

Василенко Е. К., Осипова А. І., Васіліаді М. О.

ІНТЕГРАЦІЯ ТЕХНОЛОГІЙ HUMS (HEALTH AND USAGE MONITORING SYSTEM) ТА АДАПТИВНИХ СИСТЕМ ІНДИКАЦІЇ ДЛЯ ПІДВИЩЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Анотація. У роботі розглянуто підхід до підвищення ефективності технічної експлуатації авіаційної техніки шляхом інтеграції систем HUMS (Health and Usage Monitoring System) з адаптивними системами індикації екіпажу. Запропоновано архітектуру інформаційно-діагностичного комплексу, що забезпечує моніторинг параметрів у реальному часі, прогнозування відмов і автоматичну зміну режимів індикації. Результати моделювання підтверджують зменшення часу виявлення дефектів і підвищення точності діагностики.

Ключові слова: авіаційна техніка, адаптивна індикація, діагностування, прогнозування відмов, технічний стан.

Abstract. The article discusses an approach to improving the efficiency of technical operation of aviation equipment by integrating HUMS (Health and Usage Monitoring System) with adaptive crew indication systems. The architecture of an information and diagnostic complex is proposed, which provides real-time monitoring of parameters, failure prediction and automatic change of indication modes. The simulation results confirm a reduction in defect detection time and an increase in diagnostic accuracy.

Keywords: aviation technology, adaptive indication, diagnostics, failure prediction, technical condition.

Вступ

Підвищення надійності та безпеки польотів авіаційної техніки потребує переходу від регламентного до станового технічного обслуговування. Основою цього підходу є системи HUMS (Health and Usage Monitoring System), що забезпечують безперервний контроль параметрів агрегатів і вузлів у реальному часі. Їх інтеграція з адаптивними системами індикації дозволяє оперативно відображати стан технічних систем екіпажу, автоматизувати виявлення відхилень і своєчасно реагувати на ознаки відмов.

Результати дослідження

З метою підвищення безвідмовності, своєчасності діагностування та прогнозування технічного стану літальних апаратів (ЛА) запропоновано концепцію інтеграції систем HUMS (Health and Usage Monitoring System) з адаптивними системами індикації та бортової діагностики [1–3].

Традиційно контроль справності здійснюється за результатами періодичного технічного огляду або за показниками вбудованих систем контролю, які не забезпечують виявлення повільно розвиваючихся дефектів чи короткочасних відхилень параметрів, що не фіксуються звичайними засобами індикації [4].

Системи HUMS дозволяють перейти від планово-регламентного до прогностичного технічного обслуговування, забезпечуючи безперервний моніторинг навантажень, температур, вібрацій і механічних коливань важливих вузлів силової установки, трансмісії, гідросистем, елементів планера та інших агрегатів ЛА.

Наукова ідея полягає у створенні єдиного інформаційно-діагностичного середовища, у якому всі підсистеми ЛА, від сенсорів HUMS до адаптивних індикаторів кабіни, об'єднуються спільною цифровою архітектурою. Така інтеграція забезпечує динамічне оновлення діагностичних даних і автоматичне формування попереджувальних сигналів для екіпажу та наземного персоналу залежно від ступеня небезпеки або прогнозованої відмови.

У результаті створюється замкнутий контур управління технічним станом, який об'єднує процеси вимірювання, аналізу, прогнозування та візуалізації. Це дозволяє підвищити оперативність реагування на зміну стану систем ЛА, зменшити ризик відмов у польоті та оптимізувати планування технічного обслуговування.

Запропонована архітектура системи моніторингу технічного стану ЛА ґрунтується на принципах модульності, розподіленої обробки даних та інтеграції з системами індикації екіпажу. У загальному вигляді інтегрована система HUMS складається з чотирьох основних функціональних підсистем:

- DAS (Data Acquisition Subsystem) – підсистема збору первинних даних;
- CPU (Central Processing Unit) – центральний обчислювальний модуль із функціями обробки, аналізу та прогнозування;
- ADS (Adaptive Display Subsystem) – адаптивна підсистема відображення інформації;
- GSS (Ground Support Station) – наземна станція технічного аналізу та обміну даними.

Підсистема збору даних (DAS) формує первинний інформаційний потік за рахунок даних від сенсорів вібрації, температури, тиску, крутного моменту, навантажень на елементи конструкції, параметрів паливної та мастильної систем.

