, темами. Робота є складовою частиною досліджень, які проводяться в Національному авіаційному університеті і спрямовані на подальше вдосконалення методів забезпечення безпеки польотів і підвищення ефективності авіації. Роботу виконано відповідно до Державної програми розвитку авіаційного транспорту України на період до 2010 року, розробленої згідно з Указом Президента України від 18 жовтня 2000 року № 1143/2000 про рішення Ради національної безпеки й оборони України від 27 вересня 2000 року "Про стан авіаційного транспорту й авіаційної промисловості України".

Мета і задачі дослідження. Метою дослідження є розробка методики діагностування зовнішнього обводу крила літака у польоті.

Досягнення мети забезпечується шляхом вирішення наступних задач:

1. Аналіз публікацій присвячених питанням діагностування стану зовнішнього обводу літака у польоті;
2. Розробка методології, методів та моделі діагностування стану зовнішнього обводу крила літака у польоті;
3. Розробка методики комплексування інформаційно-вимірювальних датчиків та оптимізація місць їх раціонального розміщення;
4. Розробка методики та алгоритму зчитування і виділення корисної інформації про стан обводів крила;
5. Розробка методики класифікації пошкоджень зовнішнього обводу крила літака;
6. Оцінка достовірності результатів діагностування зовнішніх обводів крила літака у польоті.

Об'єкт дослідження. Об'єктом дослідження є стан зовнішнього обводу крила літака у польоті.

Предмет дослідження. Предметом дослідження є процес діагностування стану зовнішнього обводу крила літака у польоті.

Методи дослідження. Основними методами дослідження є математичне моделювання, статистичні методи розпізнавання та методи статистичних рішень при ідентифікації пошкоджень, теорія термічного поля, теорія байєсовських мереж, натурний експеримент.

Наукова новизна отриманих результатів. До наукової новизни можна віднести:

1. Розроблена нова методологія, методи та моделі діагностування стану зовнішнього обводу крила літака у польоті.
2. Розроблено методіку комплексування інформаційно-вимірювальних датчиків; методіку оптимізації місць їх раціонального розміщення; методіку та алгоритми зчитування і виділення корисної інформації про стан обводів крила.
3. Розроблено методіку класифікації раптових пошкоджень ПС у польоті за типами.
4. Розроблено методіку оцінки достовірності результатів діагностування зовнішніх обводів крила літака.
5. Розроблено рекомендації, щодо використання результатів дослідження в експлуатаційно-ремонтних установах та при розробці

систем керування польотом літака.

Практичне значення отриманих результатів полягає в тому, що розроблена нова методика, яка дозволяє здійснювати в польоті діагностику стану зовнішніх обводів крила літака, визначити момент, місце та степінь раптових пошкоджень. Запропонована структура регулятора на основі нейронечіткої логіки, який дозволяє забезпечити реорганізацію управління літаком для відвернення розвитку особливих ситуацій та підвищити безпеку польотів.

Результати роботи можуть бути корисними при проектуванні бортових систем контролю та діагностування стану літака і рекомендовані для використання проектно-конструкторськими організаціями та конструкторськими бюро.

Особистий внесок автора. В опублікованих роботах у співавторстві особистий внесок автора полягає в такому: у праці [1] обґрунтовано можливість організації діагностування зовнішньої поверхні літальних апаратів у польоті; у [2] запропонована методика визначення моменту та місця раптового виникнення ушкоджень поверхні літака; у [3] розроблено метод діагностування технічного стану зовнішнього обводу крила літака у польоті із використанням діагностичної матриці; у [4] наведено результати дослідження імовірнісних методів розпізнавання та аналіз можливості їх застосування з метою розпізнавання стану зовнішнього обводу літального апарату у польоті; у [5] розроблено методику оцінки надійності комплексованих інформаційних систем.

Апробація результатів дисертації. Основні положення і результати дисертаційних досліджень доповідалися на науково-технічних конференціях: V Міжнародна науково-технічна конференція “Авіоніка-2004” (м. Київ, 2004 р.); II Міжнародна науково-практична конференція “ISDMIT’2006” (м. Євпаторія, 2006 р.); Міжнародна науково-технічна конференція “Авіа-2007” (м. Київ, 2007 р.); III Міжнародна науково-практична конференція “ISDMIT’2007” (м. Євпаторія, 2007 р.).

Публікації. Основний зміст дисертації опубліковано в 9 друкованих роботах: з яких 5 статей у фахових наукових виданнях, 4 в матеріалах міжнародних конференцій.

