

Ларін В. Ю.

ТЕХНОЛОГІЯ ПЕРЕДПОЛЬОТНОЇ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ДІАГНОСТИКИ ДВИГУНІВ БЕСПІЛОТНИХ ЛІТАКІВ

У статті наведено процедури технології передпольотної діагностики стану двигунів безпілотних літальних апаратів, яка передбачає первинну процедуру створення акустичного та вібраційного паспорту двигуна, що дозволить суттєво скоротити час виявлення несправностей при безпосередньо передпольотній підготовці літака.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, двигун, віброакустичний сигнал, інформативні частоти, система ознак.

1. Актуальність дослідження

Сектор безпілотної авіації є одним із таких, що найбільш активно розвиваються. Серед шляхів підвищення ефективності безпілотних літальних апаратів (БПЛА) є подальше удосконалення апаратури та алгоритмів систем автоматичного керування та навігаційних систем, що дозволить підвищити точність виконання поставлених перед БПЛА складних завдань. Не менш вагомим фактором розвитку сектору безпілотної авіації є розроблення безпілотних повітряних суден низької вартості (так званих low-cost систем). Фактор зниження собівартості безпілотного літака застосовують до усіх його складових частин: безпосередньо літака та його навігаційної системи і системи автоматичного керування, які разом реалізують функцію автопілоту. Це стосується також і такого важливого пристрою як двигун літака.

В сучасних безпілотних літаках застосовують переважно економічні високонадійні електродвигуни [1].

Але двигун, як будь який механічний агрегат підлягає дії шкідливих факторів: зношування, погіршення електромагнітних властивостей та інших. Окрім того, двигун є потужним джерелом акустичних, електромагнітних, вібраційних завад, які здатні впливати на функціонування навігаційного обладнання. Через те діагностика його стану є вельми актуальним завданням.

2. Мета дослідження

Метою запропонованого дослідження є визначення процедур розпізнавання електромагнітного портрету двигуна безпілотного літака та на основі цього портрету визначення вібраційних й акустичних образів двигуна безпілотного літального апарату для реалізації експрес-діагностики його стану при перед польотної підготовці.

3. Аналіз літературних джерел

Двигун безпілотного літального апарату повинен бути достатньо легким з точки зору ваги, економічним та надійним у роботі, адже припинення його функціонування призведе до падіння і відповідно руйнування всього літального апарату. На рис. 1 наведено двигун фірми AXI [2] який можна використовувати для безпілотних літаків.

При діагностиці електромеханічних об'єктів використовують цифрову обробку сигналу, що заснована на спектральному аналізі.

Описано методи діагностики технічних об'єктів заснований на визначенні ексцесу, пік-фактора [3]. Розпізнавання стану об'єкта й вузла здійснюється на основі зіставлення інформативних частот з порогом. Недоліком цього способу є те, що дефекти виявляються тільки на певній стадії, аналізується тільки вібросигнал і не використовуються інтелектуальні технології (нейромережі, нечітка логіка, генетичні алгоритми), а також показники якості для оцінки проведеного аналізу.



Рис. 1. Двигун AXI 4312/20

4. Завдання дослідження

Таким чином, завдання діагностики полягає у створенні процедур технології діагностики двигуна, яка передбачає вдосконалення розпізнавання акустичних образів та вібраційних сигналів за рахунок використання нейромереж, нечіткої логіки, генетичного алгоритму, експертної системи. Дана технологія забезпечує підвищення точності, надійності й швидкодії діагностики стану двигунів.

5. Викладення основного матеріалу

Як ознаки акустичного або вібраційного сигналу для діагностики вузлів двигуна обираються інформативні частоти [4], що отримані за наступною методикою [5].

