

УДК 621.452.3.026.8

doi: 10.32620/aktt.2024.sup2.11

Н. І. БУРАУ, О. Я. ПАЗДРІЙ, О.А. ПОВШЕНКО

*Національний технічний університету країни**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ*

ВДОСКОНАЛЕННЯ БОРТОВОЇ СИСТЕМИ КОНТРОЛЮ ВІБРАЦІЇ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА НА ОСНОВІ БАГАТОРІВНЕВОЇ ОБРОБКИ ВІБРАЦІЙНИХ СИГНАЛІВ

В роботі запропоновано та обґрунтовано вдосконалення бортової системи контролю вібрації авіаційного двигуна для розширення функціональних можливостей системи та забезпечення багатокласової діагностики на основі багаторівневої обробки вібраційних сигналів. Розглядається можливість діагностики початкових тріциноподібних пошкоджень валу ротора та лопатки робочого колеса, а також можливість виявлення таких експлуатаційних порушень штатних режимів двигуна, як незначний дисбаланс, потрапляння мілких та середнього розміру сторонніх предметів, задирання лопаток робочого колеса. Такі пошкодження та порушення не призводять до збільшення вібрації на роторних гармоніках і не виявляються традиційними методами аналізу. Для багатокласової діагностики використано багаторівневу обробку вібраційних сигналів на основі різних комбінацій та/чи послідовного застосування методів частотно-часового аналізу, багатоспектрального аналізу та фрактального аналізу. В роботі пропонується структура підсистеми багатокласової діагностики у складі штатної бортової системи контролю вібрації двигуна на стаціонарних та перехідних режимах експлуатації, а також алгоритми виявлення початкових тріциноподібних пошкоджень обертових елементів та порушень штатних режимів експлуатації. У якості діагностичних ознак використовуються: показник Херста вібраційного сигналу в області субгармонічного резонансу на перехідному режимі (для діагностики початкової поперечної тріщини валу ротора); розмірність Мінковського частотно-часових спектрів вібраційних сигналів на стаціонарних та перехідних режимах (для діагностики початкової тріщини лопатки робочого колеса); одночасне використання показника Херста вибірок вібраційних сигналів та розмірності Мінковського оцінок модуля біспектра вібраційних сигналів (для діагностики порушень штатних режимів експлуатації). Розроблені програмні алгоритми використовують отримані та попередньо оброблені штатною системою сигнали з датчиків вібрації та датчиків обертів двигуна, забезпечують визначення режиму вібраційного збурення, виконують частотно-часовий, біспектральний та фрактальний аналіз у визначеній для кожного діагностичного завдання послідовності, обчислюють значення діагностичної ознаки та порівнюють його з еталонним значенням, на основі результатів порівняння встановлюють відповідний діагноз та подають його до системи прийняття рішень. Розроблені алгоритми призначені для використання у відповідних блоках підсистеми багатокласової діагностики двигуна.

Ключові слова: газотурбінний двигун; система контролю вібрації; вібраційні сигнали; експлуатаційні пошкодження; обробка сигналів; підсистема багатокласової діагностики; алгоритми діагностування.

Вступ

Сучасні цифрові системи керування авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) FADEC (Full Authority Digital Engine Control system) забезпечують оптимальну ефективність двигуна для заданих умов польоту, а також моніторинг двигуна на основі відстеження даних від підсистем двигуна з можливістю автоматичного прийняття рішення без втручання пілота у разі виявлення відхилення контрольованих параметрів від встановлених значень [1,2].

Реалізація та розвиток системи FADEC передбачає використання [2-5]: багатоканальної розподіленої структури; відкритої модульної архітектури з уніфікованими функціональними модулями; багато-

рівневого інформаційного обміну; складних математичних моделей та алгоритмів в законах керування та бортових системах контролю двигуна; апаратної реконфігурації системи керування у разі виявлення несправності та виникнення нештатної ситуації.

Діагностичні функції в таких системах реалізують концепцію структурного та системного моніторингу [6], автоматичний контроль параметрів та діагностика елементів і систем двигуна повинні забезпечувати виявлення початкових відхилень, несправностей чи пошкоджень та автоматичний захист двигуна для запобігання переходу поточної польотної ситуації в катастрофічну та підтримки заданого рівня безпеки.

В загальному випадку в системі керування та контролю ГТД реалізуються такі основні функції: а) функції керування та обміну даними; б) функції збору діагностичних даних, їх обробки алгоритмами контролю та прийняття рішення. Алгоритми контролю та прийняття діагностичних рішень ґрунтуються на виявленні підвищеного та небезпечного рівня множини контрольованих/визначених параметрів. Важливе місце в реалізації функції контролю та діагностики займає контроль вібрації двигуна. Вібраційні процеси, що протікають в ГТД при експлуатації, є цінною діагностичною інформацією як для визначення функціонального технічного стану (ТС) двигуна і його елементів, так і для оцінки їх вібраційного стану та попередження появи та розвитку пошкоджень/несправностей внаслідок впливу вібрації [7].