Структура та обсяг дисертації. Дисертація складається зі вступу, чотирьох розділів, висновків, списку використаних джерел, одного додатку. Повний обсяг дисертації 145 сторінок, з яких основну частину викладено на 125 сторінках друкованого тексту, містить 34 рисунки, 6 таблиць. Список використаних джерел містить 76 найменувань.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обгрунтовано актуальність теми, сформульовано мету і завдання дисертаційної роботи, визначено об'єкт і предмет дослідження, а також наукову новизну і практичне значення отриманих результатів.

У першому розділі виконано аналіз основних причин виникнення авіаційних пригод. Розглянуто фактори, негативний вплив яких може призвести до появи раптових пошкоджень, основними серед яких є раптові зіткнення з механічними чи біологічними об'єктами у польоті (скалки бетону, гравій, шматки резини шин шасі, птахи, електростатичні розряди та блискавки тощо). На основі аналізу здійснена класифікація пошкоджень зовнішнього обводу літака за різними ознаками. Виділено і обгрунтовано низку типових раптових пошкоджень для подальшого дослідження на предмет можливості діагностування їх раптової появи у польоті. Зокрема це пробої обшивки крила, розриви поверхні, погнутості, які можуть бути як поодинокими, так і груповими, а також незначні погнутості зовнішнього обводу, які можна виділити як хвилястості поверхні.

Проведено порівняльний аналіз існуючих на сьогоднішній час методів діагностування стану зовнішньої поверхні літака, серед яких виділено прямі та непрямі методи. При прямих методах здійснюється оцінка впливу спотворення форми аеродинамічної поверхні літака шляхом безпосереднього вимірювання параметрів його аеродинамічної якості. При непрямих методах ідентифікації та класифікації аеродинамічного стану літака діють навпаки: за відомим впливом відхилень аеродинамічних характеристик необхідно визначити конкретний параметр, який викликає цю зміну та відповідний дестабілізуючий фактор. Найбільш розповсюдженими є два види непрямого діагностування аеродинамічного стану літака: тестове і функціональне. Процес тестового контролю динамічної системи і її функціональних вузлів пов'язаний з поданням на об'єкт стимулюючих впливів, вимірюванням реакції, обробкою інформації за заданими алгоритмами. Непряме функціональне діагностування здійснюється в процесі безперервного функціонування об'єкту за призначенням. У цьому випадку на об'єкт контролю надходить на фоні зовнішніх деградуючих факторів робочі впливи, передбачені алгоритмом функціонування об'єкту. У чистому вигляді непряме функціональне діагностування аеродинамічного стану літака здійснюється безпосередньо у процесі експлуатаційного циклу за оцінками зміни злітно-посадкових і льотно-технічних характеристик. Для цього використовуються наземно-бортові засоби реєстрації, обробки та аналізу польотної інформації. Іншим методом діагностування аеродинамічного стану є контроль балансувального стану літака в процесі експлуатації. Метод побудований на реєстрації в процесі

польоту додаткових відхилень рульових поверхонь, повздовжніх перевантажень та кутових положень ПС.

Однак, усе вище зазначене відноситься до діагностування поступових змін аеродинамічних та льотно-технічних характеристик.

Раптові пошкодження зовнішньої поверхні літака внаслідок зіткнення з механічними, електричними чи біологічними об'єктами призводять до миттєвих змін розподілених аеродинамічних сил і моментів, і, як результат, до порушення центрівки літака.

Аналіз публікацій по цьому питанню показав, що навіть невеликі механічні пошкодження призводять до суттєвої зміни місцевих коефіцієнтів під'ємної сили C_y і сили лобового опору C_x , тобто до появи небажаних аеродинамічних моментів. Якщо організувати контроль динамічних характеристик літака, які дозволяють оцінити момент, місце і степінь раптового пошкодження зовнішньої поверхні літака, то можна реорганізувати керування його рухом так, щоб зберегти необхідні характеристики стійкості і керованості в аварійній ситуації, що виникла. Такими інформаційними датчиками могли б стати датчики лінійних прискорень та вимірювачі кутових швидкостей і прискорень, які необхідно розосередити відповідним чином по внутрішньому контуру ПС.

Проведено порівняльний аналіз метрологічних характеристик промислових зразків вимірювачів кутів атаки і ковзання, який показав їх невисоку точність та труднощі розміщення у найбільш імовірних місцях пошкодження. Однак останнім часом були розроблені і впроваджуються нові методи вимірювання кінематичних параметрів потоку газу з досить високими точносними характеристиками, які можна використовувати для цілей безперервного діагностування зовнішньої поверхні літака у польоті. Такими є іонно-мітчні датчики.

У другому розділі розроблена методика та математична модель визначення моменту, місця та степені раптового пошкодження.

