

В.М. Казак, С.М. Гальченко, С.О. Завгородній

## АНАЛІЗ МОЖЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ІМОВІРНІСНИХ МЕТОДІВ РОЗПІЗНАВАННЯ ДЛЯ ВИЯВЛЕННЯ ПОШКОДЖЕНЬ ЗОВНІШНЬОГО ОБВОДУ ЛІТАКА

### Вступ

Аналіз публікацій показує, що кількість авіаційних пригод (АП) у світі залишається досить стабільною у перерахунку на виконаний обсяг робіт (відносно мільйона тонно-кілометрів або мільйона перевезених пасажирів). В той же час, статистика Міждержавного авіаційного комітету (МАК) свідчить: якщо в 1982-1992 роках мали місце дві-три катастрофи на 1 мільйон годин нальоту, то за останнє десятиріччя їх кількість потроїлась! За даними Міжнародної організації цивільної авіації (ІСАО) причинами більшості АП є: помилки екіпажів, несправність авіаційної техніки, вплив зовнішнього середовища, помилки служби управління повітряним рухом (УПР) та неякісне технічне обслуговування наземними службами. За статистичними даними в період з 1995 до 2005 року відносна частка причин АП майже не змінилася (рис. 1).

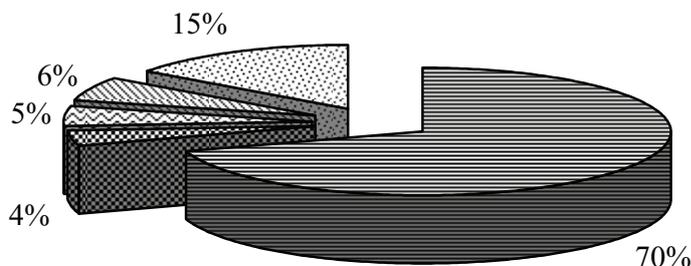


Рисунок 1 – Розподіл авіаційних пригод за останні 10 років:

■ – помилки екіпажів, ▣ – несправність авіаційної техніки, ▤ – вплив зовнішнього середовища, ▥ – помилки служби УПР, ▦ – неякісне технічне обслуговування.

Аналіз наведених даних показує, що найбільший відсоток (79 %) авіапригод припадає на негативний вплив людського фактору, який залежить від кваліфікації льотного та інженерно-технічного складу, стратегії організації технічного обслуговування, додержання правил

© Казак В.М., Гальченко С.М., Завгородній С.О., 2006

та прийомів технічної та льотної експлуатації. І тільки 21 % усіх АП трапилось по причині несправності чи відмові авіаційної техніки (15 %) чи під впливом несприятливих умов зовнішнього середовища. Однак необхідно також відмітити, що авіапригоди практично ніколи не бувають наслідком якоїсь однієї причини. Зазвичай вони виникають в результаті взаємозв'язку кількох причин. Взяті поодиноці, ці причини можуть здатися несуттєвими, але в сукупності з іншими вони здатні скласти послідовність зовнішньо не пов'язаних одна з одною подій, які призводять до АП. Так, відносно велика частка помилок членів екіпажу пояснюється не лише професійною некомпетентністю або недисциплінованістю, а й збігом обставин, за яких несприятливі зовнішні умови та відмови техніки ініціюють небезпечний перебіг подій. Зокрема, аналіз причин авіапригод показує, що більше 8 % передумов і катастроф виникає через раптові механічні пошкодження аеродинамічної поверхні літака (рис. 2, 3), які в свою чергу призводять до раптової зміни льотно-технічних характеристик ЛА.

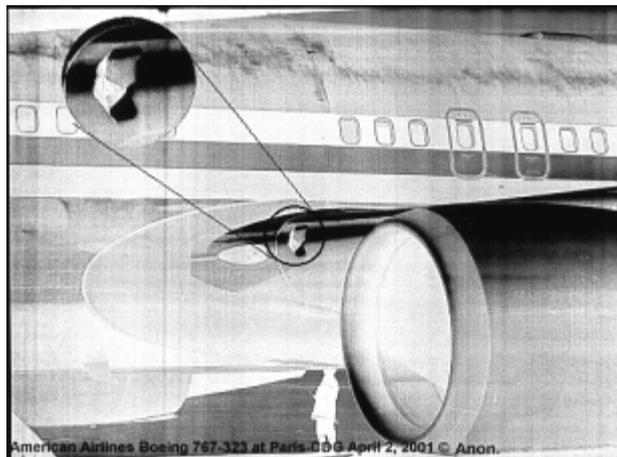


Рисунок 2 – Пошкодження зовнішнього обводу крила літака «Боїнг 767», які виникли в результаті зіткнення зі стаєю птахів на висоті 3 600 м (ушкодження передньої кромки крила у вигляді вм'ятини з розривом).