Функції контролю вібрації в системі керування та контролю ГТД покладено на бортову систему контролю вібрації (БСКВ), яка забезпечує неперервний контроль вібрації кожного ротора двигуна на усіх режимах його експлуатації [7]. В загальному випадку БСКВ є багатоканальною системою, що забезпечує контроль вібрації повітряного гвинта, турбокомпресора, силової турбіни від кількох датчиків вібрації (вібраційної швидкості чи вібраційного прискорення), встановлених на двигуні [4,7]. Найчастіше у якості контрольованого параметра вібрації використовується амплітуда віброшвидкості на частоті першої роторної гармоніки вивідного валу редуктора, ротора турбокомпресора чи силової турбіни. Для діагностики пошкоджень застосовуються спектри вібраційної швидкості на роторних гармоніках, як найбільш інформативні складові спектрів вібрації [7]. Контроль вібрації полягає у порівнянні поточного значення контрольованого параметра з рівнем небезпечної та підвищеної вібрації, у разі досягнення яких спрацьовує система сигналізації з відповідною індикацією. Таким чином, БСКВ сигналізує про критичні значення параметра вібрації для попередження передаварійних ситуацій.

В той же час, початкові пошкодження обертових елементів ГТД (лопаток, дисків, валів роторів) практично не призводять до збільшення спектральних компонент вібрації на роторних гармоніках [7]. Це обумовлено тим, що складові вібраційних сигналів, які несуть інформацію про початкові пошкодження обертових елементів, характеризуються низькою енергетичною ємністю і не виявляються методами та засобами, реалізованими в БСКВ. Крім того, практично не діагностуються пошкодження, спричинені поданням в двигун сторонніх предметів, особливо мілких. Тому для підвищення надійності та ефективності експлуатації ГТД необхідно удосконалювати БСКВ для розширення класу діагностичних

показників та рівнів контролю. Як запропоновано в [8], вдосконалення БСКВ передбачає розробку підсистеми багатокласової діагностики на основі багаторівневої обробки вібраційних сигналів.

Метою даної статті є обґрунтування та розробка алгоритмічного та програмного забезпечення для підсистеми багатокласової діагностики у складі бортової системи контролю вібрації для розширення її функціональних можливостей та забезпечення надійної та безпечної експлуатації ГТД.

1. Постановка задачі

У попередніх роботах авторів [7-9] запропоновано та обґрунтовано застосування різних методів та алгоритмів аналізу вібраційних сигналів на стаціонарних та перехідних режимах експлуатації ГТД, поетапне застосування яких дозволяє визначити інтегральні діагностичні ознаки для таких пошкоджень обертових елементів роторів, як лопатки робочих коліс та вал ротора у разі виникнення та початкового розвитку тріщиноподібного пошкодження. Так, для діагностики початкової поперечної тріщини валу ефективним діагностичним показником є значення показника Херста [10] вібраційного сигналу в області субгармонічного резонансу на перехідному режимі ГТД. Для діагностики початкового тріщиноподібного пошкодження лопатки робочого колеса було обґрунтовано послідовне використання методів частотно-часового [7] та фрактального аналізу [11], а як діагностичну ознаку – розмірність Мінковського частотно-часових спектрів [12].

Для діагностики таких порушень штатних режимів експлуатації, як дисбаланс, попадання сторонніх середнього розміру та мілких предметів, задирання лопаток стороннім предметом, тощо [13,14], які можуть викликати інтенсивне ерозійне зношування, локальні забоїни, вм'ятини, деформацію лопаток, обґрунтовано послідовне застосування біспектрального [7] та фрактального аналізу [11]. Як діагностичні ознаки таких порушень запропоновано використовувати одночасно дві ознаки – показник Херста вибірок вібраційних сигналів на стаціонарних та нестационарних режимах експлуатації та розмірність Мінковського оцінок модуля біспектра вібраційних сигналів.

Слід зазначити, що зазначені вище діагностичні ознаки є чутливими до появи пошкодження/несправності та однозначно змінюються зі збільшенням параметру пошкодження/несправності, забезпечуючи однозначну інтерпретацію результатів аналізу, в той час, як загальний рівень вібрації знаходиться в допустимих межах.

У даній статті на основі комплексного підходу до моніторингу та діагностики ГТД в експлуатації пропонується структура підсистеми багатокласової діагностики та розробка алгоритмів виявлення початкових тріщиноподібних пошкоджень обертових елементів та порушень штатних режимів експлуатації ГТД.

2. Результати

Як основу для вдосконалення БСКВ ГТД, розглянемо систему контролю вібрації, наведену в роботі [15]. Функціональну схему вдосконаленої системи наведено на рис. 1.

До складу системи входять: датчики інформації (датчики вібрації та датчики обертів); пристрій контролю вібрації (ПКВ) на мікроконтролері МК1; пристрій центрального обчислювача (ПЦО) на мікроконтролері МК2; система сигналізації про підвищену та небезпечну вібрацію; підсистема багатокласової діагностики (ПБКД), яка реалізується на апаратних можливостях ПЦО; система прийняття рішень та експлуатаційний накопичувач.

Підсистема ПБКД у якості вхідної інформації використовує діагностичні сигнали з ПЦО, для кожного з діагностичних завдань розроблено свій алгоритм діагностування на основі застосування одного чи кількох методів аналізу. Запропонована підсистема складається з шести діагностичних модулів (блоків обробки інформації) і за результатами аналі-

зу забезпечує виявлення шести різних класів пошкоджень/несправностей [8]: тріщини валу; тріщини в лопатках; дисбаланс робочого колеса; попадання в компресор силової турбіни (СТ) мілких предметів; попадання в компресор СТ середніх предметів; задирання лопаток компресора СТ. Діагностичні результати надходять в систему індикації, поточний накопичувач даних та в систему прийняття рішень про ТС ГТД і на виконавчий механізм.