Як відомо, основним елементом, що створює піднімальну силу ПС Y є крило, однак разом з піднімальною силою крило завжди є джерелом опору X і додаткових моментів, особливо після його пошкодження.

$$X = C_x S_{\pi} \frac{\rho V^2}{2}; \quad Y = C_y S_{\pi} \frac{\rho V^2}{2}; \quad Z = C_z S_6 \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1)$$

де C_x, C_y, C_z – безрозмірні коефіцієнти аеродинамічних сил.

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 ПС, але і функціями місця і характеру пошкодження:

$$\begin{aligned}
C_x &= k(C_{x_0} + \Delta C_{x_{ct}} + \Delta C_{x_b}) + (1-k)C_{x_m}(M) + \Delta C_{x_{int}} + \Delta C_{x_e} + \\
&+ \Delta C_{x_{т.щ}} + \Delta C_x^\beta + \Delta C_{x_h} + \Delta C_{x_{відх}} + \Delta C_{x_{інт}} + \Delta C_{x_{пошк}}; \\
C_y &= C_{y_0} + (\Delta C_y)_{\alpha=0} + \Delta(C_y^\alpha)\alpha + C_y^{\bar{\alpha}}\left(\frac{\dot{\alpha}ba}{V}\right) + C_y^{\bar{\omega}_z}\left(\frac{\bar{\omega}_z b_a}{V}\right) + \Delta(C_y^{n_y})n_y + \\
&+ \Delta C_{y_{ct}} + \Delta C_{y_b} + \Delta C_{y_{інт}} + \Delta C_{y_{т.щ}} + \Delta C_{y_{відх}} + \Delta C_{y_{пошк}}; \\
C_z &= C_z(\beta) + \Delta C_{z_h} + \Delta C_{z_{відх}} + \Delta C_{z_{пошк}}; \\
m_x &= m_x(\beta) + m_x^{\bar{\omega}_x}\left(\frac{\omega_x 1}{2V}\right) + m_x^{\bar{\omega}_y}\left(\frac{\omega_y 1}{2V}\right) + \Delta m_{x_e} + \Delta m_{x_{інт}} + \Delta m_{x_h} + \\
&+ \Delta m_{x_{відх}} + \Delta m_{x_{ін}} + \Delta m_{x_{пошк}}; \\
m_y &= m_y(\beta) + m_y^{\bar{\omega}_y}\left(\frac{\omega_y 1}{2V}\right) + m_y^{\bar{\omega}_x}\left(\frac{\omega_x 1}{2V}\right) + \Delta m_{y_e} + \Delta m_{y_{інт}} + \\
&+ C_z(\bar{X}_T - 0,25)\frac{b_a}{l} + \Delta m_{y_h} + \Delta m_{y_{відх}} + \Delta m_{y_{ін}} + \Delta m_{y_{пошк}}; \\
m_z &= m_{z_0} + (\Delta m_z)_{\alpha=0} + \Delta(m_z^\alpha)\alpha + C_y(\bar{X}_T - 0,25) + m_z^{\bar{\alpha}}\left(\frac{\dot{\alpha}b_a}{V}\right) + \\
&+ m_z^{\bar{\omega}_z}\left(\frac{\omega_z b_a}{V}\right) + \Delta(m_z^{n_y})n_y + \Delta m_{z_{ct}} + \Delta m_{z_b} + \Delta m_{z_{інт}} + \\
&+ \Delta m_{z_{т.щ}} + \Delta m_z^\beta + \Delta m_{z_h} + \Delta m_{z_{відх}} + \Delta m_{z_{інт}} + \Delta m_{z_{пошк}},
\end{aligned}$$

де $\Delta C_{y_{пошк}}$, $\Delta C_{z_{пошк}}$, $\Delta C_{x_{пошк}}$, $\Delta m_{z_{пошк}}$, $\Delta m_{x_{пошк}}$, $\Delta m_{y_{пошк}}$ – зміни коефіцієнтів піднімальної і бокової сил, сили лобового опору, поздовжнього моменту, моментів крену і нищпорення, викликане появою пошкоджень аеродинамічної поверхні ПС.