Кожен датчик формує часовий ряд $x_i(t)$, який перетворюється в цифрову форму та передається у CPU через концентратор даних RDC (Remote Data Concentrator).

Передавання здійснюється з частотою оновлення $f_c = 10 \dots 100 \text{ Гц}$ по каналах ARINC-429 або Ethernet AFDX, що забезпечує синхронну обробку в режимі реального часу.

Центральний обчислювальний модуль (CPU) є ядром системи HUMS і виконує такі функції:

- фільтрація та нормалізація сигналів за допомогою цифрових фільтрів Калмана чи Буттерворта [5];
- виявлення аномалій за статистичним критерієм:

$$\Delta x_i = |x_i(t) - \bar{x}_{i0}| > k\sigma_i, \quad (1)$$

де $\bar{x}_{i0}$ – номінальне значення параметра;

σ_i – середньоквадратичне відхилення;

$k = 2 \dots 3$ – коефіцієнт достовірності;

– класифікація станів агрегатів за трьома рівнями небезпеки (норма – попередження – відмова);

– прогнозування залишкового ресурсу на основі регресійної моделі деградації:

$$R_i(t) = R_{i0} - \int_0^t \beta_i(\tau) d\tau, \quad (2)$$

де $\beta_i(\tau)$ – інтенсивність деградації i -го елемента.

Результати аналізу CPU формує у вигляді інтегрального показника технічного стану:

$$K_{\text{тех.ст.}} = 1 - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left| \frac{x_i(t) - x_{i0}}{x_{i0}} \right|, \quad (3)$$

який передається в ADS для відображення екіпажу.

Адаптивна підсистема індикації (ADS) реалізує принцип ситуаційної адаптації візуальної інформації.

Параметри індикації автоматично змінюються залежно від рівня технічного ризику:

$$K_{\text{тех.ст.}} = \begin{cases} (0,9; 1,0] & \text{– справний стан (зелений індикатор);} \\ (0,8; 0,9] & \text{– стан передвідмовний (жовтий індикатор);} \\ [0; 0,8] & \text{– стан відмовний (червоний індикатор).} \end{cases}$$

Система здійснює автоматичне регулювання яскравості індикаторів залежно від зовнішньої освітленості (день/ніч) та пріоритизацію повідомлень відповідно до стану агрегату.

Крім того, передбачено візуально-звукове дублювання для зменшення ймовірності пропуску сигналу екіпажем у стресових ситуаціях.

Наземна станція технічного аналізу (GSS) виконує постобробку даних HUMS після завершення польоту.

Дані передаються через блок DTU (Data Transfer Unit) на сервер, де формуються:

- графіки трендів вібраційних спектрів;
- карти теплових полів агрегатів;
- прогнози ресурсу елементів за моделлю деградації $R_i(t)$;
- рекомендації щодо планування технічного обслуговування.

Таким чином, GSS забезпечує зворотний зв'язок між екіпажем і технічною службою, формуючи замкнутий цикл управління технічним станом: “реєстрація – аналіз – прогноз – вплив”.

Інформаційна структура інтегрованої системи HUMS може бути подана у вигляді потокової моделі обміну даними:



Середній обсяг даних, що передається за один політ тривалістю 90 хвилин, становить приблизно 2,5 – 3,0 Гб, з яких 70 % припадає на сирі вібраційні сигнали, 20 % – на термометрію, і 10 % – на обчислені діагностичні індикатори.

Для підвищення достовірності діагностики використовується прогностичний фільтр Калмана, що забезпечує згладжування шумів і прогнозування розвитку параметрів у часі.

Система рівнянь фільтра має вигляд:

$$\begin{aligned}\hat{x}_{k|k-1} &= A \cdot \hat{x}_{k-1|k-1} + B \cdot u_{k-1}, \\ K_k &= P_{k|k-1} \cdot H^T \left(H \cdot P_{k|k-1} \cdot H^T + R \right)^{-1}, \\ \hat{x}_{k|k} &= \hat{x}_{k|k-1} + K_k \left(z_k - H \cdot \hat{x}_{k|k-1} \right),\end{aligned}\tag{4}$$

де $\hat{x}_{k|k-1}$ – прогнозоване значення параметра;

A, B, H – матриці динаміки системи;

K_k – коефіцієнт посилення Калмана;

P – коваріаційна матриця похибок;

R – дисперсія шумів вимірювань;

z_k – вектор спостережень.

