

Національний аерокосмічний університет
«Харківський авіаційний інститут»
Міністерство освіти і науки України

МАРЦЕНЮК ЄВГЕН ВІКТОРОВИЧ

УДК621.452.3:519:62-253(043)

**ФОРМУВАННЯ СКЛАДУ ВИМІРЮВАНИХ ПАРАМЕТРІВ
ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ДЛЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ МОНІТОРИНГУ
ВИРОБІТКУ РЕСУРСУ ДИСКІВ**

05.05.03 – двигуни та енергетичні установки
14 – електрична інженерія

РЕФЕРАТ

дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Харків – 2026

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана в Національному аерокосмічному університеті «Харківський авіаційний інститут» Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник: доктор технічних наук, професор
Симбірський Дмитро Федорович,
Національний аерокосмічний університет
«Харківський авіаційний інститут»,
професор кафедри конструкції авіаційних двигунів.

Офіційні
опоненти: доктор технічних наук, професор
Сметанкіна Наталя Володимирівна,
Інститут енергетичних машин і систем
ім. А. М. Підгорного НАН України,
завідувачка відділом вібраційних і термоміцнісних
досліджень

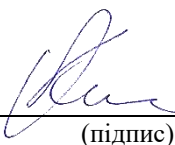
кандидат технічних наук, доцент
Пильов Вячеслав Володимирович,
Національний технічний університет «Харківський
політехнічний інститут»,
докторант.

Захист відбудеться «29» вересня 2026 р. о 15:00 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 64.062.02 Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» за адресою: 61070, м. Харків, вул. Вадима Манька, 17.

Із дисертацією можна ознайомитись на офіційному вебсайті Університету та в науково-технічній бібліотеці Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» за адресою: 61070, м. Харків, вул. Вадима Манька, 17.

Автореферат розісланий « 24 » серпня 2026 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради


(підпис)

Олег КІСЛОВ
(ім'я, прізвище)

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Окремим і найбільш ефективним напрямом забезпечення високих експлуатаційних властивостей авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) є впровадження сучасних стратегій їхньої експлуатації за технічним станом. Невід'ємною складовою цих стратегій є експлуатаційний моніторинг виробітку ресурсу (МВР) за параметричною інформацією, що реєструється на борту. Це дозволяє найбільш повно використовувати наявні ресурси конструкційних елементів, а також підвищити надійність двигуна в цілому шляхом безперервного контролю накопичення пошкоджень. Одними з основних і найбільш навантажених конструкційних елементів ГТД, що безпосередньо визначають ресурс двигуна, є диски турбін, які працюють в умовах інтенсивного циклічного навантаження при підвищених температурах.

Основу систем МВР становлять математичні моделі теплового стану, напруженого стану та накопичення пошкоджень. Для їхньої роботи використовується значний об'єм різномірної інформації: механічні та теплофізичні властивості матеріалів, геометричні параметри деталей, характер прикладення теплових механічних і газодинамічних навантажень, параметри режиму та польотних умов. Формування граничних умов теплового й силового навантаження деталей вимагає точного визначення невимірюваних параметрів робочого процесу. Однак склад вимірюваних параметрів ГТД суттєво обмежений через складність організації вимірювань у гарячій частині, малий ресурс датчиків та їхню високу вартість. Усі ці дані містять похибки, зумовлені інструментальними факторами та впливом зміни технічного стану двигуна внаслідок його деградації, проте комплексний аналіз їх внеску в сумарну похибку моніторингу виробітку ресурсу донині не виконано.

На сьогодні існує методика обґрунтування складу вимірюваних параметрів із урахуванням усіх факторів, вплив яких залежить від цього складу: похибок і робастності моніторингових моделей, похибок вимірювання. Але ця методика оснований на дослідженні ресурсу робочих лопаток турбін, для яких актуальним є тривале статичне навантаження, в той час як для дисків турбін необхідно насамперед ураховувати вплив малоциклової втоми (МЦВ).

До того ж більшість досліджень з вибору складу вимірюваних параметрів ГТД присвячено проблемі діагностування проточної частини. Запропоновані в них критерії не можна безпосередньо використовувати в області моніторингу виробітку ресурсу, тому що вони спрямовані на забезпечення ефективності розпізнавання станів, а не на забезпечення точності моніторингу виробітку ресурсу. Тому розроблення методу обґрунтованого вибору складу вимірюваних параметрів і формування робастних математичних моделей для моніторингу ресурсу дисків є актуальною науково-прикладною задачею.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Представлені в роботі дослідження виконано на кафедрі конструкції авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» у рамках виконання держбюджетної теми «Формування технологій створення адаптивних систем керування ГТД пасажирських і транспортних літаків» (ДР № 0119U100942), а також у рамках госпдоговірних робіт: №203-8/2023(УГК)

«Алгоритмічна і програмна реалізація методики розрахунку відпрацювання циклічного ресурсу критичних деталей для електронної системи автоматичного управління двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1В-01Т 1 серії» (замовник АТ «МОТОР СІЧ»), №05-НТ/2012(УГК) «Розробка методики й програмного комплексу моніторингу виробітку ресурсів деталей двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1В» (замовник АТ «МОТОР СІЧ»), №203-38/2008 «Розробка методичного й програмного забезпечення моніторингу виробітку ресурсів основних деталей двигунів Д-436-148 і АІ-450-МС на літаках АН-148» (замовник АТ «МОТОР СІЧ»), а також за міжнародним контрактом № ІНУ20/1718UA-203-5/2021 «Development of the method of the aircraft engine life-time monitoring» (замовник Shanghai HYUAN Machinery Technology Co., LTD).

Мета та завдання дослідження. Метою роботи є вдосконалення методичного забезпечення моніторингу ресурсу дисків авіаційних газотурбінних двигунів шляхом створення методу обґрунтованого вибору складу вимірюваних параметрів.

Для реалізації цієї мети необхідно вирішити такі основні завдання:

1. Аналіз проблеми моніторингу виробітку ресурсу основних деталей авіаційних ГТД та існуючих методів вибору складу вимірюваних параметрів.
2. Аналіз похибок моніторингу ресурсу дисків авіаційних ГТД і розробка нового методу формування складу вимірюваних параметрів, адаптованого до умов циклічного навантаження деталей при підвищених температурах.
3. Формулювання інтегрального критерію ефективності складу вимірювань із комплексним урахуванням інструментальних похибок, профілю польотного циклу та показника робастності моделей до деградації двигуна.
4. Розробка альтернативних математичних моделей невимірюваних параметрів робочого процесу з метою моніторингу ресурсу дисків ГТД для різних складів вимірювань.
5. Практичне відпрацювання та перевірка запропонованого методу, критеріїв ефективності та моніторингових моделей при розв'язанні задач моніторингу дисків реального ГТД.

Об'єктом дослідження є процеси експлуатаційного моніторингу термонапруженого стану та виробітку ресурсу основних деталей авіаційних газотурбінних двигунів.

Предмет дослідження – методи формування складу вимірюваних параметрів і математичні моделі невимірюваних параметрів робочого процесу в алгоритмах моніторингу ресурсу дисків турбін.

Методи дослідження. Для досягнення мети та вирішення завдань дослідження: математичний апарат термодинаміки та теорії авіаційних двигунів використано для розрахунку параметрів проточної частини та граничних умов теплообміну, методи математичної статистики, регресійного аналізу та метод головних компонент використано для параметричної ідентифікації та синтезу моніторингових моделей, метод скінченних елементів ужито для еталонного моделювання теплового й напружено-деформованого станів деталей, методики розрахунку накопичення пошкоджень (зокрема схематизацію за методом «дощу») задіяно для оцінювання ресурсу за механізмом МЦВ.

Наукова новизна одержаних результатів полягає в тому, що автором:

1. Розроблено новий метод формування складу вимірюваних параметрів газотурбінних двигунів для забезпечення моніторингу виробітку ресурсу дисків, який відрізняється врахуванням циклічного характеру навантажень і дозволяє визначати найкращий склад вимірюваних параметрів для заданого узагальненого польотного циклу.

2. Сформовано новий критерій ефективності складу вимірюваних параметрів, який ураховує інструментальні та методичні похибки оцінювання ресурсу, робастність використовуваних моделей температурного й напруженого станів дисків до зміни технічного стану двигуна, а також профіль узагальненого польотного циклу.

3. Вдосконалено методичне забезпечення моніторингу ресурсу дисків авіаційних газотурбінних двигунів шляхом використання запропонованого методу формування складу вимірюваних параметрів на основі зазначеного критерію ефективності.