В роботах [7-9] на основі математичного, комп'ютерного та фізичного моделювання обґрунтовано методи обробки вібраційних сигналів, визначено та проаналізовано діагностичні ознаки, досліджено вплив методичних факторів на ефективність ідентифікації пошкоджень та несправностей. Розглянемо алгоритми виконання діагностичних завдань у підсистемі багатокласової діагностики.

2.1. Алгоритм діагностування тріщини валу

У ПКВ аналогові сигнали з датчиків вібрації після попередньої фільтрації перетворюються в АЦП та накопичуються у буфері МК1 (рис. 1). Після заповнення буфера з отриманої вибірки розраховується спектр вібраційної швидкості, з урахуванням даних з модуля перетворення сигналів датчиків обертів. Діагностика тріщини валу проводиться на перехідному режимі ГТД. Узагальнений алгоритм діагностування наведено на рис. 2.

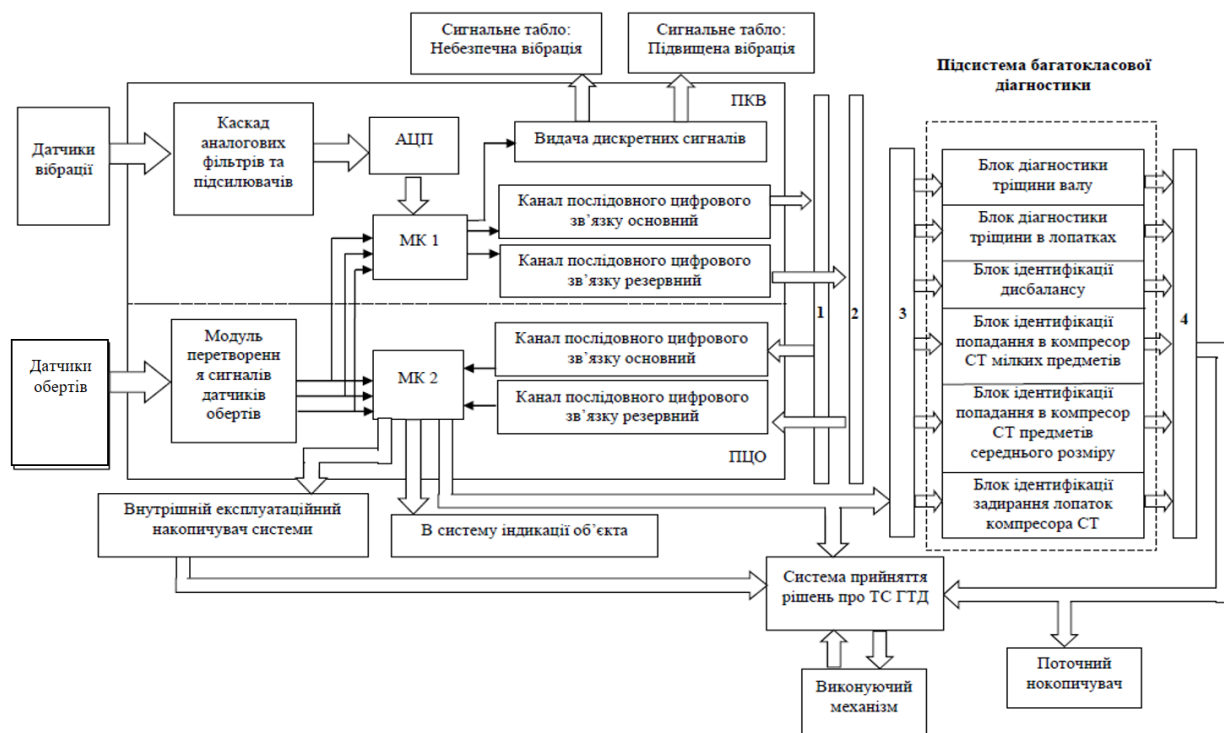


Рис. 1. Функціональна схема бортової системи контролю вібрації двигуна з підсистемою багатокласової діагностики