Детальніший аналіз факторів, які спричиняють раптові пошкодження зовнішнього обводу літака дає можливість виділити три основні групи причин: зіткнення з механічними чи біологічними об'єктами або формуваннями (осколка бетону, гравію, резини шини пасі, птахами та інші); електростатичні розряди та блискавки; хімічні процеси які відбуваються в металі конструкції літака як при попаданні на поверхню реактивних речовин, так і більш довготривалі пов'язані з умовами експлуатації літака (корозія, старіння та

руйнування металу тощо). Як результат – повне або часткове руйнування конструкції літака в процесі експлуатації, наприклад, обриви керуючих поверхонь, закрилків, пробої, розриви зовнішньої обшивки, вм'ятини із розривами (рис. 2), одиночні або групові вм'ятини (рис. 3), хвилястості зовнішнього обводу літака тощо.

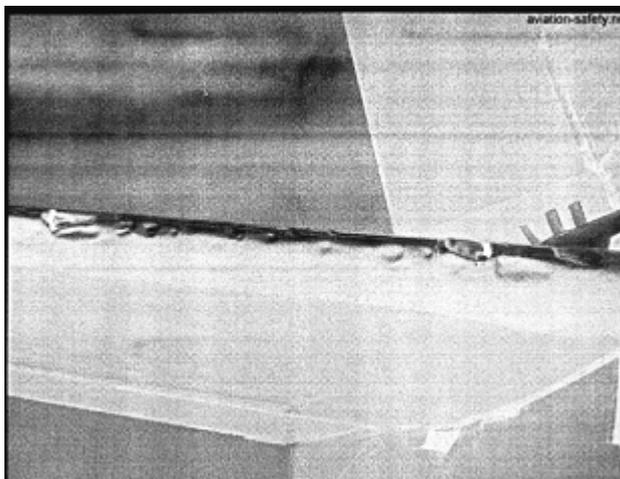


Рисунок 3 – Ушкодження стабілізатора стаєю птахів (серія вм'ятин).

Небезпека раптових пошкоджень полягає в тому, що їх поява обумовлена дією процесів, хід яких не контролюється, тому передбачити її неможливо. Враховуючи цей факт виникає необхідність у розробці методів діагностування зовнішнього обводу літака та класифікації його стану в польоті.

### **Мета роботи**

Метою даної роботи є дослідження імовірнісних методів розпізнавання та аналіз можливості їх застосування для виявлення пошкоджень зовнішнього обводу літака.

### **Викладення основних результатів**

Класифікація стану зовнішніх обводів літака при їх діагностуванні є віднесення його до одного з можливих класів. Чисельність класів визначається особливостями задач і цілей дослідження. Сукупність послідовних дій у процесі класифікації називають алгоритмом класифікації [3]. Аналіз публікацій [1, 2, 4, 5] показує, що найбільш розповсюдженим є два підходи до рішення проблеми класифікації пошкоджень зовнішніх обводів ЛА: імовірнісний та детерміністичний.

При імовірнісному підході постановка задачі класифікації полягає у наступному. Є система, яка знаходиться у одному з S

випадкових станів  $D_i$ . Відома сукупність ознак  $k = (k_1, k_2, \dots, k_n)$ , кожна з яких із відповідною імовірністю характеризує стан динамічної системи (ДС). Необхідно побудувати алгоритм за допомогою якого пред'являема сукупність ознак була б віднесена до одного з можливих станів. Потрібно також оцінити вірогідність прийнятого рішення, а також степінь ризику помилкового рішення.

### Постановка задачі

Постановка задачі при детерміністичних методах наступна. ДС характеризується  $n$ -мірним вектором визначальних ознак. Будь-який стан ДС представляє собою точку в  $n$ -мірному просторі ознак. Стану зовнішніх обводів ЛА властива множина класів  $D_i$  (характерів ушкоджень). Вимагається знайти алгоритм за яким вектор визначальних параметрів буде віднесений до визначеної області станів

$$Y^{(n)}(\tau_k) = \{y_j(\tau_k), j=1, \dots, n\}, \tau_k \in [t_0, t_k],$$

де  $y_j(\tau_k) = A_j(\tau_k)[U_j(\tau_k)]$  – оцінка  $j$ -го визначального параметру.