Процедура 1 — Обчислення множини частот дефектації K_j, K_{jr}

$$K_1 = \bigcup_{r=1}^4 K_{1r}, \quad K_{11} \subset \left\{ l \cdot \frac{f_1}{m} \right\}, \quad K_{12} \subset \left\{ l \cdot \frac{f_4}{m} \right\},$$

$$K_{13} \subset \left\{ l \cdot \frac{f_5}{m} \right\}, \quad K_{14} \subset \left\{ l \cdot \frac{f_6}{m} \right\}, \quad K_2 \subset \left\{ l \cdot \frac{f_1}{m} \right\},$$

$$K_3 \subset \left\{ l \cdot \frac{f_7}{m} \right\}, \quad K_4 \subset \left\{ l \cdot \frac{f_8}{m} \right\}, \quad l, m \in \aleph,$$

де \aleph — множина натуральних чисел, f_i — інформативні частоти (табл. 1), r — номер класу деталей вузлів, j —

номер класу вузла, l – номер гармоніки ($m=1$) або субгармоніки ($m > 1$),

$$j = \begin{cases} 1, & \text{підшипник ковзання;} \\ 2, & \text{підшипник ковзання;} \\ 3, & \text{редуктор/зубчата муфта;} \\ 4, & \text{лопатковий апарат;} \end{cases}$$

$$r = \begin{cases} 1, & \text{зборка вузла;} \\ 2, & \text{зовнішнє кільце;} \\ 3, & \text{внутрішнє кільце;} \\ 4, & \text{тіла качення.} \end{cases}$$

Процедура 2 – Обчислення спектра $A^{up}(k)$ акустичного сигналу $x^p(n)$ для кожної p -ї реалізації експерименту на вузлах за допомогою:

– прямого дискретного перетворення Фур'є (ДПФ)

$$X^p(k) = \sum_{n=0}^{N-1} x^p(n) e^{-j(2\pi/N)nk}, \quad k \in \overline{0, N-1},$$

$$A^p(k) = |X^p(k)|, \quad k \in \overline{0, N-1},$$

де N – довжина сигналу;

– прямого дискретного вейвлет перетворення (ДВП) [6]

$$d_{lm} = a_0^{1/2} \sum_{n=0}^{N/2^{l-1}-1} c_{l-1,n} g_{n+2m},$$

$$c_{lm} = a_0^{1/2} \sum_{n=0}^{N/2^{l-1}-1} c_{l-1,n} h_{n+2m}, \quad c_{0n} = x^p(n),$$

$$A^{2^l p}(k) = \begin{cases} c_{Lm}, & k = m \wedge m \in \overline{0, N/2^{l-1}-1}; \\ d_{lm}, & k = N/2^l + m \wedge m \in \overline{0, N/2^{l-1}-1} \wedge l \in \overline{1, L}, \end{cases}$$

$$m \in \overline{0, N/2^{l-1}-1},$$

де c_{lm} , d_{lm} – коефіцієнти ДВП, які апроксимують і деталізують, L – кількість рівнів розкладання.

Процедура 3 – Локалізація максимумів у спектрі $A^{up}(k)$

$$\hat{A}^{up}(k) = \begin{cases} A^{up}(k), & A^{up}(k-1) < A^{up}(k) > A^{up}(k+1); \\ 0, & \text{інакше,} \end{cases}$$

$$u \in \overline{1, 2}.$$

Процедура 4 – Граничні обмеження в спектрі $\hat{A}^{up}(k)$

$$\bar{A}^{up}(k) = \begin{cases} \hat{A}^{up}(k), & \hat{A}^{up}(k) > T; \\ 0, & \text{інакше,} \end{cases}$$

$$T = \frac{\sum_{k=0}^N \hat{A}^{up}(k)}{\sum_{k=0}^N |\text{sign}(\hat{A}^{up}(k))|} \quad \text{– поріг, } u \in \overline{1, 2}.$$

Процедура 5 – Обмеження по множинам частот дефектації

– для вузлів

$$q^{up}(k) = \begin{cases} \bar{A}^{up}(k), & \bar{A}^{up}(k) > 0 \wedge k \in K_j; \\ 0, & \text{інакше,} \end{cases} \quad u \in \overline{1, 2};$$