Практичне значення одержаних результатів. Створено інструментарій, який дозволяє обґрунтовано формувати оптимальний склад датчиків для гарантування заданої точності оцінювання малоциклової втоми дисків для будь-якого заданого узагальненого польотного циклу. Кількісно оцінено вплив складу вимірювань на ефективність моніторингу: доведено, що для двигуна ТВЗ-117 введення контролю температури за компресором покращує показник робастності системи на 37 %, а спільне додавання вимірювань температур за компресором та за турбіною компресора – на 64 %. Здійснено наскрізну перевірку швидкоррахункових алгоритмів: встановлено, що максимальна похибка визначення напружень на усталених режимах не перевищує 0,5 %, а на перехідних режимах локальний максимум похибки (до $\pm 1,5$ %) фіксується винятково на безпечних етапах запуску. Розрахункова розбіжність в оцінці ресурсу (за механізмом малоциклової втоми) порівняно з 3D-моделлю становить 0,47 % для диска 1-го ступеня та 4,67 % для диска 2-го ступеня (зумовлена фазовим зсувом пікових напружень). Розроблені алгоритми та програмні модулі використано в АТ «МОТОР СІЧ» для двигунів моделей ТВЗ-117ВМА-СБМ1В-01Т (1 серії) та АІ-450-МС. Наукові положення дисертації впроваджено в навчальний процес кафедри конструкції авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут».

Особистий внесок здобувача. Наукові положення, результати теоретичних досліджень, висновки та рекомендації, викладені в дисертації, що виносяться на захист, отримано автором особисто. На захист не виносяться результати, які належать співавторам, разом з якими опубліковано наукові статті.

Постановка деяких задач і аналіз результатів у опублікованих наукових працях проводилися разом із науковим керівником або співавторами. У наукових працях, виконаних у співавторстві, здобувачеві належать такі результати: у статті [1] описано підхід до створення швидкодіючих динамічних моделей термонапруженого стану деталі; [3] досліджено, як нерівномірність температурних полів у диску турбіни впливає на оцінку його ресурсу; в статті [4] запропоновано і проаналізовано альтернативні моделі температури повітря за компресором, оснований на використанні термодинамічних співвідношень між шуканим і вимірюваними параметрами проточної частини; в статті [5] запропоновано метод ідентифікації граничних умов теплообміну для деталей турбіни; в статті [6] верифіковано метод

ідентифікації граничних умов теплообміну для деталей турбіни за даними стаціонарних та перехідних режимів стендових випробувань; в статті [7] розроблено та описано скінченно-елементні моделі термо-деформованого стану диска турбіни; в статті [8] розроблено інтегральний критерій ефективності та метод формування складу вимірюваних параметрів.

Апробація результатів дисертації. Основні положення та результати роботи доповідалися та отримали схвальну оцінку на: XVIII, XXVI, XXVIII, XXX Міжнародних конгресах двигунобудівників (2013, 2021, 2023, 2025 рр., Харків), V Міжнародній науково-технічній конференції «Проблеми динаміки та міцності в турбомашинобудуванні. ТУРБО'2014» (2014 р., Київ), «Polish-Ukrainian scientific seminar – New trends in the construction and operation of modern means of air transport» (2020 р., Warsaw, Instytut Lotnictwa), VI Всеукраїнській відкритій науково-практичній конференції «Сучасні проблеми двигунобудування, енергетики та інтелектуальної механіки» (2026 р., Харків), а також на науково-технічних семінарах кафедри «Конструкції авіаційних двигунів» Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут».

Публікації. Основний зміст дисертації відображено в 13 публікаціях: 8 статей, 6 з яких входять до переліку фахових видань України [3 - 8], а дві опубліковано у закордонних фахових виданнях [1, 2] (**Scopus**), та п'яти тезах доповідей на міжнародних і всеукраїнських науково-технічних конференціях [9-13].

Структура й обсяг дисертації. Дисертація складається зі змісту, переліку умовних позначень і скорочень, вступу, п'яти розділів, висновків, списків використаних джерел до кожного розділу загальним обсягом 124 найменування на 19 сторінках і 4 додатків на 10 сторінках. Загальний обсяг роботи становить 202 сторінок, з них 156 сторінок основного тексту, 31 таблиця та 42 рисунки.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** обґрунтовано вибір теми дослідження, сформульовано мету й завдання, об'єкт і предмет дослідження. Описано використані методи та зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Визначено наукову новизну й практичне значення досягнутих результатів і особистий внесок здобувача. Подано загальну характеристику роботи.

Перший розділ присвячено аналізу стану проблеми моніторингу виробітку ресурсу (МВР) основних деталей авіаційних ГТД. Перехід до стратегії експлуатації авіаційних ГТД за технічним станом потребує впровадження систем МВР. Аналіз існуючих підходів дозволив класифікувати їх на три групи: інструментальні методи, лічильники наробітку та розрахунково-експериментальні методи. Визначено, що найбільш перспективною є концепція МВР, яка базується на системі взаємопов'язаних математичних моделей, що перетворюють польотну інформацію в граничні умови теплового й силового навантаження, тепловий (ТС) і напружений (НС) стани та накопичення пошкоджень контрольованих деталей. Проте ефективність таких систем критично залежить від точності складових моделей і складу вимірюваних параметрів, які є основним джерелом вихідної інформації про умови роботи деталей.

Аналіз існуючих робіт (NASA, О. В. Олійника, В. А. Філяєва, К. Маравілля), автори яких розглянули питання точності, виявив, що сумарна похибка визначення ресурсу може сягати до 20 % – 50 % через трансформацію похибок вимірювання на весь подальший ланцюжок моделей і недосконалість останніх.

Детально розглянуто методи обґрунтування складу вимірювань, що базуються на аналізі чутливості параметрів, кореляційних зв'язках, а також на ймовірнісних критеріях ефективності класифікації (матриці похибок, ROC-характеристики та ентропійні показники). Особливу увагу приділено системним стратегіям вибору датчиків (Systematic Sensor Selection Strategy – S4), методам повного перебору (Exhaustive Search), «жадібним» алгоритмам (Greedy Algorithms), генетичним алгоритмам (Genetic Algorithms).

Установлено, що існуючі підходи мають ряд недоліків, які пов'язані з:

- методичною обмеженістю: основна увага спрямована на статичну, довготривалу міцність робочих лопаток турбін, тоді як для дисків турбін визначальною є МЦВ;
- чутливістю до деградації характеристик вузлів ГТД: існуючі моделі та критерії вибору датчиків недостатньої мірою враховують змінений ТС і НС, спричинений експлуатаційним зношуванням проточної частини двигуна (проблему робастності);
- невідповідністю цільових функцій: розвинені методи діагностування проточної частини спрямовано на розпізнавання окремих дефектних станів (несправностей) вузлів двигуна, а не на забезпечення точності безперервного оцінювання невимірюваних параметрів, які визначають умови навантаження основних контрольованих деталей для подальшого аналізу ресурсу.

Отже, попри значний розвиток методів діагностування, комплексний аналіз внеску похибок вимірювальної системи в сумарну похибку МВР дисків авіаційних ГТД донині не отримав достатнього висвітлення для умов багаторежимного циклічного навантаження. Більшість існуючих критеріїв вибору датчиків не враховують особливості перетворення похибок у процесі розрахунку циклічного виробітку ресурсу за рівняннями довговічності. Таким чином, перелічені недоліки суттєво обмежують точність оцінки ресурсу дисків турбін авіаційних ГТД і обумовлюють необхідність розробки методу обґрунтованого вибору складу вимірюваних параметрів, адаптованого до умов циклічного навантаження деталей при підвищених температурах, і формулюванні критерію якості складу вимірювань із комплексним урахуванням методичних та інструментальних похибок, профілю польотного циклу та показника робастності моделей до деградації двигуна.

Другий розділ присвячено розробці методики синтезу оптимального набору вимірюваних параметрів для задач моніторингу ресурсу дисків турбіни авіаційного ГТД і формулюванню комплексного критерію якості. Загальна задача моніторингу полягає в перетворенні вектора вимірюваних параметрів Y на величину накопиченого пошкодження D контрольованої деталі. Цей процес реалізується через каскад взаємопов'язаних математичних моделей (рис. 1). Визначальні для ресурсу напруження σ і температура t в критичній точці деталі не вимірюються безпосередньо. Вони є результатом реалізації ланцюжка обчислень, до якого входять: модель невимірюваних параметрів 2 (розраховує параметри, які доповнюють склад вимірюваних параметрів і умов польоту 1); модель для визначення граничних умов теплового та силового навантаження 3; база даних матеріалів 4 (забезпечує моделі фізико-механічними властивостями залежно від температури); блок 5 моніторингу

стаціонарного й нестаціонарного теплового й напружено-деформованого станів; аналізатор циклів 6 (виконує схематизацію випадкового процесу навантаження для подальшого аналізу); моделі пошкодження 7 та виробітку ресурсу 8.