Найповнішим відображенням можливих класифікованих станів (КС) будь-якої діагностичної системи буде вектор його станів, що у довільному перетині  $\tau_k$  можна описати як

$$P(\tau_k) = \{P(S, \tau_k), S = 1, \dots, M\}, \tau_k \in [t_0, t_k],$$

де  $P(S, \tau_k) = P[E(S, \tau_k)]$ ,  $S = 1, \dots, M$  – безумовна імовірність перебування вектора станів у перетині  $t_k$  у  $S$ -у класі, що задовольняє умову нормування, тобто

$$\sum_{S \in E} P(S, \tau_k) = 1, P(S, \tau_k) \geq 0, \tau_k \in [t_0, t_k], \quad (1)$$

де  $S = 1, \dots, M$  – випадковий дискретний процес.

Співвідношення (1) виражає твердження: у будь-якому довільно узятому перетині  $\tau_k$  ДС обов'язково знаходиться в одному і тільки в одному з можливих КС. Із теорії оцінювання відомо, що якість функціонування системи класифікації оцінюється сукупністю безумовних імовірностей прийняття рішення про перебування системи в одному з можливих КС, що складають вектор прийняття рішень:

$$Q(S, \tau_k) = \{Q(S, \tau_k), S = 1, \dots, M\}, \quad \tau_k = [t_0, t_k],$$

де  $Q(S, \tau_k) = P[D(S, \tau_k)]$ ,  $S = 1, \dots, M$  – безумовна імовірність прийняття рішення про перебування об'єкта в  $S$ -му КС. Вона також задовольняє умови нормування і є невід'ємною величиною, тобто

$$\sum_{\xi \in D} Q(S, \tau_k) = 1, \quad Q(S, \tau_k) \geq 0, \quad \tau_k \in [t_0, t_k]. \quad (2)$$

Вираз (2) визначає умову, відповідно до якої в результаті класифікації динамічна система обов'язково буде віднесена до одного з можливих КС.

У процесі класифікації станів ПС або його систем можливі похибки перетворення вектора стану у вектор розв'язків. Це призведе до можливих помилок класифікації станів об'єкта (системи). Можливість появи помилок можна оцінити кількісно через умовну імовірність прийняття рішення за результатами класифікації

$$\omega_{ij}(\tau) = P\{D(j, \tau_k) / E(i, \tau_k)\}, (i, j) \in E, \tau_k = [t_0, t_k], \quad (3)$$

де  $E(i, \tau_k)$  – вектор можливих переходів з вектора станів у вектор розв'язків;  $D(j, \tau_k)$  – вектор можливих класів.

У виразі (3) і в позначенні  $\omega_{ij}(\tau_k)$  означає фактичний стан ДС, а індекс  $j$ -номер класу, до якого він буде віднесений за результатами класифікації.

Для розпізнавання станів використовують статистичні методи та методи статистичних рішень. Зі статистичних методів ідентифікації стану ДС найбільшого практичного застосування набули метод з використанням теореми гіпотез (метод Баєса) і метод послідовного аналізу (метод Вальда); серед методів статистичних рішень – статистичні рішення для одного діагностичного параметра, метод мінімального ризику, метод мінімальної кількості помилкових рішень, метод мінімакса, метод Неймана–Пірсона і метод найбільшої правдоподібності. Вибір конкретного методу буде залежати від поставленої задачі розпізнавання і кількості станів системи.

Так, умовну ймовірність помилки прийняття рішення за результатами класифікації стану зовнішнього обводу літака можна визначити, скориставшись узагальненою формулою Байєса:

$$P(D(S, \tau_k) / E(S, \tau_k)) = \frac{P(D(S, \tau_k))P(E(S, \tau_k) / D(S, \tau_k))}{\sum_{\xi \in E} P(D(i, \tau_k))P(E(S, \tau_k) / D(i, \tau_k))}. \quad (4)$$

Вирішальне правило методу Баєса матиме наступний вид: об'єкт з набором ознак  $k$  відноситься до діагнозу  $D(S, \tau_k)$  з найбільшою апостеріорною імовірністю.