Аналіз залежностей системи (1) показує, що практично реалізувати вимір змін аеродинамічних піднімальної, бічної сили і сил лобового опору можна, якщо виміряти зміни відповідних перевантажень.

$$\begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_{x_a} \\ n_{y_a} \\ n_{z_a} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & \alpha & -\beta \\ -\alpha & 1 & 0 \\ \beta & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Якщо зв'язати критерій оцінки аеродинамічного стану ПС з величиною середньоквадратичних значень нормального і поперечного прискорень ПС, то можна за їх значеннями судити про аеродинамічний стан апарата у польоті. Для цього датчики лінійних прискорень (ДЛП) необхідно розмістити (рис. 1): базові ДЛП в центрі мас ПС (їх показання служать початком відліку); інші (A_1 – A_i) ДЛП уздовж осей найбільш імовірних пошкоджень – їх показання постійно порівнюються з показаннями першої групи ДЛП. Крім того, у цих же місцях потрібно

встановити вимірювачі кутів атаки та ковзання (2). Це необхідна, але недостатня умова якісного діагностування аеродинамічного стану ПС у разі виникнення у польоті раптових механічних пошкоджень його поверхні. Про-аналізуємо відомі рівняння руху ПС відносно центру мас з точки зору динаміки їх складових при раптових пошкодженнях зовнішніх обводів

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_y K_z - \omega_z K_y &= \hat{M}_x; \\ -I_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} + I_y \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_z K_x - \omega_x K_z &= \hat{M}_y; I_z \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x K_y - \omega_y K_x &= \hat{M}_z, \end{aligned} \quad (3)$$

де $\hat{M}_x = M_{x_0} \pm \Delta M_{x_{\text{пошк}}}$, $\hat{M}_y = M_{y_0} \pm \Delta M_{y_{\text{пошк}}}$, $\hat{M}_z = M_{z_0} \pm \Delta M_{z_{\text{пошк}}}$ – оцінки сумарних (з урахуванням пошкоджень) моментів.

З аналізу системи (3) випливає, що, оцінивши зміни моментів, що діють на ПС, можна за одержаними оцінками класифікувати момент виникнення і величину змін аеродинамічного стану ПС. Для цього також, як і в першому випадку, необхідно, щоб m_x , m_z , m_y були спостережуваними.

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

Як варіант забезпечення контролю характеристик моментів активних сил, діючих на відповідну зовнішню поверхню ПС при з'явленні ушкодження можна використовувати показання ДЛП:

$$\begin{aligned} \frac{g}{2J_x} (n_{y1} \ell_{zn} - n_{y2} \ell_{zn}) &= \dot{\omega}_x; \\ \frac{g}{2J_y} (n_{z1} \ell_{xn} - n_{z2} \ell_{xn}) &= \dot{\omega}_y; \quad \frac{g}{2J_z} (n_{x1} \ell_{yn} - n_{x2} \ell_{yn}) = \dot{\omega}_z, \end{aligned} \quad (4)$$

де J_i – моменти інерції відносно зв'язаних осей.

Для реалізації системи (4) акселерометри необхідно розмістити у зв'язаних осях ПС чи паралельно ним так, як вказано на рис. 2.

Отже, для контролю у польоті стану зовнішнього обводу крила літака та визначення місця його пошкодження необхідна перевірка низки взаємозв'язаних параметрів

$Z_0 = [n_x, n_{x_0}, n_y, n_{y_0}, n_z, n_{z_0}, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z]^T$, номінальне значення кожного з них забезпечується визначеною множиною Ω_i . Перевірка кожного параметра здійснюється тестуванням реакції, у заздалегідь обраних точках поверхонь на пошкодження. Позначимо через t_i тест, який

перевіряє множину поверхонь $\Omega, i = \overline{1, m}$. У результаті застосування кожного тесту можна одержати тільки два результати:

$$\left. \begin{array}{l} \tilde{e}(k/k) = Z(k) - \tilde{Z}(k) = 0; \\ \hat{e}(k/k) = Z(k) - \hat{Z}(k) = 0 \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{пошкоджене} \\ \text{нема} \end{array}; \left. \begin{array}{l} \tilde{e}(k/k) = Z(k) - \tilde{Z}(k) \neq 0; \\ \hat{e}(k/k) = Z(k) - \hat{Z}(k) \neq 0 \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{пошкодження} \\ \epsilon \end{array},$$

де $e(k/k)$ – нев'язка, яка з'являється при пошкодженні поверхні; $\hat{Z}(k)$ – оцінка вектору $Z(k)$ після вимірювання на k -му кроці; $\tilde{Z}(k)$ – оцінка вектору $Z(k)$ до вимірювання на k -му кроці.

Отже, з точки зору організації діагностування зовнішнього обводу крила ПС, в умовах впливу на його поверхню зовнішніх факторів, проблему можна вирішити при відповідному розміщенні базових і периферійних датчиків лінійних і кутових (ДКП) прискорень.

Одним із шляхів підвищення достовірності отриманих результатів діагностування комплексування діагностичних систем. В роботі була розроблена структура (рис. 3) та алгоритм обробки комплексованої інформації, яка повинна забезпечувати виконання наступних функцій: визначення наявності ушкодження об'єкту діагностування; виключення із обробки непридатної вихідної інформації; забезпечення безперервного спостереження стану об'єкту діагностування (крила); вироблення сигналу попередження при появі пошкодження і видача його в систему автоматичного керування та в систему відображення інформації; здійснення прогнозування подальшого розвитку події при пошкодженні.