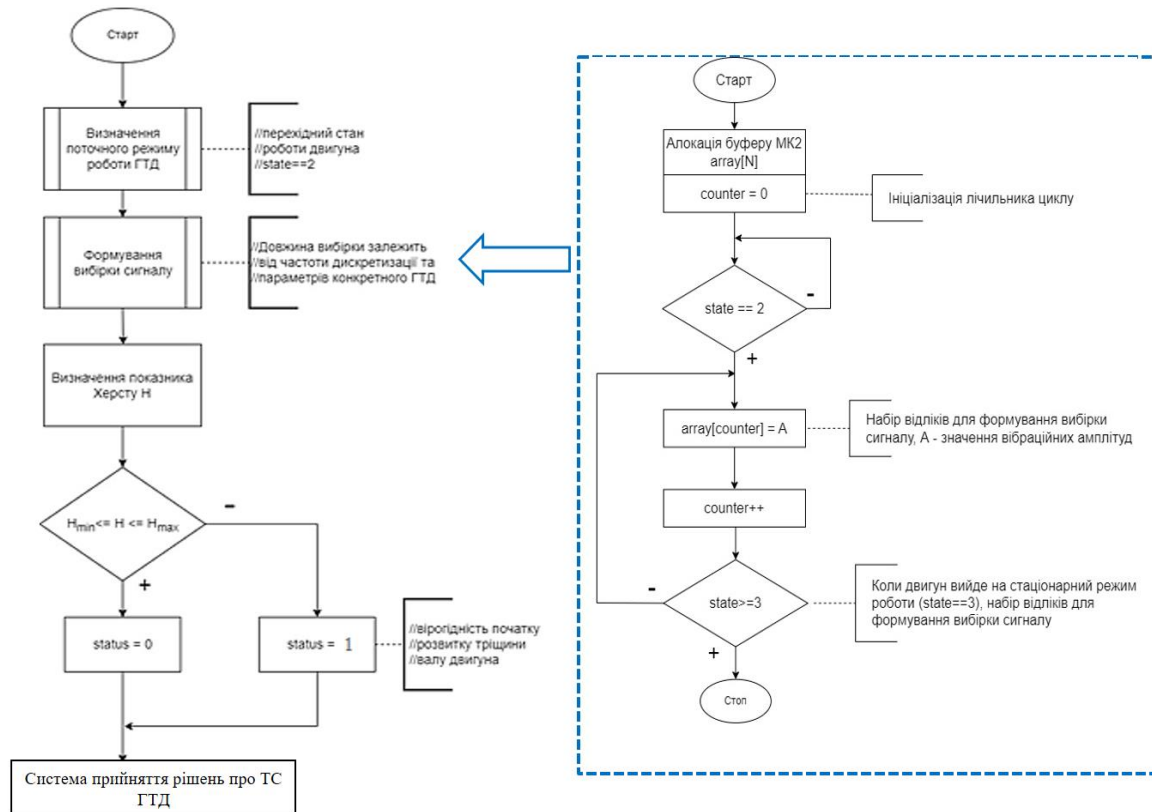


Рис. 2. Програмний алгоритм діагностування тріщини валу

На першому виконується оцінка поточного режиму роботи двигуна шляхом порівняння поточного значення частоти обертання валу, що діагностується, з номінальним значенням частоти обертання. З цифрового сигналу вібраційної швидкості формується вибірка сигналу, для якої розраховується показник Херста H [10]. Розраховане значення H порівнюється з мінімальним $H_{\min}$ та максимальним $H_{\max}$ значеннями, визначеними для діапазону допустимих значень показника H , що відповідає бездефектному стану. При виході розрахованого значення показника H за межі допустимих значень подається сигнал в систему прийняття рішень про ТС ГТД ($\text{status} = 1$). Якщо значення показника лежить в допустимих межах, то подається сигнал про бездефектний стан валу ($\text{status} = 0$).

2.2. Алгоритм діагностування тріщини лопатки робочого колеса

Для діагностування тріщиноподібного пошкодження лопатки робочого колеса використовується кілька рівнів аналізу вібраційних сигналів. На першому рівні сигнали аналізуються БСКВ на наявність критичних (підвищених/небезпечних) значень вібраційної швидкості. Якщо значення не перевищують критичних, на наступному рівні вони аналізуються в блоці діагностики тріщини ПБКД. Узагальнений алгоритм діагностування наведено на рис. 3.

Вібраційні сигнали після попередньої фільтрації та перетворення в цифрову форму надходять в блок діагностики разом з даними з модуля перетворення сигналів датчиків обертів. Так як діагностування проводиться і на стаціонарному режимі, і на перехідних режимах експлуатації, спочатку виконується оцінка поточного режиму роботи (як і при діагностуванні тріщини валу). Виконується частот-часовий аналіз (за псевдорозподілом Вігнера –Вілля) вибірки вібраційних сигналів та формування вибірок частотно-часових спектрів. Для отриманих вибірок виконується фрактальний аналіз за алгоритмом Boxcount, в результаті виконання якого розраховується діагностична ознака – розмірність Мінковського [12]. Поточні значення розмірності Мінковського D_{Mn} порівнюються з еталонними значеннями D_{M0} , розрахованими для відповідного режиму експлуатації.

Якщо діагностування виконується на стаціонарному режимі і $D_{Mn} > D_{M0}$, програма видає діагностичний висновок про наявність пошкодження ($\text{status} = 1$). Якщо діагностування відбувається на нестационарних режимах і $D_{Mn} < D_{M0}$, програма також видає діагностичний висновок про наявність пошкодження ($\text{status} = 2$). Якщо значення D_{Mn} на стаціонарному та нестационарних режимах знаходяться в межах еталонних, програма видає діагностичний висновок про відсутність пошкодження ($\text{status} = 0$).