Аналіз виразів (3) і (4) показує, що в загальному випадку умовні імовірності станів залежать не тільки від початкового  $t_0$  і кінцевого  $t_k$  часу, але і від тимчасового моменту переходу системи зі стану  $i$  у стан  $j$ . Як і в попередніх виразах, умовна імовірність  $\omega_{ij}(\tau)$  невід'ємна і нормується, тобто

$$\sum_{i \in E} \omega_{ij}(\tau_k) = 1, \quad \omega_{ij}(\tau_k) \geq 0, \quad i \in E.$$

На відміну від теореми гіпотез метод Вальда не обмежує кількість можливих переходів з вектора станів у вектор рішень  $D(S, \tau_k)$ . Він тільки обмежує кількість можливих класів. Можливих переходів може бути стільки, скільки необхідно для прийняття рішення з визначеним ступенем ризику. Ступінь ризику зазвичай, задається наперед. Оцінимо можливість застосування методу Вальда для класифікації аеродинамічного і технічного станів ЛА, що має два стійкі класи станів. За аналогією з виразом (4) можна записати

$$\begin{aligned} & \frac{P(D_2(S, \tau_k) / E(S, \tau_k))}{P(D_1(S, \tau_k) / E(S, \tau_k))} = \\ & = \frac{P(D_2(S, \tau_k))P(E_1(S, \tau_k) / D_2(S, \tau_k)) \cdots P(E_i(S, \tau_k) / D_2(S, \tau_k))}{P(D_1(S, \tau_k))P(E_1(S, \tau_k) / D_1(S, \tau_k)) \cdots P(E_j(S, \tau_k) / D_1(S, \tau_k))}, \end{aligned} \quad (5)$$

$$E(S, \tau_k) = \{E_1(S, \tau_k), E_2(S, \tau_k), \dots, E_j(S, \tau_k)\}, \quad j = 1, \dots, n.$$

Із рівняння (5) можна визначити вирішальне правило класифікації стану обводів літака. Якщо відношення чисельника до знаменника лівої частини виразу (5) задовольняє нерівність

$$\frac{P(D_2(S, \tau_k) / E(S, \tau_k))}{P(D_1(S, \tau_k) / E(S, \tau_k))} > 1,$$

то приймається рішення щодо того, що за результатами класифікації система належить до вектора можливих класів  $D_2(S, \tau_k)$  у перетині  $\tau_k$ .

Під час класифікації аеродинамічного чи технічного стану ЛА і його устаткування із застосуванням методу Вальда можуть бути двоякі помилки. Помилка, що стосується вектора можливих класів  $D_1(S, \tau_k)$ , полягає в тому, що приймається рішення про перехід ЛА або його системи у вектор можливих класів  $D_2(S, \tau_k)$ , у той час, як система чи ЛА в цілому належить вектору можливих класів  $D_1(S, \tau_k)$ . Помилка, що відноситься до вектора можливих класів  $D_2(S, \tau_k)$ , за якою приймається рішення на користь  $D_1(S, \tau_k)$  у той час, як система (ЛА) належить вектору  $D_2(S, \tau_k)$ . Ці помилки можна віднести до розряду помилок першого роду в першому випадку і другому роді в другому випадку.

Тому можна стверджувати, що статистичний метод Вальда можна застосувати для вирішення завдання класифікації стану літака і його систем за наявності в них вузлів і агрегатів, що мають два виражені вектори можливих станів.

Для зниження кількості помилок першого і другого роду при класифікації станів ЛА і його систем можна скористатися теорією методів статистичних рішень. Зокрема для поодиначних пошкоджень пропонується класифікацію стану об'єкта проводити з використанням методів статистичних рішень за одним узагальненим параметром та мінімального ризику. При цьому узагальнений параметр  $U$  має максимально повно характеризувати стан поверхні літака чи його систем, а класифікація станів полягає у виборі такого граничного значення параметра  $U_0$ , щоб за ним можна було б розробити вирішальне правило переходів з вектора станів у вектор розв'язків, тобто

$$\left. \begin{array}{l} U \in E_1(S, \tau_k), \text{ при } U \leq U_0, \\ U \in E_2(S, \tau_k), \text{ при } U > U_0. \end{array} \right\} \quad (6)$$

З рис. 4 видно, що області  $f(U/D_1(S, \tau_k))$  і  $f(U/D_2(S, \tau_k))$  перетинаються, утворюючи дві області (заштриховані на рис. 4), тому принципово важко вибрати значення  $U_0$ , за якого вирішальне правило (6) не давало б помилкових рішень. Потрібно визначити оптимальне значення  $U_0$ .