Функціональні модулі вхідного і вихідного контролю, грубих оцінок і спостереження дозволяють здійснювати безперервний моніторинг за станом вхідної, проміжної та вихідної інформації. Модуль грубих оцінок призначений для згладжування інформації і виділення сигналів спостереження, які надходять від системи вимірювання.

Особливе місце займає блок спостереження, побудований на основі нейромереж, основною функцією якого є оцінка стану вектора вхідних параметрів, в залежності від стану обводів, етапу польоту і результатів вихідного контролю. Алгоритм комплексної обробки інформації:

- виділяється t -секундний інтервал;
- приймаючи гіпотезу нормального закону розподілу похибок вимірювання $m = M[X] = 0$; $D = M[X]^2 = \sigma^2$ та імовірності помилкової інформації, яка дорівнює $Q = Q_{\text{зад}}$ збудований довірчий інтервал;

- визначається вимірювання, яке ідентифікується при виконанні нерівності $X_i \geq \sigma_{\text{зад}} \sqrt{\theta_{\text{гр}}}$, де $\theta_{\text{гр}}$ – граничне значення критерію якості, та час його появи;

- проводиться ранжування сигналів з використанням статистики $\theta(k)$, заданої точності визначення параметра і частоти появи на основі дисперсії двох сусідніх t-секундних інтервалів $k, (k+1)$, розраховується статистика $\theta(k)$. Перевищенням статистикою $\theta(k)$ граничного значення $\theta_{\text{гр}}$ визначається сигнал спостереження і час його появи. Вирішальне правило для виділення сигналу спостереження за станом зовнішнього обводу крила літака набуває наступного виду:

$$U_c = \begin{cases} "1", & \text{якщо } X_i \geq \sigma_{\text{зад}} \sqrt{\theta_{\text{гр}}}, \quad \theta(k) \geq \theta_{\text{гр}}; \\ "0", & \text{якщо } X_i \leq \sigma_{\text{зад}} \sqrt{\theta_{\text{гр}}}, \quad \theta(k) \geq \theta_{\text{гр}}; \\ "0", & \text{якщо } X_i \geq \sigma_{\text{зад}} \sqrt{\theta_{\text{гр}}}, \quad \theta(k) \leq \theta_{\text{гр}}, \end{cases}$$

де U_c – корисний сигнал спостереження.

З метою вибору оптимального набору інформаційних систем комплексу, було проведено порівняльну оцінку характеристик інформаційних датчиків, які можуть використовуватися для діагностування зовнішньої поверхні крила. Враховувались параметрами: діапазон вимірювання; поріг чутливості; частота власних коливань; габарити і маса; тип і засоби живлення, а також ціна. Проведений аналіз показників ефективності контролю та діагностування крила літака у польоті. Визначені показники достовірності прийняття рішення при діагностуванні технічного стану планера та вимоги до них. Приведені основні аналітичні співвідношення, які дозволяють оцінити достовірність прийняття рішення про пошкодження обводу крила літака у польоті. Показані основні шляхи підвищення достовірності прийняття рішення при діагностуванні.

В третьому розділі були розроблені інструментальні методи діагностування зовнішнього обводу крила літака у польоті. Для визначення ступені раптового пошкодження обшивки з метою його класифікації і подальшої реорганізації управління літаком за результатами ідентифікації технічного стану була розроблена методика вагових коефіцієнтів. Метою її є визначення площі пошкодженої ділянки крила. При виникненні нерівностей поверхні крила значення коефіцієнту лобового опору ΔC_x збільшується на

$$\Delta C_{x_n} = a_i c_{x_{n00}} \Phi(M) F(H) \bar{S}_i x_k^{-\beta} h^{n_2}, \quad (5)$$

де a_i – емпіричний коефіцієнт, $c_{x_{n00}}$ – коефіцієнт опору ізольованої нерівності, $\Phi(M)$, $F(H)$ – функції, які відображають вплив швидкості і висоти польоту, \bar{S}_i – відносна площа поверхні, яка досліджується (рис. 4) і дорівнює відношенню S_i/S , S та S_i – повна та пошкоджена площа крила, x_k – координата характерного параметру нерівності, h – максимальна висота нерівності, n_2 , β - показники степені.