Отже, процес обчислення ресурсу, виробленого в довільних умовах польоту, формалізується як послідовне відображення:

$$\mathbf{Y} \xrightarrow{M_1} \mathbf{Z} \begin{cases} \xrightarrow{M_{2...4}} S_{t \text{ crit}} \\ \xrightarrow{M_{5...7}} S_{\sigma \text{ crit}} \end{cases} \xrightarrow{M_{8,9}} D, \quad (1)$$

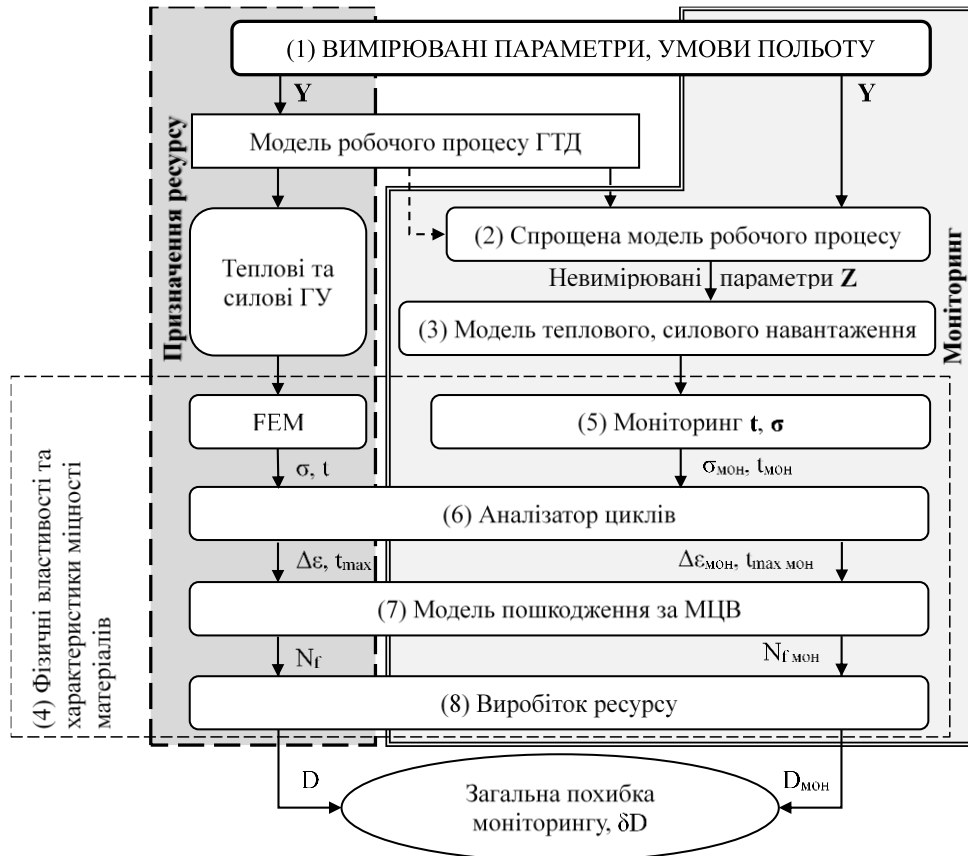


Рис. 1 – Структура МВР і чинники, що призводять до похибок

де $\mathbf{Y}$ – вектор вимірювань: вхідні дані, містить штатні параметри (частоту обертання ротора n , вимірювану температуру T і тиск P по тракту двигуна та ін.); $\mathbf{Z}$ – вектор невимірюваних параметрів: фізичні параметри (тиск, температура), необхідні для розрахунку умов теплового та силового навантаження контрольованих деталей на довільному режимі роботи двигуна; S_{crit} – стан у критичній точці контрольованої деталі: температура матеріалу t і напруження σ ; D – пошкодження: частка виробленого ресурсу.

Кінцева точність оцінки ресурсу D залежить від інструментальної та методичної похибок. Якщо моделі фізичного рівня (теплові, силові, міцнісні) є достатньо детермінованими, а їх похибку можна оцінити на етапі верифікації, то найбільшу невизначеність вносить спрощена модель невимірюваних параметрів. Саме від її здатності коректно відновити параметри робочого процесу двигуна за обмеженими даними датчиків залежить адекватність вхідних даних для всього подальшого розрахунку. Не менш важливим фактором є робастність – чутливість до експлуатаційної деградації характеристик двигуна.

Наявні методи визначення пошкоджень матеріалів за МЦВ базуються на використанні амплітуди деформацій як основного фактора навантаження. Для визначення цієї амплітуди необхідно знати тільки максимальну й мінімальну деформацію. Традиційні підходи до аналізу точності моніторингу ресурсу та сформовані на їх основі методики вибору складу вимірюваних параметрів розглядають усі режими роботи ГТД як рівноцінні з точки зору точності обчислення пошкодження. Натомість, в умовах типового або узагальненого польотного циклу похибка моделювання термонапруженого стану диска на режимі «малий газ», є несуттєвою, але та ж сама похибка на режимі «тах» призводить до значної похибки визначення ресурсу через нелінійність втомних характеристик матеріалів. Налаштування критерію вибору невимірюваних параметрів на те, щоб найвища точність моделей робочого процесу забезпечувалась лише на максимальних, як найбільш вагомих, режимах, також може призводити до суттєвої похибки оцінки пошкодження в окремих випадках застосування двигуна, як от протипожежний або пілотажний літак. Для усунення зазначеного недоліку запропоновано замість усереднення за узагальненим польотним циклом ввести вагову функцію режиму й використовувати її в критерії ефективності складу вимірюваних параметрів.

Вагова функція складається з двох компонентів:

$$W_{\Sigma}(\lambda) = W_{mode}(\lambda) + W_{range}(\lambda), \quad (2)$$

де $\lambda \in [0, 1]$ – нормований параметр режиму (від малого газу до максимального), визначений через комплекс $x = C \cdot n_1 \cdot T_{44}$; n_1 – частота обертання турбіни компресора; T_{44} – температура газу на виході з турбіни компресора; C – масштабний коефіцієнт.

Вага режиму W_{mode} враховує прямий внесок режиму в накопичення пошкоджень у «віртуальному циклі» (вимкнення з проміжного режиму):

$$W_{mode}(\lambda) = k_{mode} \frac{D(\lambda)}{D_{max}}, \quad (3)$$

де $D(\lambda)$ – пошкодження в циклі «0–режим–0» (рис. 2); k_{mode} – ваговий коефіцієнт (прийнято 0,5).

Вага розмаху W_{range} забезпечує точність визначення амплітуд циклів навантаження та має задовольняти такі вимоги:

- 1) функція має бути парною відносно середини інтервалу $\lambda \in [0, 1]$;
- 2) мати максимальні значення на границях при $\lambda = 0$ і $\lambda = 1$;
- 3) мінімум функції знаходиться в геометричному центрі нормованого діапазону режимів ($\lambda = 0,5$);
- 4) похідні від цієї функції на границях ($\lambda = 0, \lambda = 1$) мають дорівнювати нулю;

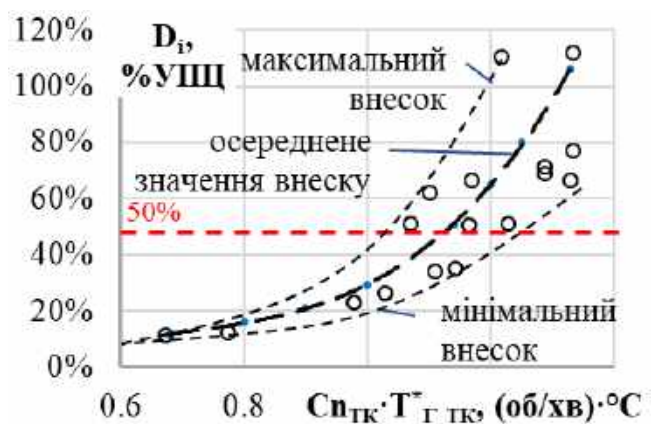


Рис. 2 – Залежність відносного пошкодження диска турбіни в циклах навантаження «0– σ_k –0» від режиму роботи двигуна

5) умова нерозривності логіки: для забезпечення балансу між статичним і циклічним внеском у зоні найменшої пошкоджуваності в точці мінімуму ($\lambda = 0,5$) значення ваги розмаху має збігатися зі значенням ваги режиму – $W_{range}(0,5) = W_{mode}(0,5)$, а максимальне значення на границях ($\lambda = 0, \lambda = 1$) має доповнювати вагу режимів до 100%, або $\max(W_{range}) = (1 - k_{mode})$.