Аналіз значень кривих на рис. 4 і вирішального правила (6) дозволяє зробити висновки, що з урахуванням помилкових рішень у дослідженнях будуть наявні події  $H_{11}$ ,  $H_{12}$ ,  $H_{21}$ ,  $H_{22}$ , що складають

повну групу несумісних подій:  $H_{11}$  – подія, яка полягає в тому, що стан системи належить вектору можливих класів  $D_1(S, \tau_k)$  і за результатами ідентифікації воно належить до  $D_1(S, \tau_k)$ ;  $H_{12}$  – подія, яка полягає в тому, що стан системи належить вектору  $D_1(S, \tau_k)$ , а за результатами ідентифікації належить до вектора  $D_2(S, \tau_k)$ ;  $H_{21}$  – подія, яка полягає в тому, що стан системи належить вектору  $D_2(S, \tau_k)$ , а за результатами ідентифікації належить до вектора  $D_1(S, \tau_k)$ ;  $H_{22}$  – подія, яка полягає в тому, що стан системи належить вектору  $D_2(S, \tau_k)$  і за результатами ідентифікації належить до вектора  $D_2(S, \tau_k)$ . Наведені ймовірності можна визначити:

$$\begin{aligned}
 P(H_{11}) &= P(D_1(S, \tau_k)) \int_{-\infty}^{U_0} f(U/D_1(S, \tau_k)) dU; \\
 P(H_{12}) &= P(D_1(S, \tau_k)) \int_{U_0}^{\infty} f(U/D_1(S, \tau_k)) dU; \\
 P(H_{21}) &= P(D_2(S, \tau_k)) \int_{-\infty}^{U_0} f(U/D_2(S, \tau_k)) dU; \\
 P(H_{22}) &= P(D_2(S, \tau_k)) \int_{U_0}^{\infty} f(U/D_2(S, \tau_k)) dU.
 \end{aligned}
 \tag{7}$$

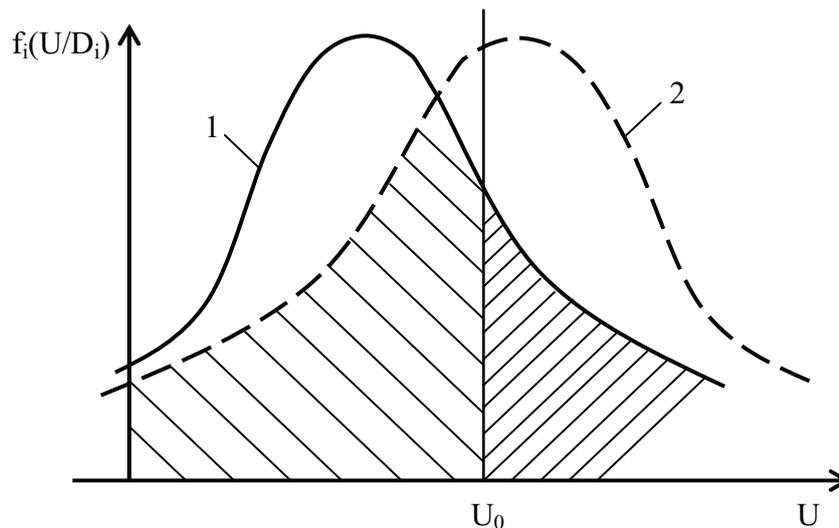


Рисунок 4 – Функції щільностей розподілу ймовірностей параметра у справному та відмовному станах: 1 –  $f_1(U/D_1(S, \tau_k))$ ; 2 –  $f_2(U/D_2(S, \tau_k))$ .