Суть запропонованого метода виявлення степені пошкодження полягає у побудові діагностичної матриці вагових коефіцієнтів площі поверхні крила літака та моніторингу зміни місцевих коефіцієнтів опору у кожній комірці матриці \bar{S}_{ij} . Відповідно до задачі яка вирішується та з врахуванням матриці вагових коефіцієнтів, вираз (5) перетворимо до вигляду:

$$\Delta C_{x_{n}} = \sum_i \sum_j a_{ij} c_{x_{ij}} \Phi(M) F(H) \bar{S}_{ij} x_k^{-\beta} h^{n_2},$$

де $\Delta C_{x_{n}}$ – зміна значення коефіцієнту сили лобового опору, $c_{x_{ij}}$ – коефіцієнт опору окремої комірки матриці крила, \bar{S}_{ij} – відповідний ваговий коефіцієнт, i та j – індекси комірок матриці, у яких було зареєстроване пошкодження.

Практично реалізувати запропонований метод можна, якщо організувати вимірювання в центрі кожної комірки матриці крила зміну температури за допомогою термодатчиків (заклепок-термопар), застосувавши теорію теплових полів. Вектор спостережуваних параметрів розширюється до вигляду $Z_{ij} = [n_x \ n_y \ n_z \ \dot{\omega}_x \ \dot{\omega}_y \ \dot{\omega}_z \ t_{ij}]$. Визначення степені пошкодження зовнішнього обводу крила літака у польоті стає можливим після знаходження температурного розподілу по крилу. Температурні поля можна визначити вирішуючи крайову задачу методом кінцевих елементів (наближений метод). Рішення крайової задачі у нашому випадку – це знаходження величин температур в точках, які являються вершинами кінцевих елементів, з врахуванням початкових і крайових умов. Якщо розмістити в вузлах кінцевих елементів термопари та врахувати відомі крайові умови, то зчитуючи показання з датчиків температур (заклепок-термопар), які наперед пронумеровані з відомими координатами (рис. 4) та знаючи граничні умови ми отримуємо матрицю температур, а отже і температурне поле. При виникненні в цьому місці пошкодження за рахунок тертя температура буде наростати і картина розподілу тепла набуватиме форми з характерним викидом в місці пошкодження (рис. 5-7).

Використавши двовимірний фільтр Калмана, попередньо на-лаштований на виділення корисного сигналу спостереження, вира-хувавши площу відсікання можна визначити площу пошкодження, а також за рівнем цього сигналу можна класифікувати його за типом. У роботі для діагностики і класифікації типів зовнішніх по-шкоджень крила обрано байє-совські мережі. Байєсівські мережі довіри використовуються в тих областях які характеризуються спадковою невизначеністю. Така невизначеність може виникати внаслідок: неповного розуміння предметної області, неповних знань або коли задача характеризується випадковістю, що дає можливість застосувати байєсівські мережі з метою класифікації раптових пошкоджень обводів крила літака.

Дослідження по визначенню класу раптового пошкодження проводилися за допомогою програмного засобу Genie. Вхідними даними є зміна значення параметрів перевантажень при виникненні раптових пошкоджень виміряна за допомогою ДЛП розміщених вздовж поверхні крила літака (рис. 1), а також таблиця класифікації типів пошкоджень. Визначаються оцінки для показників датчиків і відповідних ситуацій (рис. 8). В вузлах n_x , n_y , n_z строками є різні показники зміни значень лінійних прискорень в момент виникнення пошкодження та їх імовірності. У вузлі Max N наведені максимальні значення параметрів в одній групі датчиків, що дозволить виявити результуючу ситуацію (ідентифікація пошкоджень і віднесення його до відповідного класу), яка відображається у вузлах Sostoyanie (рис. 9).

На основі отриманих даних декількох експертів приймається рішення про віднесення раптового пошкодження зовнішнього обводу крила літака до відповідного класу.

Отже, суміщаючи метод імовірнісної оцінки за допомогою спеціальних програмних засобів та оцінки експертів можна зробити висновок про клас раптового пошкодження та виробити рекомендації по запобіганню розвитку аварійної ситуації у польоті.

В четвертому розділі проведено аналіз методів класифікації, які можна розділити на три принципово різних підобласті – дискримінантний аналіз, кластер-аналіз, групування. Завдання дискримінантного аналізу полягає в знаходженні правила віднесення спостережуваного об'єкту до одного з раніше описаних класів, в кластер-аналізі та у групуванні класи не задані, а формуються в процесі обробки статистичних даних. Розглянуті алгоритми побудови діагностичних правил на основі статистичних методів класифікації. Зокрема, для виявлення інформативного набору ознак розглянуто можливість використання методу перерахунку на модель лінійного

дискримінантного аналізу Р. Фішера. Математичні методи діагностики, як і статистичні методи в цілому, діляться на параметричні і непараметричні. Перші засновані на припущенні, що класи описуються розподілами з деяких параметричних сімейств. Звичайно розглядають багатовимірні нормальні розподіли, при цьому часто приймають гіпотезу про те, що ковариаційні матриці для різних класів співпадають. Саме в таких припущеннях сформульований класичний дискримінантний аналіз Фішера.