Враховуючи граничні умови та прийнявши кубічний поліном для опису цієї функції, отримано вираз для ваги розмаху:

$$W_{range}(\lambda) = W_{mode}(0,5) + (1 - k_{mode} - W_{mode}(0,5)) \left(12(\lambda - 0,5)^2 - 16|\lambda - 0,5|^3 \right). \quad (4)$$

Остаточно, з урахуванням (2), (3) і (4), підсумкова модель вагової функції набуває вигляду (рис. 3)

$$W_{\Sigma} = k_{mode} \left(\frac{D(\lambda)}{D_{\max}} + \frac{D(0,5)}{D_{\max}} \right) + \left(1 - k_{mode} - k_{mode} \frac{D(0,5)}{D_{\max}} \right) \left(12(\lambda - 0,5)^2 - 16|\lambda - 0,5|^3 \right). \quad (5)$$

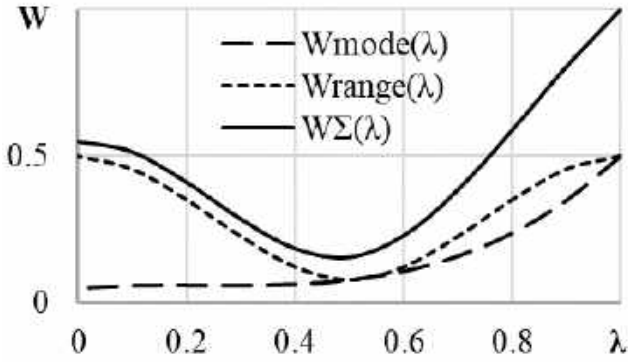


Рис. 3 – Вагові функції режиму, розмаху та сумарна

Запропоновано методику оцінки чутливості кількості циклів до руйнування, розрахованої за модифікованою формулою Менсона для асиметричного циклу навантаження, до похибок вхідних даних моніторингових моделей. Аналітичне диференціювання дозволило відокремити внесок кожного з параметрів (розмаху деформації, температури, термомеханічних властивостей матеріалів) і оцінити відносну значущість окремих джерел похибок. В

результаті сформовано градієнт пошкодження D за параметрами стану S :

$$\text{grad}D_{\lambda}(S) = \left[\frac{\partial D}{\partial t}, \frac{\partial D}{\partial \sigma} \right]_{\lambda}. \quad (6)$$

Проблему відсутності явного аналітичного зв'язку між вектором невимірюваних параметрів граничних умов $\mathbf{Z}$ та величиною накопиченого пошкодження $\mathbf{D}$ вирішено лінеаризацією в околі номінальних режимів. Зв'язок між відхиленнями параметрів навантаження $\Delta \mathbf{Z}$ і станом в точці ΔS описується матрицею чутливості $\mathbf{J}_{SZ}(\lambda_k)$:

$$\Delta S_k = \mathbf{J}_{SZ}(\lambda_k) \cdot \Delta \mathbf{Z}, \quad (7)$$

яка складається з часткових похідних температури і напружень у критичній точці за m -м параметром навантаження, а їх значення адаптуються до поточного режиму роботи двигуна, що дозволяє мінімізувати похибку лінеаризації у всьому експлуатаційному діапазоні.

Через об'єднання пов'язаних компонентів (6) і (7) єдиної системи отримано вектор наскрізної чутливості пошкодження $\mathbf{A}_{\lambda}$ до зміни параметрів навантаження $\mathbf{Z}$:

$$\mathbf{A}_{\lambda} = \text{grad}D_{\lambda}(S) \cdot \mathbf{J}_{SZ}(\lambda_k). \quad (8)$$

Комплексний критерій якості $J_{Quality}(\mathbf{Y})$ складу вимірюваних параметрів $\mathbf{Y}$ поєднує в собі критерії точності $J_{acc}(\mathbf{Y})$ і робастності $J_{rob}(\mathbf{Y})$:

$$J_{Quality}(\mathbf{Y}) = J_{acc}(\mathbf{Y}) + \gamma J_{rob}(\mathbf{Y}), \quad (9)$$

де γ – коефіцієнт, що відображає пріоритет стабільності характеристик системи під час тривалої експлуатації.

Розроблений підхід ураховує нерівнозначний внесок різних режимів роботи двигуна в накопичення пошкодження деталі за механізмом МЦВ і визначає критерій точності як метрику зваженого середньоквадратичного відхилення:

$$J_{acc}(\mathbf{Y}) = \sqrt{\sum_{k=1}^K W_{\Sigma}(\lambda_k) \cdot (\Delta D_{\Sigma k})^2 / \sum_{k=1}^K W_{\Sigma}(\lambda_k)}, \quad (10)$$

де квадрат сумарної похибки оцінки ресурсу на k -му режимі визначається як сума квадратів зміщення та дисперсії

$$(\Delta D_{\Sigma k})^2 \approx (\mathbf{A}_k \cdot \Delta \mathbf{Z}_{model k})^2 + (\sigma_{D instr k})^2 \quad (11)$$

і враховує систематичну похибку модельної апроксимації (перший доданок) і випадкову похибку вимірювань (другий доданок), які не корелюють між собою (статистично незалежні величини);

$$(\sigma_{D instr k}(\mathbf{Y}))^2 = \sum_{i \in \mathbf{Y}} \left(\mathbf{A}_k \cdot \frac{\partial z}{\partial y_i} \bigg|_k \cdot \sigma_{y_i} \right)^2; \quad (12)$$

$\frac{\partial z}{\partial y_i}$ – коефіцієнт впливу i -го датчика на шуканий параметр z ; σ_{y_i} – абсолютне середньоквадратичне відхилення похибок вимірюваних параметрів двигуна.

Аналогічно до критерію точності визначено й критерій робастності J_{rob} , як міру розсіювання похибки оцінки пошкодження при варіації параметрів технічного стану $\Theta = [\delta\eta_K, \delta\eta_T, \dots]$ у межах заданих допусків із застосуванням оцінки на основі чутливості першого порядку:

$$J_{rob}(\mathbf{Y}) = \sqrt{\sum_{k=1}^K W_{\Sigma}(\lambda_k) \cdot \sum_{m=1}^M (\mathbf{A}_k \cdot \Delta \mathbf{Z}_{m,k}(\Theta_m))^2 / \sum_{k=1}^K W_{\Sigma}(\lambda_k)}, \quad (13)$$

де компоненти вектору $\Delta \mathbf{Z}_{m,k}(\Theta_m)$ розраховуються як різниця між реакцією спрощеної моделі та еталонною поведінкою двигуна при заданому рівні деградації

$$\Delta \mathbf{Z}_{m,k} = \mathbf{Z}_{model}(\mathbf{Y}(\lambda_k, \Theta_m)) - \mathbf{Z}_{ref}(\lambda_k, \Theta_m), \quad (14)$$

$\mathbf{Z}_{ref}(\lambda_k, \Theta_m)$ – еталоне значення параметру, розраховане за повною термодинамічною моделлю двигуна при безпосередньому введенні збурення характеристики Θ_m ; $\mathbf{Z}_{model}(\mathbf{Y}(\lambda_k, \Theta_m))$ – модельне значення, розраховане спрощеними моніторинговими алгоритмами за вектором вхідних параметрів $\mathbf{Y}(\lambda_k, \Theta_m)$, сформованим еталонною термодинамічною моделлю під впливом деградації Θ_m .

Запропонований метод обґрунтування оптимального складу вимірювань реалізується в кілька етапів:

1) формування множини альтернатив: визначення переліку доступних для вимірювання параметрів та їх можливих комбінацій;

2) синтез моніторингових моделей: розроблення каскаду моделей для кожного варіанта складу вимірювань, що перетворюють вхідний вектор $\mathbf{Y}$ у вектор невимірюваних параметрів $\mathbf{Z}$ і відповідний термонапружений стан у критичній точці S_{crit} ;

3) оцінювання похибок і робастності: розрахунок трансформації похибок датчиків через моделі та аналіз відхилень результатів моніторингу при зміні характеристик проточної частини внаслідок експлуатаційної деградації;

4) оптимізація: визначення критерію $J_{Quality}$ для кожної альтернативної комбінації «склад вимірювань – модель $\mathbf{Z}(\mathbf{Y})$ » і вибір варіанта, який забезпечує мінімальну інтегральну похибку.

У третьому розділі на прикладі вертолітного турбовального двигуна типу ТВЗ-117 з однокаскадним газогенератором і вільною силовою турбіною розроблено моделі невимірюваних параметрів для чотирьох імовірних складів вимірювань (табл. 1), причому склад «скорочений 2» відповідає штатній системі двигуна, який знаходиться в експлуатації. Основна увага приділена контролю ресурсу дисків турбіни компресора (ТК) і силової турбіни (СТ). Усі параметри з табл. 1, окрім температури T_5 і витрати палива W_f , встановлюють зв'язок між умовами роботи дисків турбін зазначеного двигуна та термонапруженим станом у їх критичних точках. Окрім цього, для дисків ТК необхідно мати значення температури загальмованого потоку T_{41} перед робочою лопаткою першого ступеня ТК.