Крім того, кожна з чотирьох імовірнісних помилок має свою ціну  $C_{ij}$ . Очевидно, що якщо є помилки, то є і ризик їх появи. З

урахуванням виразів (7) неважко визначити середній ризик ідентифікації аеродинамічного і технічного стану ЛА і його систем:

$$\begin{aligned} \rho(D(S, \tau_k)) = & C_{11}P_1 \int_{-\infty}^{U_0} f(U/D_1(S, \tau_k))dU + \\ & + C_{12}P_1 \int_{U_0}^{\infty} f(U/D_1(S, \tau_k))dU + C_{21}P_2 \int_{-\infty}^{U_0} f(U/D_2(S, \tau_k))dU + \\ & + C_{22}P_2 \int_{U_0}^{\infty} f(U/D_2(S, \tau_k))dU, \end{aligned} \quad (8)$$

де  $P_1 = P(D_1(S, \phi_k))$ ,  $P_2 = P(D_2(S, \phi_k))$ .

Вираз (8) дозволяє знайти граничне значення узагальненого параметра  $U_0$  з умови мінімального середнього ризику. Для цього продиференціюємо його і прирівняємо похідну до нуля:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho(D(S, \tau_k))}{\partial U_0} = & C_{11}P_1 f(U/D_1(S, \tau_k)) - C_{12}P_1 f(U/D_1(S, \tau_k)) + \\ & + C_{12}P_2 f(U/D_2(S, \tau_k)) - C_{22}P_2 f(U/D_2(S, \tau_k)). \end{aligned} \quad (9)$$

Вираз (9) являє собою умову екстремуму середнього ризику. Перепишемо його у вигляді:

$$\frac{f(U/D_1(S, \tau_k))}{f(U/D_2(S, \tau_k))} = \frac{C_{21} - C_{22}}{C_{12} - C_{11}} \cdot \frac{P_2}{P_1}. \quad (10)$$

З аналізу виразу (10) випливає, що він визначає два значення  $U_0$ , однак тільки одне з них відповідає мінімальному значенню середнього ризику  $\rho(D(S, \tau_k))$ . Для його визначення візьмемо другу похідну і, щоб результат дійсно відповідав мінімуму  $\rho(D(S, \tau_k))$ , запишемо умову його одержання

$$\frac{\partial^2 \rho(D(S, \tau_k))}{\partial U_0^2} > 0, \text{ чи } \frac{f'(U/D_1(S, \tau_k))}{f'(U/D_2(S, \tau_k))} = \frac{C_{21} - C_{22}}{C_{12} - C_{11}} \cdot \frac{P_2}{P_1} > 0. \quad (11)$$

Із рівняння (11) можна вивести вирішальне правило переходу з вектора станів у вектор розв'язків, ідентифікуючи аеродинамічний чи технічний стан ЛА і його системи:

$$U \in E_1(S, \tau_k), \text{ якщо } \frac{f(U/E_1(S, \tau_k))}{f(U/E_2(S, \tau_k))} > \frac{C_{21} - C_{22}}{C_{12} - C_{11}} \cdot \frac{P_2}{P_1};$$

$$U \in E_2(S, \tau_k), \text{ якщо } \frac{f(U/E_1(S, \tau_k))}{f(U/E_2(S, \tau_k))} < \frac{C_{21} - C_{22}}{C_{12} - C_{11}} \cdot \frac{P_2}{P_1}.$$

### Висновок

Таким чином, в результаті проведеного в роботі аналізу імовірнісних методів розпізнавання для виявлення пошкоджень поверхні літака можна зробити наступні висновки:

- при одиночних пошкодженнях зовнішнього обводу літака, коли мають місце два стійкі стани, доцільно застосовувати статистичний метод Вальда, який на відміну від методу Баєса не обмежує кількість можливих переходів з вектора станів у вектор рішень;
- застосовуючи методи статистичних рішень можна вибрати значення визначального узагальненого параметра з умов мінімального середнього ризику.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Ищенко С.А., Давидов А.Р. Разработка методов контроля и диагностики аэродинамического состояния судов ГА. – К.: Знание, 1990. – 44 с.
2. Казак В.М., Гальченко С.М. Діагностування аеродинамічної поверхні літальних апаратів // Вісн. НАУ. – 2002. – № 4. – С. 46-49.
3. Казак В.М., Зюзько А.К. Основи експрес-діагностування: Навч. посібник. – К.: НАУ, 2005. – 184 с.
4. Касьянов В.А., Ударцев Е.П. Определение характеристик воздушных судов методами идентификации. – М.: Машиностроение, 1988. – 176 с.
5. Кузьмин В.Ф. Обеспечение Требований к аэродинамическим обводам самолета в авиационном производстве. – М.: Машиностроение, 2002. – 272 с.