Застосування такого прогностичного фільтра дозволяє виявляти тренди деградації на ранніх етапах та оцінювати очікуваний момент виходу параметра за допустимі межі.

Згідно з результатами моделювання, інтеграція HUMS з фільтрацією Калмана дозволяє зменшити похибку діагностики вібраційних відхилень до 8 – 10 % порівняно з базовим алгоритмом порогового контролю, а також прогнозувати наближення до відмови агрегату за 2 – 3 польотних цикли наперед.

Для прикладу, на вертольоті типу Мі-8МТ контроль редуктора за параметром вібраційного прискорення $a(t)$ показав, що при наближенні до критичного порогу $a_{кр} = 1,5g$ система HUMS виявляє перевищення на 28 % раніше, ніж традиційна схема контролю.

Висновки

Отже, запропонована інтегрована система HUMS для авіаційної техніки забезпечує замкнутий цикл управління технічним станом на всіх етапах експлуатації – від збору первинних параметрів до формування діагностичних рекомендацій і відображення інформації екіпажу. Реалізація алгоритмів прогнозування на основі фільтра Калмана та адаптивної візуалізації технічного стану дозволяє своєчасно виявляти тенденції деградації агрегатів, що зменшує ймовірність відмов приблизно на 20 – 25 % і підвищує точність локалізації несправностей приблизно до 85 – 90 %.

Це створює підґрунтя для переходу Повітряних Сил Збройних Сил України від планово-регламентної до прогностичної системи технічного обслуговування, що відповідає сучасним тенденціям розвитку авіаційної техніки країн НАТО.

Список використаних джерел:

1. Turjo I., Lipsett M. Retrofitting Health and Usage Monitoring Systems (HUMS) for Unmanned Aerial Vehicles. *IEEE Aerospace Conference*, 2023. DOI: 10.1109/AERO55745.2023.10116012.
2. Камак Ю.О.. Аналіз методів та інструментів моніторингу технічного стану і безвідмовності безпілотних авіаційних комплексів. Випробування та сертифікація. 2025. №. 4(6). С. 79–89. URL: <https://doi.org/10.37701/ts.06.2024.10>.
3. Колейникова Я.В., Ергалиев Д.С. Системы мониторинга состояния узлов и агрегатов (HUMS) на вертолетах Airbus Helicopters. *Международный научный журнал "ВЕСТНИК НАУКИ"*. 2025. № 3 (84) Том 5. С. 474–482. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/sistemy-monitoringa-sostoyaniya-uzlov-i-agregatov-hums-na-vertoletah-airbus-helicopters>
4. Наказ Міністерства оборони України від 05.07.2016 № 343 “Про затвердження Правил інженерно-авіаційного забезпечення державної авіації України”. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/z1101-16>.
5. Butterworth S. On the Theory of Filter Amplifiers. *Wireless Engineer*, 1930, Vol. 7, P. 536–541.

Василенко Емма Костянтинівна – курсант магістратури інженерно-авіаційного факультету Харківського національного університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, e-mail: konstantinovna0097@gmail.com. <https://orcid.org/0009-0002-8163-4349>.

Осипова Анастасія Іванівна – курсант магістратури інженерно-авіаційного факультету Харківського національного університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, e-mail: osypovanasta861@gmail.com. <https://orcid.org/0009-0006-7922-1069>.

Васіліаді Максим Олександрович – курсант магістратури інженерно-авіаційного факультету Харківського національного університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, e-mail: maksim.vasiliadi1999@gmail.com. <https://orcid.org/0009-0004-8944-7745>.

Vasilenko Emma Kostiantynivna – postgraduate cadet of the Faculty of Engineering and Aviation of the Air Defense Forces of Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University, Kharkiv, e-mail: konstantinovna0097@gmail.com. <https://orcid.org/0009-0002-8163-4349>.

Osypova Anastasiia Ivanivna – postgraduate cadet of the Faculty of Engineering and Aviation of the Air Defense Forces of Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University, Kharkiv, e-mail: osypovanasta861@gmail.com. <https://orcid.org/0009-0006-7922-1069>.

Vasiliadi Maksym Oleksandrovych – postgraduate cadet of the Faculty of Engineering and Aviation of the Air Defense Forces of Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University, Kharkiv, e-mail: maksim.vasiliadi1999@gmail.com. <https://orcid.org/0009-0004-8944-7745>.