Таблиця 1 – Альтернативні склади вимірюваних параметрів ТВад

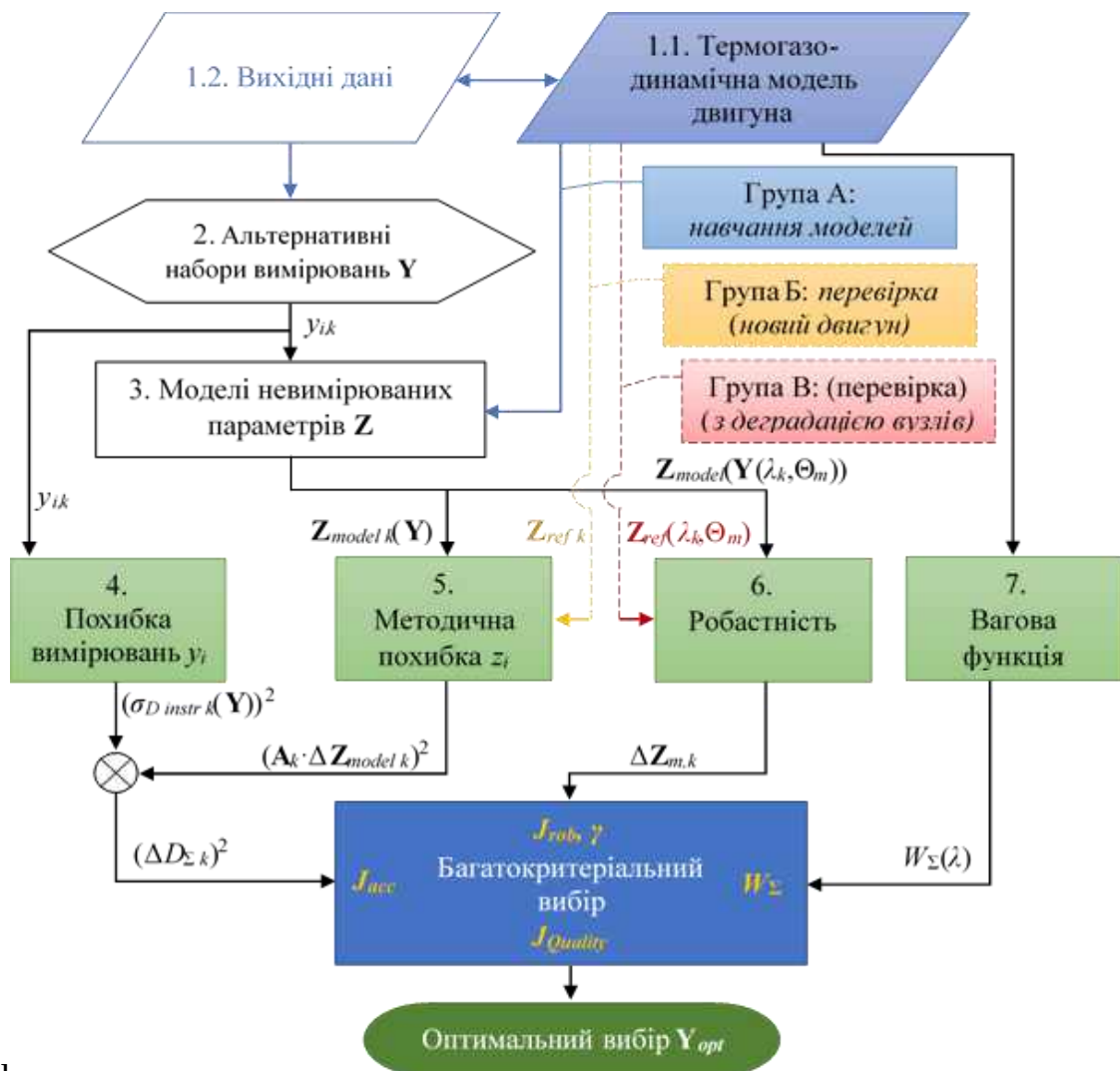
Назва параметру	Альтернативний склад вимірюваних параметрів			
	Скорочений 1	Скорочений 2	Розширений 1	Розширений 2
Частота обертання ротора ТК, n_1	+	+	+	+
Частота обертання ротора вільної турбіни, n_2	+	+	+	+
Повний тиск повітря на вході в двигун, P_2	+	+	+	+
Повний тиск повітря на виході з компресора, P_3	+	-	+	+
Температура загальмованого потоку на вході в двигун, T_1	+	+	+	+
Температура загальмованого потоку на виході з компресора, T_3	-	-	+	+
Температура загальмованого потоку на виході з ТК, T_{44}	+	+	+	+
Температура загальмованого потоку на виході з СТ, T_5	-	-	-	+
Витрата палива, W_f	+	+	+	+

Для ідентифікації кожного невимірюваного параметра розроблено три класи конкурентних моделей $\mathbf{Z} = f(\mathbf{Y})$:

- регресійні моделі, побудовані на методах статистичного аналізу;
- моделі на основі термодинамічних співвідношень, що базуються на фундаментальних рівняннях збереження маси й енергії та рівняннях робочих процесів у вузлах ГТД;

- моделі на базі методу головних компонент для підвищення точності відновлення вектора $\mathbf{Z}$ в умовах обмеженої інформації.

Четвертий розділ присвячено аналізу ефективності моніторингових моделей невимірюваних параметрів ГТД за комплексним критерієм якості. Алгоритм пошуку оптимальної комбінації «склад вимірювань – метод – модель» із застосуванням критерію $J_{Quality}$ передбачає паралельне обчислення кількісних характеристик, які формують даний критерій, для всіх можливих моделей при всіх доступних аргументах – вимірюваннях y_i (рис. 4). Загалом застосовано три окремі групи даних. Першу й найменшу за обсягом групу *A* використано для навчання всіх альтернативних моделей невимірюваних параметрів і сформовано за таких умов: $T_1 = const$; $P_1 = const$; $n_1 = var$; $n_2 = var$. Групи *B* і *B* використано для оцінки точності й робастності запропонованих моделей і відрізняються від групи *A* іншою варіацією вхідних параметрів: $n_{1\ 38} = var$, $n_2 = const$, $P_1 = var$, $T_1 = var$. Усі три групи даних сформовано за допомогою нелінійної повузлової термодинамічної моделі двигуна.



и

Рис. 4 – Алгоритм пошуку оптимального складу вимірюваних параметрів

З метою зменшення обсягу обчислень процедуру вибору оптимальної комбінації «склад вимірювань – метод – модель» поділено на два етапи. Перший – структурна ідентифікація – полягав у відсіюванні моделей з низькою інформативністю. Критерієм відсіву був коефіцієнт детермінації R^2 апроксимації розрахункових точок запропонованими регресійними та термодинамічними моделями. Варіанти, що демонстрували найменший розкид ($\max(R^2)$), визначено

кандидатами для подальшого аналізу, інші виключено. Перевірку здійснено на незалежній контрольній вибірці (група B) – зі зміненими зовнішніми умовами (T_0, P_0) у зведених координатах, що гарантує стійкість обраних поліноміальних структур. Відібрані таким чином моделі-кандидати перейшли до другого етапу – обчислення та порівняння критерію якості $J_{Quality}$ і вибір оптимального набору, методу й моделі.

У результаті попередньої фільтрації з усіх альтернативних складів вимірювань вибрано найкращі моделі по кожному з методів формування цих моделей – регресійні й на основі термодинамічних співвідношень. Додатково для кращих моделей зі складу «скорочений 1» і «розширений 1» застосовано метод головних компонент.