– для деталей вузлів

$$q^{up}(k) = \begin{cases} \bar{A}^{up}(k), & \bar{A}^{up}(k) > 0 \wedge k \in K_{jr}; \\ 0, & \text{інакше,} \end{cases} \quad u \in \overline{1, 2}.$$

У результаті формуються наступні системи ознак вузла й деталі вузла

$$Q^{up} = (q^{up}(0), \dots, q^{up}(N-1)).$$

Визначення частот вузлів та їхніх елементів наведено у табл. 1.

Таблиця 1

Визначення інформативних частот вузлів й їхніх елементів

Частота	Методи визначення частот
обертання робочого органа f_1 , Цц	$f_1 = \frac{\beta_1}{60}$, де β_1 – частота обертання робочого органа в об/хв
обертання сепаратора щодо зовнішнього кільця f_2 , Цц	$f_2 = \frac{\left(1 - \frac{\beta_5}{D_0} \cos \phi\right)}{2} f_1$, $\phi = \beta_2 \frac{\pi}{180}$, $D_0 = \frac{\beta_5 + \beta_4}{2}$, де β_2 – кут контакту тіл обертання з підшипником у градусах, β_3 – посадковий розмір зовнішнього кільця в мм, β_4 – посадковий розмір внутрішнього кільця в мм, β_5 – діаметр тіла качення в мм
обертання сепаратора щодо внутрішнього кільця f_3 , Цц	$f_3 = \frac{\left(1 + \frac{\beta_5}{D_0} \cos \phi\right)}{2} f_1$, $\phi = \beta_2 \frac{\pi}{180}$, $D_0 = \frac{\beta_5 + \beta_4}{2}$
перекочування тіл качення по зовнішньому кільцю f_4 , Цц	$f_4 = f_2 \cdot \beta_6$, де β_6 – кількість тіл качення
перекочування тіл качення по внутрішньому кільцю f_5 , Цц	$f_5 = f_3 \cdot \beta_6$
обертання тіл качення навколо своєї осі f_6 , Цц	$f_6 = \frac{D_0}{\beta_5} \left(1 - \frac{\beta_5^2}{D_0^2} \cos^2 \phi\right) f_1$, $\phi = \beta_2 \frac{\pi}{180}$, $D_0 = \frac{\beta_5 + \beta_4}{2}$
зубчастого зачеплення f_7 , Цц	$f_7 = f_1 \cdot \beta_7$, де β_7 – кількість зубів зубчатої муфти або редуктора
обертання лопаткового апарата f_8 , Цц	$f_8 = f_1 \cdot \beta_8$, де β_8 – кількість лопаток

Як ознаки акустичного або вібраційного сигналу довжиною N для діагностики об'єкта вибирають середньоквадратичне значення, пік-фактор й ексцес [7], які виділяють за допомогою наступної методики [5]:

Процедура 6 – Обчислення спектра $B^p(k)$ акустичного сигналу $x^p(n)$ для кожної p -ї навчальної реалізації вузлів за допомогою прямого ДПФ:

$$X^p(k) = \sum_{n=0}^{N-1} x^p(n) e^{-j(2\pi/N)nk}, \quad k \in \overline{0, N-1},$$

$$B^p(k) = |X^p(k)|, \quad k \in \overline{0, N-1},$$

де N – довжина сигналу.