Експоненціальні розподіли Вейбулла-Гнеденко були введені у практику для аналізу результатів втомних випробувань. Щільність розподілу Вейбулла - Гнеденко має вигляд

$$f(x, a, b, c) = \begin{cases} \frac{b}{a} \left(\frac{x-c}{a} \right)^{b-1} \exp \left[- \left(\frac{x-c}{a} \right)^b \right], & x \geq c, \\ 0, & x < c, \end{cases}$$

де $a > 0$ – параметр масштабу, $b > 0$ – параметр форми, c – параметр зрушення.

Доцільність використання розподілу Вейбулла-Гнеденко з метою визначення класу пошкодження полягає в отриманні результатів з більшою достовірністю в залежності від періоду експлуатації повітряного судна, кожному із яких відповідає свій вид функції $\lambda(x)$, а також при побудові імовірнісних моделей ситуацій, в яких поведінка об'єкту визначається “найбільш слабкою ланкою”.

На основі проведеного аналізу та розроблених методик було запропоновано структуру нейронічного регулятора який враховує класифікації раптових пошкоджень (рис. 10). Такий регулятор може застосовуватись для реорганізації управління літаком при виникненні аварійної ситуації у польоті при появі значних, не сумісних з нормальною експлуатацією, пошкоджень зовнішнього обводу крила літака. Для розробки бази знань для виводу з регулятора було використано алгоритм виводу Сугено, який з обчислювальної точки зору реалізується значно простіше, ніж алгоритм Мамдані, а час рахунку для нього менше.

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі розв'язане актуальне наукове завдання діагностування стану зовнішнього обводу крила літака у польоті. При цьому отримані наступні результати:

- проведено аналіз факторів, що впливають на технічний стан зовнішнього обводу крила літака у польоті та обґрунтовано класифікацію типів пошкодження. Здійснено вибір основних типових

пошкоджень зовнішнього обводу для проведення подальшого дослідження щодо ідентифікації та класифікації технічного стану обводу крила літака у польоті;

- розроблено методику та математичну модель визначення моменту, місця та степені виникнення раптового пошкодження шляхом непрямой реєстрації зміни місцевих сил і моментів в місцях виникнення раптового пошкодження;

- проведено аналіз та обґрунтовано вибір групи вимірювальних інформаційних датчиків з метою діагностування стану зовнішнього обводу крила літака у польоті, розроблено методику визначення оптимальних місць їх розміщення;

- проведено аналіз та обґрунтовано можливість застосування теорії теплового поля для розв'язку задачі визначення розміру площини пошкодження зовнішнього обводу крила ПС у польоті, розроблено відповідну методику;

- розроблено діагностичну матрицю вагових коефіцієнтів крила і методику визначення пошкодженої області крила за допомогою вимірювання зміни температурних параметрів в місцях виникнення пошкодження;

- розроблено комплексну систему обробки параметрів технічного стану зовнішнього обводу крила літака у польоті та алгоритм зчитування і виділення корисної інформації;

- розроблено методику ідентифікації та класифікації типів пошкодження із застосуванням теорії байєсівських мереж та запропонована структура спостерігача із застосуванням нейромереж.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Казак В.М., Гальченко С.М. Діагностування аеродинамічної поверхні літальних апаратів // Вісн. НАУ. – 2002. – №4. – С. 46–49.

2. Казак В.М., Гальченко С.М. Застосування діагностичної матриці для дослідження технічного стану зовнішнього обводу крила літака у польоті // Вісник Північного наукового центру ТАУ. – 2006. – Вип.9. – С. 140–142.

3. Казак В.М., Гальченко С.М., Бикус Л.В., Бугрій К.М. Методика виявлення стану зовнішнього обводу крила літака // Вісн. НАУ. – 2006. – №1. – С. 83–86.

4. Казак В.М., Гальченко С.М., Завгородній С.О. Аналіз можливості застосування імовірнісних методів розпізнавання для виявлення пошкоджень зовнішнього обводу літака // Системні технології. Регіон. міжвуз. зб. наук. Праць. – Вип. 6 (47). – Дніпропетровськ, 2006. – С.

131–140.

5. Бажан В.І., Гальченко С.М. Оцінка надійності комплексованих інформаційних систем пілотажно-навігаційного комплексу регіонального літака // Проблеми інформації та управління. Зб. наук. праць. – Вип. 3 (18). – К.: НАУ, 2006. – С. 32–35.