Окрім попередньої фільтрації, визначено складові комплексного критерію якості. Так, для можливості обчислення вагової функції $W_{\Sigma}(\lambda)$ на довільному режимі для груп даних B і B було визначено нестационарний термонапружений стан дисків турбіни для режимів, які утворюють п'ять типових польотних циклів зазначеного двигуна. Для кожного з режимів змодельовано ситуацію штатного запуску та виходу на досліджуваній режим із подальшим штатним вимиканням. Ці розрахунки виконано на еталонних скінченно-елементних (СЕ) моделях ротора турбіни. За отриманими максимальними еквівалентними напруженнями та відповідною температурою в критичній точці деталі було знайдено кількість циклів до руйнування. Загальна кількість обчислених таким чином режимів становить 45 і охоплює весь можливий діапазон роботи двигуна. Розподіл відносного пошкодження $D(\lambda)/D_{\max}$ за режимами типових польотних циклів подано на рис. 5 і апроксимовано поліномом

$$\frac{D(\lambda)}{D_{\max}} = -1,821 \cdot 10^{-3} + 5,041 \cdot 10^{-1} x - 2,359 x^2 + 4,197 x^3 - 2,241 x^4 + 4,139 \cdot 10^{-1} x^5. \quad (15)$$

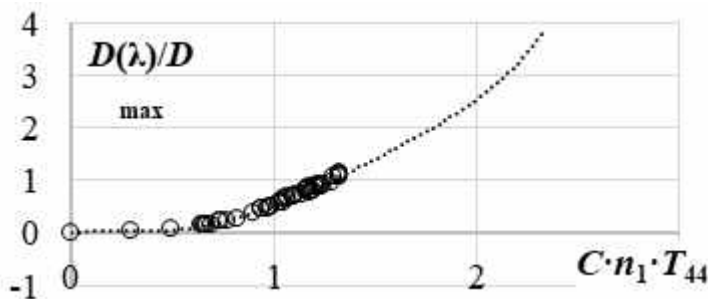
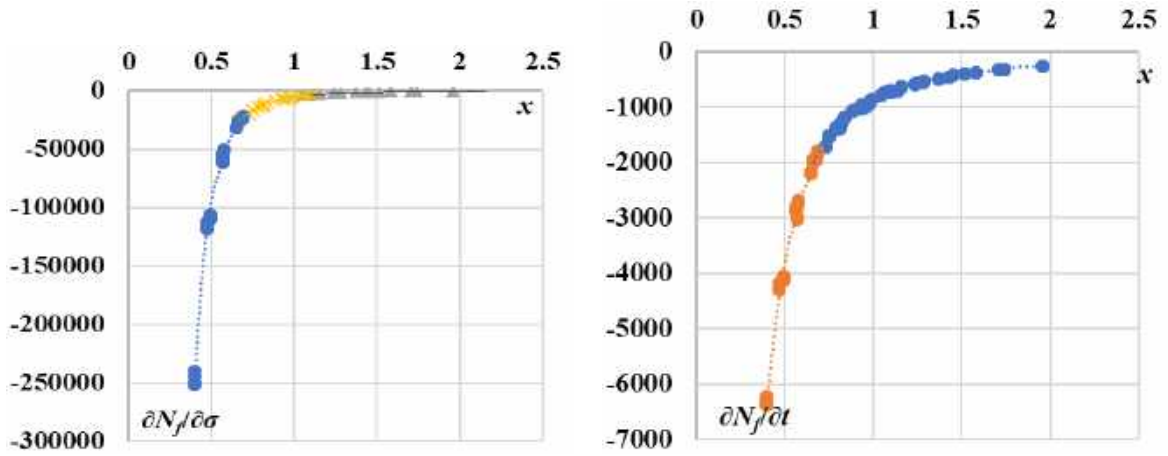
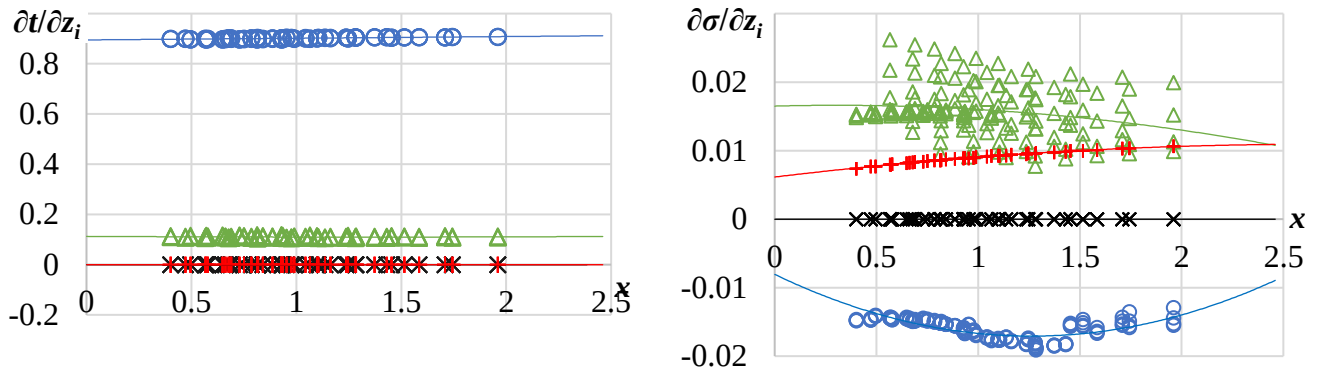


Рис. 5 – Розподіл відносного пошкодження диска ТК за режимами ТПЦ

Аналогічно, за результатами моделювання із залученням еталонних СЕ-моделей ротора турбіни виконано апроксимацію за режимним параметром розрахованих аналітично складових градієнту термонапруженого стану $\text{grad}D(S)_\lambda$ (рис. 6) і матриці впливу $J_{SZ}(\lambda_k)$ параметрів навантаження на термонапружений стан у критичній точці контрольованої деталі (рис. 7). Таким чином, отримано прості поліноміальні залежності для обчислення вектора наскрізної чутливості пошкодження до зміни параметрів навантаження, які в подальшому застосовано для аналізу методичних, інструментальних похибок і робастності на групах даних B і B .

Рис. 6 – Ідентифікація часткових похідних $\partial N_f/\partial\sigma$, $\partial N_f/\partial t$ Рис. 7 – Ідентифікація часткових похідних $\partial t/\partial z_i$, $\partial\sigma/\partial z_i$

При застосуванні розробленого критерію якості $J_{Quality}$ до відібраних моделей-претендентів, для більш детального аналізу виокремлено методичну J_{method} та інструментальну J_{instr} похибки зі складу загального критерію якості:

$$J_{method}(\mathbf{Y}) = \sqrt{\sum_{k=1}^K W_{\Sigma}(\lambda_k) \cdot (\mathbf{A}_k \cdot \Delta \mathbf{Z}_{model\ k})^2 / \sum_{k=1}^K W_{\Sigma}(\lambda_k)}, \quad (16)$$

$$J_{instr}(\mathbf{Y}) = \sqrt{\sum_{k=1}^K W_{\Sigma}(\lambda_k) \cdot (\sigma_{D\ instr\ k})^2 / \sum_{k=1}^K W_{\Sigma}(\lambda_k)}, \quad (17)$$

У результаті для всіх альтернативних складів вимірювання відібрано найкращі моделі по кожному з методів формування цих моделей. Додатково для кращих моделей зі складу «скорочений 1» і «розширений 1» застосовано метод головних компонент. Загальне порівняння зазначених комбінацій представлено на рис. 8.

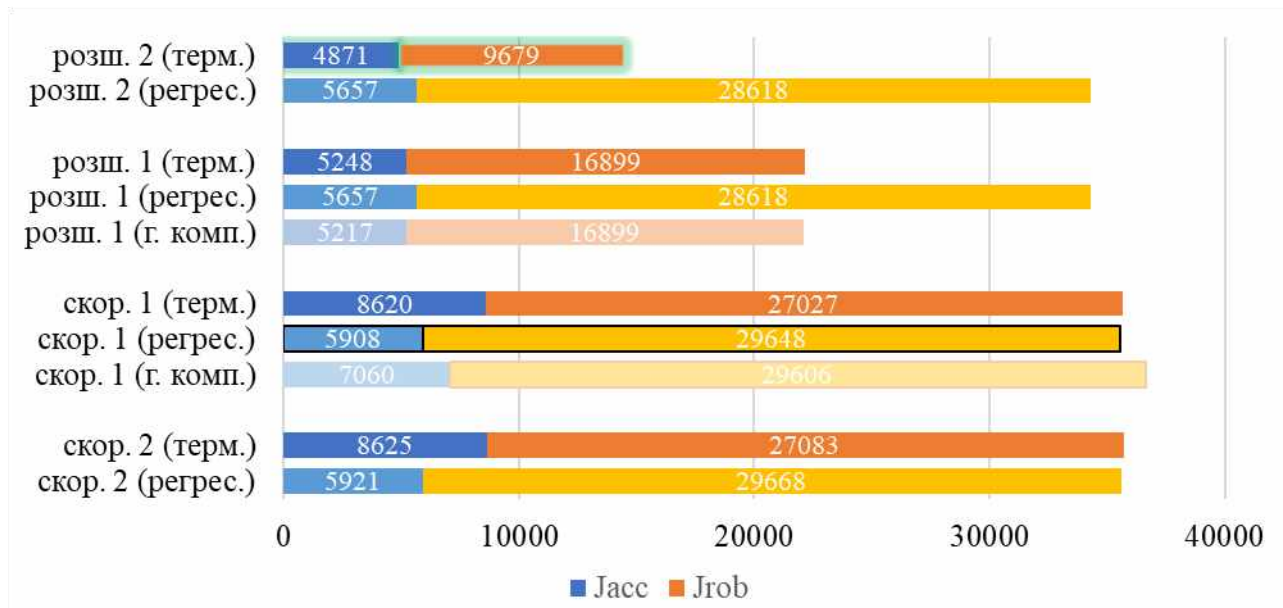


Рис. 8 – Критерій якості найкращих комбінацій «метод × модель» для всіх складів вимірювань

Загальна оцінка комбінацій «вимірювання×метод×модель» за розробленими критеріями точності, робастності та якості показує наступне:

1. Найкращий результат досягається при комбінації складу вимірювань «розширений 2» і моделі $Z = f(Y)$ (температури газу перед РК ТК), оснований на термодинамічних співвідношеннях і з аргументами T_5 у внутрішніх моделях коефіцієнтів. Ця комбінація забезпечує найменше значення підсумкового критерію якості $J_{Quality} = 4871 + 9679 = 14500$, що в 2,3 рази краще, ніж у найближчого конкурента серед регресійних моделей.