Процедура 7 – Виділення смуги спектра сигналу на основі частотних діапазонів для об'єкта $[k1, k2]$ та його вузла $[k1_j, k2_j]$:

$$\tilde{B}^p(k) = \begin{cases} B^p(k), & k1 \leq k \leq k2 \\ 0, & \text{інакше,} \end{cases}$$

$$k1 = \min_j(k1_j), \quad k2 = \max_j(k2_j),$$

$$\tilde{B}_j^p(k) = \begin{cases} B^p(k), & k1_j \leq k \leq k2_j \\ 0, & \text{інакше.} \end{cases}$$

Процедура 8 – Обчислення зворотного перетворення Фур'є:

$$\tilde{B}^p(n) = \frac{1}{N} \sum_{k=0}^{N-1} \tilde{B}^p(k) e^{j(2\pi/N)nk}, \quad n \in \overline{0, N-1},$$

$$\tilde{B}_j^p(n) = \frac{1}{N} \sum_{k=0}^{N-1} \tilde{B}_j^p(k) e^{j(2\pi/N)nk}, \quad n \in \overline{0, N-1}.$$

Процедура 9 – Обчислення середньоквадратичного значення (СКЗ), пік-фактору й експесу:

– для об'єктів

$$q^{3p}(0) = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} (\tilde{B}^p(n))^2},$$

$$q^{3p}(1) = \frac{\max_{n \in \overline{0, N-1}} \tilde{B}^p(n)}{\tilde{B}^p(1)},$$

$$q^{3p}(2) = \frac{\mu_4}{\mu_2^2} - 3,$$

$$\mu_4 = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} \left(\tilde{B}^p(n) - \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} \tilde{B}^p(n) \right)^4,$$

$$\mu_2^2 = \left(\frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} \left(\tilde{B}^p(n) - \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} \tilde{B}^p(n) \right) \right)^2,$$

– для вузлів об'єктів

$$q^{3p}(0) = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} (\tilde{B}_j^p(n))^2},$$

$$q^{3p}(1) = \frac{\max_{n \in \overline{0, N-1}} \tilde{B}_j^p(n)}{\tilde{B}_j^p(1)},$$

$$q^{3p}(2) = \frac{\mu_{4j}}{\mu_{2j}^2} - 3,$$

$$\mu_{4j} = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} \left(\tilde{B}_j^p(n) - \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} \tilde{B}_j^p(n) \right)^4,$$

$$\mu_{2j}^2 = \left(\frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} \left(\tilde{B}_j^p(n) - \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} \tilde{B}_j^p(n) \right) \right)^2.$$

У результаті формують наступні системи ознак об'єкта й вузлів об'єкта

$$Q^{3p} = (q^{3p}(0), q^{3p}(1), q^{3p}(2)).$$

Вектори ознак Q^{up} формують для кожної i -ї зони вібрації [7]

$$i = \begin{cases} 1, & \text{зона А;} \\ 2, & \text{зона В;} \\ 3, & \text{зона С;} \\ 4, & \text{зона D.} \end{cases}$$

Розпізнавання стану об'єкта й вузла виробляють на основі відповідної нечіткої мережі [5, 8], яка обчислює номер зони вібрації й представлена у вигляді

$$f_u(\mathbf{x}) = \arg \max_i \min_k \left(\exp \left[- \left(\frac{x_k - m_{uik}}{\sigma_{uik}} \right)^2 \right] \right), \quad i \in \overline{1, 4}, \quad k \in \overline{1, N},$$

де m_{uik} – математичне очікування чисельного значення k -ї компоненти u -го вектора ознак для об'єкта або вузла в i -ї зони вібрації,

$$m_{uik} = \frac{1}{P} \sum_{p=1}^P q^{up}(k), \quad k \in \overline{1, N},$$

σ_{uik} – середньоквадратичне відхилення чисельного значення k -ї компоненти вектора ознак для об'єкта або вузла в i -ї зони вібрації,

$$\sigma_{uik} = \sqrt{\frac{1}{P} \sum_{p=1}^P (q^{up}(k))^2 - (m_{uik})^2}, \quad k \in \overline{1, N},$$

x_k – k -а компонента вектора ознак.