6. Казак В.М., Гальченко С.М., Завгородній С.О. Методика класифікації пошкоджень зовнішніх обводів крила повітряного судна // Матеріали міжн. наук.-практ. конф. “ISDMIT’2006”. – Т. 1 – Херсон, 2006. – С. 88–91.

7. Гальченко С.М. Застосування комплексних вимірювальних систем для діагностування стану зовнішньої поверхні літака у польоті // матеріали VIII МНТК “Авіа-2007”. – Т. 2. – К.: НАУ, 2007. – С. 34.13–34.16.

8. Казак В.Н., Гальченко С.М., Ломавацкий И.Е., Шинкарук О.В. Методика идентификации и классификации поврежденных самолета в полете с применением байесовских сетей // Матеріали міжн. наук.-практ. конф. “ISDMIT’2007”. – Т. 1 – Херсон, 2007. – С. 56–59.

9. Гальченко С.М. Підвищення вірогідності діагностування аеродинамічного стану літака шляхом комплексування інформаційних датчиків // Авіоніка-2004: Тези доп. V Міжн. наук.-техн. конф. – К.: НАУ, 2004. – С. 21.

АНОТАЦІЇ

Гальченко С.М. Методика діагностування стану зовнішнього обводу крила літака у польоті. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.22.20 “Експлуатація та ремонт засобів транспорту”. – Національний авіаційний університет, Київ, 2007.

Розроблено методику визначення моменту, місця та степені виникнення раптового пошкодження зовнішнього обводу крила літака у польоті шляхом непрямої реєстрації зміни місцевих сил і моментів в місцях виникнення раптового пошкодження, а також визначення пошкодженої площі крила із застосуванням матриці вагових коефіцієнтів та теорії теплового поля.

Запропонована методика ідентифікації та класифікації типів пошкодження із застосуванням теорії байєсівських нейромереж та розроблено структуру нейронечіткого регулятора з врахуванням раптових пошкоджень обводів крила.

Ключові слова: пошкодження зовнішнього обводу літака, матриця вагових коефіцієнтів, класифікація типів пошкоджень, байєсівські мережі, нейронечіткий регулятор.

Гальченко С.Н. Методика диагностирования состояния внешнего обвода крыла самолета в полете. – Рукопись.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.22.20 “Эксплуатация и ремонт средств транспорта”. – Национальный авиационный университет, Киев, 2007.

Разработана методика определения момента, места и степени возникновения внезапного повреждения внешнего обвода крыла самолета в полете путем косвенной регистрации изменения местных сил и моментов в местах возникновения внезапного повреждения.

С целью определения размеров поврежденной площади крыла разработана методика с применением теории тепловых полей как один из возможных вариантов определения степени повреждения самолета в полете.

Для определения мест размещения термодатчиков разработана диагностическая матрица весовых коэффициентов крыла и методика определения поврежденной области путем измерения изменения температурных параметров в местах возникновения повреждений.

Разработанная комплексная система обработки параметров технического состояния внешней поверхности крыла с применением наблюдателя на нейросетях и алгоритм комплексной обработки информации позволяют считывать и выделять на фоне поступающих сигналов полезную информацию о состоянии обводов.

Предложена методика идентификации и классификации типов повреждений с применением теории байесовских нейросетей, а также разработана структура нейронечеткого регулятора с учетом внезапных повреждений обводов крыла.

Ключевые слова: повреждения внешнего обвода самолета, матрица весовых коэффициентов, классификация типов повреждений, байесовские сети, нейронечеткий регулятор.

S.N. Galchenko. The method of in-flight diagnostic of the state of external surface of airplane's wing. – Manuscript.

Thesis for a Candidate of Technical Sciences degree by specialty 05.22.20 “The exploitation and repair means of transport”. – National aviation university, Kiev, 2007.

The developed method helps to determinate moment, place and degree of sudden damage of external surface of airplane's wing in flight via indirect registration of changes of local forces and moments in the places of origin of sudden damage and also determinates wing's damaged area using matrix of gravimetric coefficients and theory of the thermal field.

Proposed method of identification and classification of the damage

types with applying the Bayesian theory of neural networks, as well as designed the structure of the neurounclar regulator which takes into account the sudden damages of wing's surface.

Keywords: damages of airplane's external surface, matrix of gravimetric coefficients, classification of damage types, bayesian networks, neurounclar regulator.

Підп. до друку 27.09.07. Формат 60x84/16. Папір офс.
Офс. друк. Ум. друк. арк. 1,16. Обл.-вид. арк. 1,25.
Тираж 100 пр. Замовлення № 195-1. Вид. № 11/IV.
Видавництво НАУ
03680. Київ-680, проспект Космонавта Комарова, 1
Свідоцтво про внесення до Державного реєстру ДК № 977 від 05.07.2002