2. Для складу вимірювань «розширений 1» зазначена тенденція зберігається, але різниця між значеннями критерію $J_{Quality}$ між термодинамічними та регресійними моделями зменшується до 1,5 разів.

3. Для скорочених складів вимірювань різниця значень критерію $J_{Quality}$ між різними моделями майже відсутня – вона становить 0,3% на користь більш простих регресійних моделей.

4. Методична похибка (J_{acc}) моделей $Z = f(Y)$ слабо залежить від методу їх утворення й зростає зі скороченням кількості вимірюваних параметрів, які формують умови теплового та силового навантаження деталі. Більшою мірою на скорочення вимірювань реагують «термодинамічні» моделі. При відсутності вимірювань температури T_3 за компресором зростання критерію J_{acc} на даних групи Б становить приблизно 10% для регресійних моделей і 60% для термодинамічних моделей.

5. Робастність термодинамічних моделей суттєво покращується з переходом від складу вимірювань «скорочений 1» до «розширений 1»: відмінність між значеннями критерію J_{rob} становить 37%, а з переходом до складу «розширений 2» сягає 64%.

6. Робастність регресійних моделей майже не залежить від складу вимірювань.

7. Через інваріантність точності й робастності до складу вимірювань загальний критерій якості регресійних моделей покращується лише на 4% в розрахунку між найгіршим і найкращим показниками $J_{Quality}$ цих моделей.

8. Застосування методу головних компонент для найкращої (регресійної) моделі складу «скорочений 1» не тільки не покращує ситуацію, а, навпаки, призводить до збільшення інструментальних похибок і, як наслідок, погіршення критерію якості даної моделі. Застосування методу головних компонент до найкращої (термодинамічної) моделі складу «розширений 1» має незначний вплив на критерій точності, в результаті чого критерій якості покращується лише на 0,14 %.

У п'ятому розділі здійснено практичну апробацію рекомендацій щодо вибору структури моніторингових моделей, розроблених на основі запропонованого критерію якості. Для авіаційного двигуна типу ТВ3-117 із фіксованим штатним складом вимірювань сформовано наскрізний алгоритм моніторингу, який включає розрахунок параметрів проточної частини, теплового та напружено-деформованого станів, а також оцінювання виробітку ресурсу дисків турбіни. Оцінку похибок статичних і динамічних (рис. 9, 10) моделей теплового й термонапруженого станів виконано для типового польотного циклу двигуна. Порівняно результати моделювання з використанням еталонних скінченно-елементних моделей і швидкоррахункових моніторингових моделей. Похибку температури розраховано як різницю між моніторинговим значенням температури $t_{\text{модель}}$ і значенням температури t_{FEM} , розрахованим за допомогою скінченно-елементних моделей. Похибку напружень обчислено за формулою

$$\delta(\sigma_i) = \frac{\sigma_i - \sigma_{i \text{ FEM}}}{\sigma_{i \text{ FEM}}} \cdot 100 \%, \quad (18)$$

де σ_i — компонента напружень (x, y, z або xy); $\sigma_{i \text{ FEM}}$ — компонента напружень (x, y, z або xy), визначена за скінченно-елементною моделлю.

Встановлено, що на усталених режимах максимальна похибка визначення температури дисків не перевищує 0,1 °С, а напружень — 0,5 %. При імітації умов типового польотного циклу локальний максимум похибки оцінки еквівалентних напружень (до $\pm 1,5$ %) фіксується винятково на етапі запуску двигуна (рис. 10), що зумовлено виходом параметрів за межі діапазону ідентифікації моніторингових моделей. Оскільки ця розбіжність припадає на відносно низькі (безпечні) рівні напружень, вона не впливає на достовірність результатів. Натомість на момент виходу на максимальний режим похибка не перевищує $\pm 0,15$ %, а під час досягнення пікових напружень у критичних точках деталей — зменшується майже до нуля.

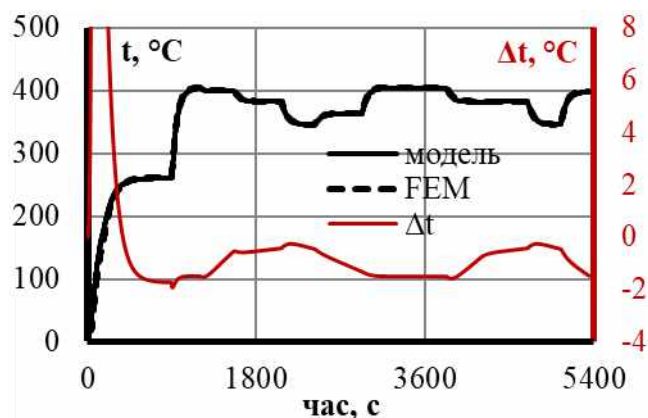


Рис. 9 – Оцінка похибки температури критичної точки диска 1 ступеня ТК на перехідних режимах:

-- tFEM; – tмодель; – Δt

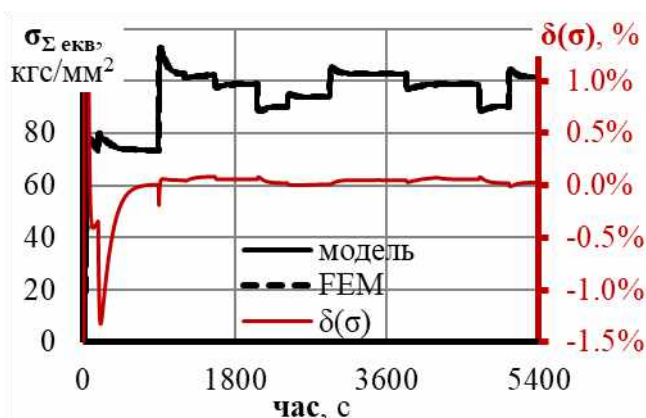


Рис. 10 – Похибка еквівалентних напружень диска 1 ступеня ТК на перехідних режимах:

-- $\sigma_{екв FEM}$; – $\sigma_{екв модель}$; – $\delta(\sigma_{екв})$

Оцінено підсумкову похибку визначення ресурсу за механізмом МЦВ (табл. 2). Розрахунок накопичених пошкоджень показав, що розбіжність між моніторинговим алгоритмом та еталонною СЕ-моделлю для диска 1 ступеня становить лише 0,47 %. Для диска 2 ступеня похибка складає 4,67 %. У результаті детального аналізу виявлено, що ця розбіжність спричинена не похибкою моделі температури, а незначною відмінністю динаміки температурних напружень, через що сумарні еквівалентні напруження в моніторингових і скінченно-елементних моделях набувають свого максимального значення в різні моменти часу. Так, найбільша різниця в температурах для диска 1 ступеня ТК і пік еквівалентних умовно пружних напружень $\sigma_{e max}$ припадають на момент часу 920 с, а для скінченно-елементних моделей – на 932 с, причому зміна напружень впродовж зазначеного інтервалу часу не перевищує 0,5 кгс/мм², а відмінність температур не перевищує 3,5 градусів.

Це означає, що уточнення потребує лише моніторингова динамічна модель температурних напружень диска 2 ступеня ТК. З огляду на результати, отримані для диска 1 ступеня ТК можна вважати, що вибрані за розробленим критерієм моделі невимірюваних параметрів забезпечують достатню точність усього подальшого ланцюжка розрахунків.