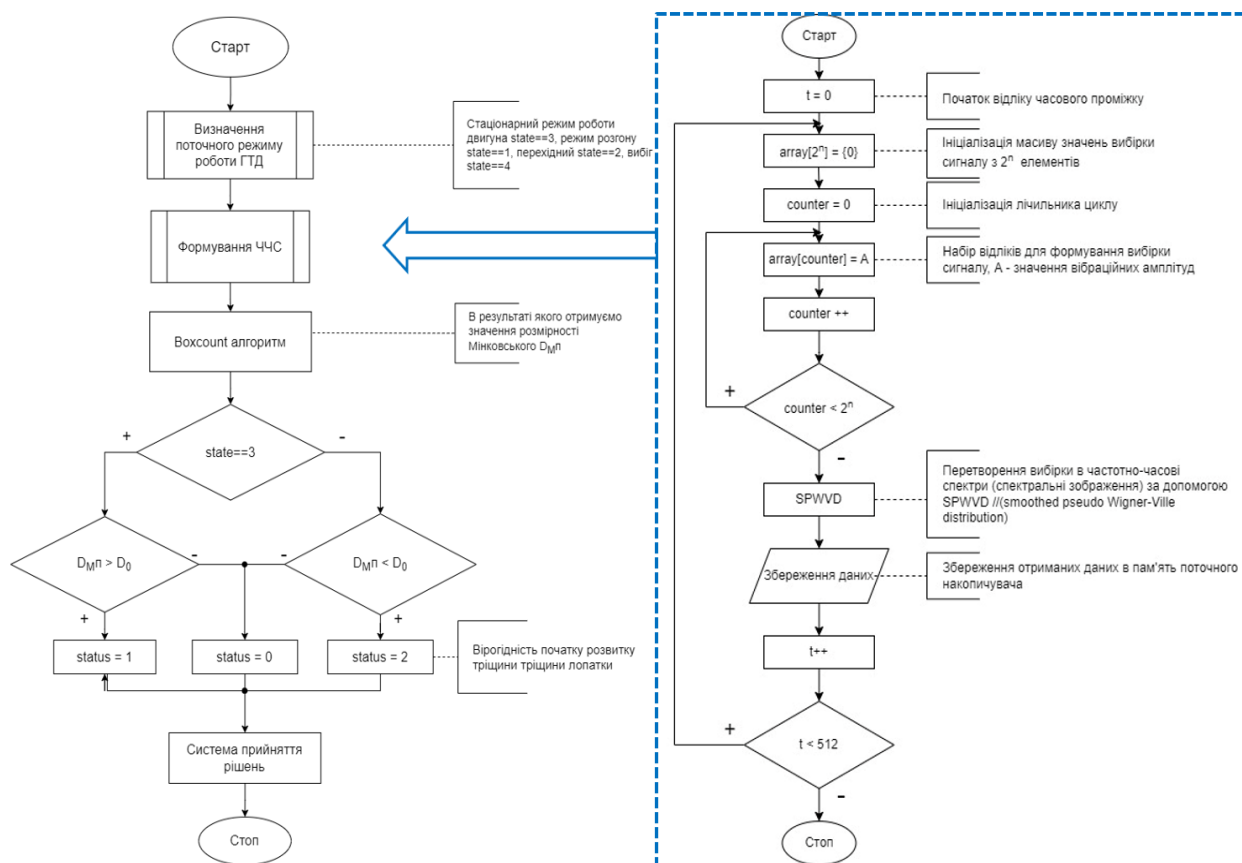


Рис. 3. Програмний алгоритм діагностування тріщини лопатки робочого колеса

2.3. Комплексний алгоритм діагностування експлуатаційних порушень штатних режимів

Для ідентифікації таких експлуатаційних порушень штатних режимів, як дисбаланс, попадання мілких та середніх сторонніх предметів, задирання лопаток розроблено комплексний алгоритм, який наведено на рис. 4.

В загальному випадку алгоритм можна розділити на три етапи. Перший етап забезпечує формування вибірки значень амплітуд вібраційної швидкості з використанням методу ковзного вікна, який для збільшення швидкодії алгоритму було реалізовано за допомогою такої структури даних, як круговий однозв'язний список [16], який складається з вузлів (Node), що містять певний набір даних.

На другому етапі виконується дворівневий аналіз сформованих вибірок та визначаються діагностичні показники (показник Херста H та розмірність Мінковського D_m оцінок модуля біспектру).

На третьому етапі отримані значення діагностичних показників порівнюються з їх еталонними значеннями, відповідно H_e та D_{me} , а для встановлення типу експлуатаційного порушення виконується перевірка можливих комбінацій співвідношень по-

точних та еталонних значень показників:

- одночасне виконання умов $H > H_e$ та $D_m < D_{me}$ відповідає діагностичному висновку про наявність дисбалансу ($status = 1$);
- одночасне виконання умов $H < H_e$ та $D_m < D_{me}$ відповідає діагностичному висновку про попадання стороннього предмету малого та середнього розмірів ($status = 2$);
- одночасне виконання умов $H < H_e$ та $D_m > D_{me}$ відповідає діагностичному висновку про задирання лопаток ($status = 3$);
- якщо значення H та D_m знаходяться в межах еталонних значень, це відповідає діагностичному висновку про відсутність експлуатаційних порушень зазначених типів ($status = 0$).

Далі відбувається зсув ковзного вікна і повторення алгоритму обробки сигналів та ідентифікації експлуатаційних порушень.

Комплексний алгоритм розроблено для стаціонарного режиму експлуатації ГТД, при виході з нього виконання програми зупиняється.

Висновки

Результати досліджень мають теоретичне і практичне значення. Результати отримані на основі

комплексного підходу і є подальшим розвитком методів вібраційного та віброакустичного моніторингу складних обертових об'єктів. Діагностичні ознаки, отримані на основі багаторівневої обробки вібраційних сигналів, є інтегральними числовими показниками, чутливими до появи та початкового розвитку розглянутих пошкоджень та типів експлуатаційних порушень.