Обирають наступні показники якості розпізнавання акустичних [9] або вібраційних сигналів:

1. Критерій швидкодії, що для даного випадку означає вибір такої кількості нейронів першого й другого шару, що доставляють мінімум часу розпізнавання по нейромережі.

$$F = T \rightarrow \min_{N^{(1)}, N^{(2)}}.$$

2. Критерій надійності, що для даного випадку означає вибір таких значень компонент еталонів, які доставляють максимум імовірності правильного розпізнавання (відносини кількості неправильно розпізнаних станів вузла або деталі по моделі (нейромережі) до їхньої загальної кількості).

$$F = \frac{1}{P} \sum_{p=1}^P I(f_u(x_p), d_p) \rightarrow \max_{m_{ui}, \sigma_{ui}},$$

$$I(a, b) = \begin{cases} 1, & a = b; \\ 0, & a \neq b, \end{cases}$$

де d_p – бажані виходи, P – кількість тестових реалізацій.

3. Критерій точності, що для даного випадку означає вибір таких значень компонент еталонів, які доставляють мінімум середньоквадратичної помилки (різниця виходу по нейромережі та бажаного виходу).

$$F = \frac{1}{P} \sum_{p=1}^P (f_u(x_p) - d_p)^2 \rightarrow \min_{m_{ui}, \sigma_{ui}}.$$

Для зменшення трудомісткості адаптації чисельних значень компонент векторів m_{ui} , σ_{ui} у роботі використовують генетичний алгоритм, що містить у собі наступні блоки [10]:

1. Подання особин і створення вихідної популяції — як особина популяції з речовинними генами, виступають чисельні значення компонентів еталонів.

2. Фітнес-функція — критерій надійності.

3. Оператор репродукції — пропорційний відбір.

4. Оператор кросинговеру — дискретна рекомбінація.

5. Оператор мутації — алгоритм імітації опалювання.

6. Оператор редукції — селекційна схема.

Далі формують набір правил експертної системи для чого використовують результати нейромережевого розпізнавання стану об'єктів і вузлів і представляють у вигляді:

$$i \in M_d \wedge f_u(\mathbf{x}) = i \rightarrow q = 1 \wedge \Pi_i = E_i,$$

$$i \notin M_d \wedge f_u(\mathbf{x}) = i \rightarrow q = 0,$$

де Π_i — паспорт об'єкта або його вузла в i -й зоні; M_d — множина номерів припустимих зон вібрації, $M_d = \{1, 2\}$; q — стан об'єкта або його вузла ($q = 1$ — об'єкт або вузол справний, $q = 0$ — об'єкт або вузол не справний).

Застосування даної технології забезпечує підвищення точності, надійності й швидкодії діагностики стану двигунів.

Таким чином, після прийняття рішення про встановлення на літак двигуна за допомогою вказаних процедур інтелектуальної діагностики на дослідних стендах формують акустичний або вібраційний паспорт двигуна, який буде вважатися еталоном. У подальшому, при перед польотних випробуваннях зіставляють поточні вібраційні та акустичні дані за даними паспорта об'єкта та діагностують наявність порушень у його роботі.

6. Висновки

Первинними процедурами технології передпольотної діагностики передбачено вимірювання для кожного вузла акустичних та (або) вібраційних сигналів, які характеризують його технічний номінальний стан. Далі настає черга процедур перетворення сигналів у вектори ознак за допомогою дискретного Фур'є- або вейвлет-перетворення; і на основі отриманих векторів ознак формування еталонів, які використовують як усереднену характеристику його технічного стану. Після цього використовують процедури адаптації структури нечіткої нейромережі, за допомогою якої розпізнають стан об'єкта. Далі виконують обчислення за допомогою генетичного алгоритму параметрів нейромережі й уточнення значення еталонів з урахуванням заданих показників якості. потім задають правила бази знань експертної системи, за допомогою яких визначають номінальний стан вузлів й об'єкта в цілому й формують їх паспорт. На стадії експлуатації двигуна вимірюють і перетворюють акустичний або

вібраційний сигнал до вектора ознак; який зіставляють із паспортними даними вузлів й об'єктів за допомогою нейромережі; після чого на основі застосування правил експертної системи за результатами розпізнавання приймають рішення про стан об'єкта.