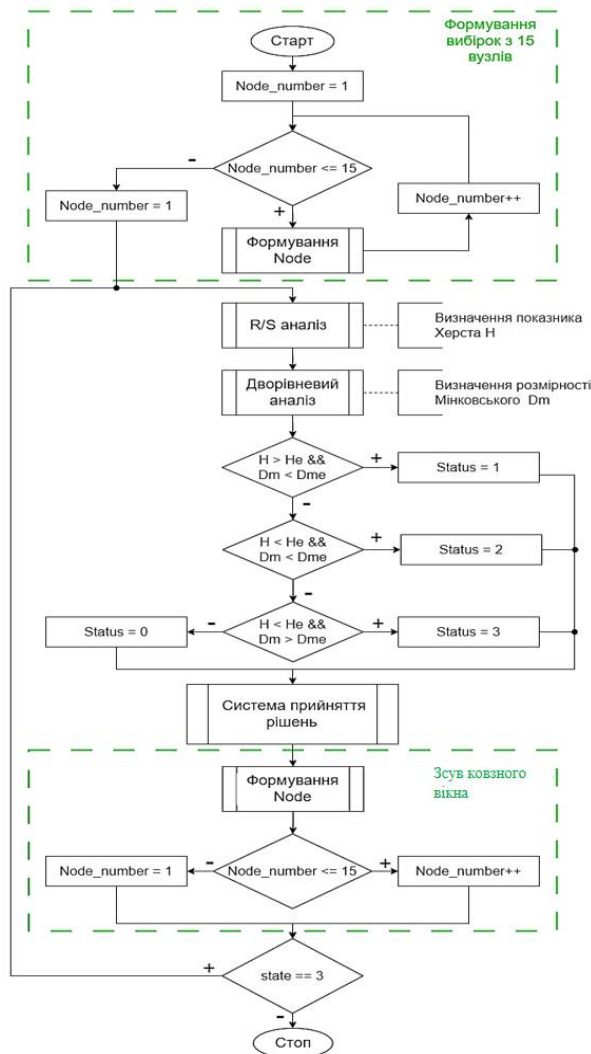


Рис. 4. Комплексний алгоритм діагностування експлуатаційних порушень штатних режимів функціонування ГТД

Практичне значення отриманих результатів полягає у розширенні функціональних можливостей штатних бортових систем контролю вібрації ГТД, а діагностика пошкоджень чи порушень штатних режимів експлуатації виконується в той час, як загальний рівень вібрації знаходиться в допустимих межах. Такий підхід забезпечує не лише виявлення потенційно небезпечних чи передаварійних станів ГТД, а й ранню діагностику тріщиноподібних пошкоджень обертових елементів для запобігання їх

руйнування та відмов двигуна в польоті. Крім того, ідентифікація порушень штатних режимів експлуатації ГТД сприятиме запобіганню переходу поточної польотної ситуації в катастрофічну та підтримці заданого рівня безпеки.

Запропонована підсистема багатокласової діагностики побудована як багатоканальна та багатомодульна система, вона може бути доповнена іншими діагностичними модулями для подальшого розвитку та вдосконалення систем керування та контролю ГТД, забезпечення їх ефективної та надійної експлуатації.

Внесок авторів: формулювання проблеми – Н. І. Бурау; огляд та аналіз інформаційних джерел – О. Я. Паздрій; розробка функціональної схеми – Н. І. Бурау, О. Я. Паздрій; розробка програмних алгоритмів – О. Я. Паздрій, О. А. Повшенко.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Наявність даних

Дані будуть надані за обґрунтованим запитом.

Використання штучного інтелекту

Автори підтверджують, що вони не використовували технології штучного інтелекту при створенні даної роботи.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Full Authority Digital Engine Control (FADEC)/Federal Aviation Administration. – 2022. [Electronic resource]. – Available at: <https://www.faa.gov/newsroom/safety-briefing/full-authority-digital-engine-control-fadec> (accessed 12.05.2024).
2. Нерубасский, В. В. CAV FADEC – Терминология, история и современное состояние [Текст] / В. В. Нерубасский, & Н. П. Волошина // Вестник двигателестроения. – 2017. – № 2. – С. 43-47.
3. Яцко, Л. Л. Формирование и контроль аналоговых сигналов управления на исполнительные механизмы ГТД [Текст] / Л. Л. Яцко, А. О. Антонов, & Р. А. Трофименко // Вестник двигателестроения. – 2009. – №3. – С. 107-112.

4. Яцко, Л. Л. Общая функциональная схема и оценочный расчет функциональной надежности перспективной САУ БУК-3000 [Текст] / Л. Л. Яцко, Р. А. Трофименко, & А. О. Антонов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 4 (61). – С. 83–87.

5. System methods control reconfiguration of the aircraft in special situations in flight [Text] / D. O. Shevchuk, M. P. Kravchuk, V. G. Vovk, & A. V. Ananina // *Проблеми тертя та зношування*. – 2019. – № 2. – С. 41-46. DOI: 10.18372/0370-2197.2(83).13691.

6. Adamowicz, M. Advanced gas turbines health monitoring systems [Text] / M. Adamowicz, G. Żywica // *Diagnostyka*. – 2018. – Vol. 19. – № 2. – P. 77-87. DOI: 10.29354/diag/89730.

7. Методи цифрової обробки сигналів для вібраційної діагностики авіаційних двигунів [Текст] : монографія / Н. І. Бурау, Л. Л. Яцко, О. М. Павловський, & Ю. В. Сопілка. – К. : НАУ, 2012. – 152 с.

8. Паздрій, О. Я. Вдосконалення бортової системи керування і контролю для багатокласової діагностики авіаційного газотурбінного двигуна [Текст] : дис. ... д-ра філософії : 174 Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка / Паздрій Ольга Ярославівна. – Київ, 2024. – 236 с. <https://ela.kpi.ua/items/23e11037-1a0a-45d4-a79b-97b17efd5f81>. (accessed 12.05.2024).

9. Pazdrii, O. Vibroacoustic condition monitoring of the complex rotation system based on multilevel signal processing / O. Pazdrii, N. Bouraou // *Vibrations in physical systems*. – 2020. – Vol. 31, no. 2. – 7 p. DOI: 10.21008/j.0860-6897.2020.2.24.

10. Granero, S. M. A. Some comments on Hurst exponent and the long memory processes on capital markets [Text] / M. A. Sanchez Granero, J. E. Trinidad Segovia, & J. Garcia Perez // *Physica A: Statistical Mechanics and its Applications*. – 2008. – Vol. 387, Iss. 22. – P. 5543-5551. DOI: 10.1016/j.physa.2008.05.053.

11. Feder, J. *Fractals* [Text] / J. Feder. – Plenum Press, New York, 1988. – 283 p.

12. Кононюк, А. Е. Дискретно-непрерывная математика. В 12-и кн. Кн. 6. ч.2. Поверхности [Текст] / А. Е. Кононюк. – К. : Освіта України. – 2016. – 618 с.

13. Effect of foreign object damage on high-cycle fatigue strength of titanium alloy for aero-engine blade [Text] / Z. Zhao, L. Wang, K. Lu [et al] // *Engineering Failure Analysis*. – 2020. – Vol. 118. – Article no. 104842. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2020.104842.

14. Review of damage mechanism and protection of aero-engine blades based on impact properties [Text] / P. Yang, W. Yue, J. Li [et al.] // *Engineering Failure Analysis*. – 2022. – Vol. 140. – Article no. 106570. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2022.106570.

15. Яцко, Л. Л. Комплексна діагностика технічного стану роторів авіаційних двигунів на стаціонарних та нестационарних режимах [Текст], дис. ... канд. техн. наук : 05.11.13 / Яцко Ласло Ласлович, НТУУ «КПІ». – К., 2008. – 169 с.

16. Wladston, F. F. *Computer Science Distilled: Learn*

the Art of Solving Computational Problems [Text] / F. F. Wladston, & P. Raimondo. – Code Energy, 2017. – 186 p.

References

1. Full Authority Digital Engine Control (FADEC). Federal Aviation Administration, 2022. Available it: <https://www.faa.gov/newsroom/safety-briefing/full-authority-digital-engine-control-fadec>. (accessed 12.05.2024).

2. Nerubaskiy, V. V., & Voloshina, N. P. SAU FADEC – Terminologiya, istoriya i sovremennoye sostoyaniye [FADEC – terminology, history and modern state]. *Vestnik dvigatelestroeniia – Herald of Aeroenginebuilding*, 2017, no. 2, pp. 43-47.

3. Iatsko, L. L., Antonov, A. O., & Trofimenko, R. A. Formirovaniye i kontrol' analogovykh signalov upravleniya na ispolnitel'nyye mekhanizmy GTD [Formation and control of analog control signals for gas turbine actuators]. *Vestnik dvigatelestroeniia – Herald of Aeroenginebuilding*, 2009, no. 3, pp. 107-112.

4. Iatsko, L. L., Trofimenko, R. A., & Antonov, A. O. Obshchaya funktsional'naya skhema i otsenochnyy raschet funktsional'noy nadezhnosti perspektivnoy SAU BUK-3000 [General functional scheme and assessment of the functional reliability of the prospective BUK-3000 ACS]. *Aviatsiynno-kosmichna tekhnika ta tekhnolohiya – Aerospace technic and technology*, 2009, no. 4 (61), pp. 83-87.

5. Shevchuk, D. O., Kravchuk, M. P., Vovk, V. G., & Ananina, A. V. System methods control reconfiguration of the aircraft in special situations in flight, *Friction and wear problems*, 2019, no. 2, pp. 41-46. DOI: 10.18372/0370-2197.2(83).13691.

6. Adamowicz, M., & Żywica, G. Advanced gas turbines health monitoring systems, *Diagnostyka*, 2018, Vol. 19, no. 2, pp. 77-87. DOI: 10.29354/diag/89730.

7. Bouraou, N. O., Yatsko, L. L., Pavlovskiy, O. M., & Sopilka, Y. V. Metody tsyfrovoyi obrobky syhnaliv dlya vibratsiynoyi diahnostyky aviatsiynnykh dvyhuniv [Methods of digital signal processing for vibration diagnostics of aviation engines]. Kyev, National Aviation University Publ., 2012. 152 p.

8. Pazdrii, O. Ya. Vdoskonalennya bortovoyi systemy keruvannya i kontrolyu dlya bahatoklasovoyi diahnostyky aviatsiynoho hazoturbinnoho dvyhuna. Diss. dokt. filosofii [Improvement of the on-board control and control system for multi-class diagnostics of the aviation gas turbine engine Doctor of Philosophy diss.]. Kyiv, 2024. 236 p.