Крім того, отримані дані акустичних та вібраційних паспортів можуть бути використані при аналізі впливу роботи двигуна на показники навігаційних перетворювачів, зокрема на показання, наприклад, магнітометричного датчика курсу. Ці дані можуть використовуватися для інтелектуальної фільтрації завад корисного сигналу курсового перетворювача.

Література

1. Mahmood, M. M. UAV Autopilot Design for the AUVSI, UAS International Competition [Текст] / M. M. Mahmood, M. S. Chowdhury // Proceedings of the ASME IDETC/CIE 2009. — 2009. — pp. 1–9.
2. AXI model motors [Електронний ресурс] / RCEcho. — Режим доступу: \www/ URL : http://www.rcecho.com/AXI/?page=2. — 15.03.2013.
3. Jain, A. K. Statistical pattern recognition: a review [Текст] / A. K. Jain, R. P. W. Duin, J. Mao // IEEE Trans. Pattern Anal. Machine Intell. — 2000. — Vol. 22. — pp. 4–37.
4. Shannon, B. J. A comparative study of filter bank spacing for speech recognition [Текст] / B. J. Shannon, K. K. Paliwal // Proc. of Microelectronics engineering research conference. — Brisbane, 2003. — pp. 310–312.
5. Федоров, Е. Е. Методики інтелектуальної діагностики [Текст] / Е. Е. Федоров. — Донецьк: изд-во «Ноулідж», 2010. — 303 с.
6. Daubechies, I. Ten lectures on wavelets [Текст] / I. Daubechies. — Philadelphia, SIAM. — 1992. — 343 p.
7. Kasuriya, S. Comparative Study of Continuous Hidden Markov Models (CHMM) and Artificial Neural Network (ANN) on Speaker Identification System [Текст] / S. Kasuriya, C. Wutiw-watchai, C. Tanprasert // Nectec Technical Journal. — 2001. — Vol. 3, № 12. — pp. 200–205.
8. Huang, S. Use of Neural Fuzzy Networks with Mixed Genetic / Gradient Algorithm in Automated Vehicle Control [Текст] / S. Huang, W. Ren // IEEE Transactions On Industrial Electronics. — 1999. — Vol. 46. — № 6. — pp. 1090–1102.
9. Reccione, M. C. The enhanced variable rate coder: Toll quality speech for CDMA [Текст] / M. C. Reccione // Int. J. of Speech Technology. — 1999. — № 2. — pp. 305–315.
10. Патент 67742 Україна, МПК МПК8 G01N 21/3 Спосіб інтелектуальної діагностики виробничих об'єктів. Федоров Є. Є., Ларін В. Ю., Харченко В. П., Купцова К. Ю., Чичикало Н. І. — № u201107221; Заявл. 09.06.2011; Опубл. 01.03.12, Бюл. № 5. — 10 с.

ТЕХНОЛОГИЯ ПРЕДПОЛЕТНОЙ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ДИАГНОСТИКИ ДВИГАТЕЛЕЙ БЕСПИЛОТНЫХ САМОЛЕТОВ

В статье описаны процедуры технологии предполетной диагностики состояния двигателей беспилотных летательных аппаратов, предусматривающей первичную процедуру создания акустического и вибрационного паспорта двигателя, что позволит существенно сократить время обнаружения неисправностей при предполетной подготовке самолета.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, двигатель, виброакустический сигнал, информативные частоты, система признаков.

Ларін Віталій Юрійович, доктор технічних наук, професор, кафедра аеронавігаційних систем, Національний авіаційний університет, e-mail: vjlarin@gmail.com.

Ларин Виталий Юрьевич, доктор технических наук, профессор, кафедра аэронавигационных систем, Национальный авиационный университет.

Larin Vitaliy, National Aviation University, e-mail: vjlarin@gmail.com