9. Pazdrii, O., & Bouraou, N. Vibroacoustic Condition Monitoring of the Complex Rotation System Based on Multilevel Signal Processing, *Vibrations in Physical Systems*, 2020, vol. 31, no. 2. 7 p. DOI: 10.21008/j.0860-6897.2020.2.24.

10. Granero, S. M. A., Segovia, T. J. E., & Perez, G. J. Some comments on Hurst exponent and the long memory processes on capital markets, *Physica A: Statistical Mechanics and its Applications*, 2008, vol. 387, iss. 22, pp. 5543-5551. DOI: 10.1016/j.physa.2008.05.053.

11. Feder, J. *Fractals*. Plenum Press, New York, 1988. 283 p.
12. Kononiuk, A. E., *Diskretno-neprerivnaia matematika. Poverhnosti*. [Discrete-continuous mathematics. Surfaces.]. Kyiv, Osvita Ukrainy Publ., 2016. 618 p.
13. Zhao, Z., Wang, L., Lu, K., Li, Y., Chen, W., & Liu, L. Effect of foreign object damage on high-cycle fatigue strength of titanium alloy for aero-engine blade. *Engineering Failure Analysis*, 2020, vol.118, article no. 104842. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2020.104842.
14. Yang, P., Yue, W., Li, J., Bin, G., & Li, C. Review of damage mechanism and protection of aero-engine blades based on impact properties. *Engineering Failure Analysis*, 2022, vol.140, article no. 106570. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2022.106570.
15. Yatsko, L. L. *Kompleksna diahnostyka tekhnichnoho stanu rotoriv aviatsiynykh dvyhunyv na statsionarnykh ta nestatsio-narnykh rezhymakh*. Diss. cand. tehn. nauk [Complex diagnostics of the technical condition of aircraft engine rotors in stationary and non-stationary modes., PhD diss.]. Kyiv, 2008. 169 p.
16. Wladston, F. F., & Raimondo, P. *Computer Science Distilled: Learn the Art of Solving Computational Problems*. Code Energy, 2017. 186 p.

Надійшла до редакції 15.07.2024, розглянута на редколегії 15.08.2024

IMPROVEMENT OF THE ON-BOARD VIBRATION CONTROL SYSTEM OF AN AVIATION GAS TURBINE ENGINE BASED ON MULTI-LEVEL PROCESSING OF VIBRATION SIGNALS

Nadiia Bouraou, Olha Pazdrii, Oleksandr Povshenko

This paper proposes and substantiates the improvement of the on-board vibration control system of aircraft engines to expand the system's functional capabilities and provide multi-class diagnostics based on multi-level processing of vibration signals. The possibility of diagnosing initial crack-like damage to the rotor shaft and impeller blade is considered, as well as the possibility of detecting such operational violations of the engine's regular modes, such as minor imbalance, ingress of small and medium-sized foreign objects, and grinding of the impeller blades. Such damages and disturbances do not lead to increased vibration of the rotary harmonics and are not detected by traditional analysis methods. For multi-class diagnostics, multi-level processing of vibration signals based on various combinations and/or sequential application of time-frequency analysis, multi-spectral analysis, and fractal analysis methods were used. This work proposes the structure of a subsystem of multi-class diagnostics as part of the standard on-board engine vibration control system in steady-state and transient operating modes, as well as algorithms for detecting initial crack-like damages of rotating elements and disturbances in standard operating modes. As diagnostic signs, the following are used: the Hurst index of the vibration signal in the region of subharmonic resonance in the transient mode (for the diagnosis of the initial transverse crack of the rotor shaft); dimension of Minkowski time-frequency spectra of vibration signals in stationary and transient modes (for diagnosing the initial crack of the impeller blade); simultaneous use of the Hurst index of samples of vibration signals and dimension of Minkowski estimates of the module of the bispectrum of vibration signals (for diagnosing violations of standard operating modes). The developed software algorithms use received and pre-processed signals from vibration and engine speed sensors, provide the determination of the mode of vibration disturbance, perform time-frequency, bispectral, and fractal analysis in the sequence determined for each diagnostic task, calculate the value of the diagnostic feature and compare it with the reference value, based on the results of the comparison, establish the appropriate diagnosis and submit it to the decision-making system. The proposed algorithms are intended for use in the corresponding blocks of the multi-class engine diagnostic subsystem.

Keywords: gas turbine engine; vibration control system; vibration signals; operational damages; signal processing; subsystem of multi-class diagnosis; diagnosis algorithms.

Бурау Надія Іванівна – д-р техн. наук, проф., зав. каф. комп'ютерно-інтегрованих оптичних та навігаційних систем Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна.

Паздрій Ольга Ярославівна – PhD, асистент Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна.

Повшенко Олександр Анатолійович – PhD, асистент Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна.

Nadiia Bouraou – Doctor of Technical Science, Professor, Head of the Dept. of Computer-Integrated Optical and Navigation Systems, National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Kyiv, Ukraine, e-mail: nburaou@ukr.net, ORCID: 0000-0001-6848-816X, Scopus Author ID: 55389891200.

Olha Pazdrii – PhD, Assistant, National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Kyiv, Ukraine, e-mail: olgapazdrii@gmail.com, ORCID: 0000-0002-8970-5079.

Oleksandr Povshenko – PhD, Assistant, National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Kyiv, Ukraine, e-mail: scela2472@gmail.com, ORCID: 0000-0003-2998-5950.