Таблиця 2 – Похибки моніторингових моделей дисків ТК

Параметр	Диск 1 ступеня ТК			Диск 2 ступеня ТК		
	модель	еталон	δ	модель	еталон	δ
$\sigma_{ep max}, \text{кгс/мм}^2$	79,51	79,46	0,06%	76,08	75,80	0,37%
$\sigma_{ep min}, \text{кгс/мм}^2$	-25,53	-25,49	0,16%	-22,22	-21,92	1,37%
$t_{max}, ^\circ\text{C}$	300,2	303,1	-2,9 K	324,9	345,6	-20,7 K
$\Delta\epsilon$	$6,595 \cdot 10^{-3}$	$6,590 \cdot 10^{-3}$	0,08%	$5,661 \cdot 10^{-3}$	$5,621 \cdot 10^{-3}$	0,71%
N_f	$1,9010 \cdot 10^4$	$1,9099 \cdot 10^4$	-0,47%	$4,0661 \cdot 10^4$	$4,2559 \cdot 10^4$	-4,46%
D	$5,2605 \cdot 10^{-5}$	$5,2360 \cdot 10^{-5}$	0,47%	$2,4594 \cdot 10^{-5}$	$2,3497 \cdot 10^{-5}$	4,67%

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі розв'язано актуальну науково-прикладну задачу створення методу обґрунтованого вибору складу вимірюваних параметрів авіаційних ГТД для експлуатаційного моніторингу виробітку ресурсу дисків. На основі проведених теоретичних і розрахункових досліджень отримано такі основні результати:

1. Виконано аналіз проблеми моніторингу виробітку ресурсу основних деталей авіаційних ГТД. Доведено, що існуючі методи обґрунтування складу вимірюваних параметрів орієнтовані переважно на задачі діагностування проточної частини або оцінювання ресурсу робочих лопаток (в умовах тривалого статичного навантаження) і не можуть бути безпосередньо застосовані для дисків турбіни, де визначальним фактором є малоциклова втома. Обґрунтовано необхідність розроблення нових критеріїв, які б комплексно враховували вплив похибок вимірювання, робастність моніторингових моделей та специфіку перетворення інформації під час розрахунку накопичених пошкоджень.

2. Запропоновано новий метод формування складу вимірюваних параметрів ГТД для забезпечення моніторингу виробітку ресурсу дисків. На відміну від існуючих підходів, розроблений метод безпосередньо враховує циклічний характер термонапруженого стану дисків і дозволяє синтезувати найкращий склад вимірювань для будь-якого заданого узагальненого польотного циклу.

3. Виконано комплексний аналіз чинників похибок моніторингу циклічного ресурсу дисків авіаційних ГТД. За допомогою аналізу чутливостей отримано універсальні залежності, що визначають залежності окремих складових зазначених похибок від властивостей матеріалів і умов теплового й силового навантаження.

4. Сформульовано новий інтегральний критерій ефективності складу вимірюваних параметрів. Доведено, що комплексне врахування в ньому інструментальних і методичних похибок, профілю польотного циклу, а також показника робастності (стійкості моделей теплового й напруженого станів до зміни технічного стану двигуна) дозволяє гарантувати задану точність оцінювання малоциклової втоми в найбільш критичних зонах експлуатації.

5. Розроблено комплекс математичних моделей для визначення невимірюваних параметрів робочого процесу (температури та тиску у відповідних перерізах проточної частини). На прикладі турбовального двигуна типу ТВ3-117 сформовано альтернативні структури моніторингових моделей із використанням підходів регресійного аналізу, термодинамічних співвідношень і методу головних компонент, що створило необхідний базис для пошуку оптимальної конфігурації системи моніторингу.

6. За допомогою розробленого критерію якості виконано комплексний аналіз ефективності створених моделей. Визначено раціональні галузі їх застосування: встановлено, що для обмежених («скорочених») складів вимірювань доцільно використовувати регресійні моделі (різниця якості з термодинамічними не перевищує 0,3 %, проте структура значно простіша). Для розширених складів вимірювань доведено перевагу термодинамічних моделей завдяки їхній вищій стійкості до деградації вузлів.

7. Кількісно оцінено вплив складу вимірюваних параметрів на ефективність моніторингу. Доведено, що порівняно зі штатним складом вимірювань двигуна ТВЗ-117, введення додаткового контролю температури за компресором покращує показник робастності на 37 %, а спільне додавання вимірювань температур за компресором та за турбіною компресора – на 64 %.

8. Здійснено наскрізну перевірку та практичну апробацію алгоритмів моніторингу шляхом порівняння отримуваних результатів з результатами, отриманими з використанням еталонних скінченно-елементних моделей. Установлено, що на усталених режимах максимальна похибка визначення температур дисків не перевищує 0,1 °С, а напружень – 0,5 %. Локальний максимум похибки (до $\pm 1,5$ %) на перехідних режимах фіксується винятково на етапі запуску двигуна (за низьких рівнів напружень), а під час досягнення пікових навантажень у критичних точках – зменшується майже до нуля.

9. Оцінено підсумкову похибку визначення ресурсу за механізмом малоциклової втоми. Розрахунок показав, що розбіжність між швидкорухомим алгоритмом і еталонною моделлю для диска 1го ступеня становить 0,47 %, а для диска 2го ступеня – 4,67 %. Доведено, що ці розбіжності спричинені винятково фазовим зсувом моментів настання максимальних напружень.

10. Підтверджено універсальність розробленого критерію якості. Доведено ефективність його застосування як на етапі проектування ГТД (для вибору складу вимірювань), так і в процесі експлуатації (для підбору моделі під наявні датчики в умовах довгострокової деградації двигуна).

11. Результати дисертаційної роботи впроваджено в практику провідних підприємств галузі у вигляді алгоритмічного та програмного забезпечення для систем моніторингу термонапруженого стану та ресурсу дисків турбін. Зокрема, результати використано під час виконання робіт для АТ «МОТОР СІЧ» (договори №203-8/2023(УГК) для двигуна ТВЗ-117ВМА-СБМ1В-01Т 1 серії, №05-НТ/2012(УГК) для двигуна ТВЗ-117ВМА-СБМ1В, №203-38/2008 для двигунів Д-436-148 і АІ-450-МС), та за міжнародним контрактом № ІНУ20/1718UA-203-5/2021 із Shanghai HYUAN Machinery Technology Co., LTD.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Статті в міжнародній наукометричній базі даних SCOPUS

1. Dynamic turbine clearance simulation considering the influence of temperature on mechanical load-induced displacements / R. Zelenskyi, S. Yepifanov, Ye. Martseniuk I. Kravchenko, I. Loboda // *Journal of Aerospace Engineering*. – 2017. – Vol. 30, Iss. 5. – P. 04017042-1–04017042-11. – doi: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000751.

2. Martseniuk, Ye. Steady and transient thermal state of turbine disk estimation for life-time monitoring / Ye. Martseniuk // *Transactions on Aerospace Research*. – 2020. – Vol. 3(260). – P. 21-29. doi: 10.2478/tar-2020-0014.

Статті в наукових фахових виданнях України

3. Марценюк, Е. В. Оценка влияния непропорциональности температурного нагружения на ресурс диска турбины авиационного ГТД / Е. В. Марценюк, А. В. Олейник, Н. А. Шимановская // *Вісник двигунобудування*. – 2008. № 3. – С. 158-162.

4. Марценюк, Е. В. Выбор модели для определения температуры за компрессором при мониторинге выработки ресурса основных деталей трехвального ТРДД / Е. В. Марценюк, С. В. Епифанов, Т. В. Кулик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 10 (107). – С. 154–160.

5. Марценюк, Е. В. Идентификация граничных условий теплообмена турбины по результатам испытаний / Е. В. Марценюк, Ю. А. Зеленый, С. Б. Резник, Р. Р. Климик, Т. В. Кулик // *Вісник Національного технічного університету «ХПІ»*. Сер.: Математичне моделювання в техніці та технологіях. – 2015. – № 41 (1150). – С. 72-76.

6. Марценюк, Е. В. Идентификация теплового состояния корпуса турбины авиационного двигателя по экспериментальным данным / Е. В. Марценюк, Ю. А. Зеленый, Р. Р. Климик // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2016. – № 7 (134). – С. 54-61.

7. Зеленский Р. Л. Моделирование динамики радиального размера диска турбины, обусловленной действием механических факторов / Р. Л. Зеленский, С. В. Епифанов, Е. В. Марценюк, В. В. Бойко // *Вісник двигунобудування*. – 2015. № 2. – С. 80-91.

8. Марценюк, Є. В. Формування критерію ефективності для вибору складу вимірюваних параметрів системи моніторингу виробітку циклічного ресурсу дисків авіаційних двигунів / Є. В. Марценюк, С. В. Єпіфанов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2026. – № 1 (209). – С. 71-83. doi: 10.32620/aktt.2026.1.07.

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

9. Епифанов, С. В. Влияние моделей неизмеряемых параметров на эффективность эксплуатационного мониторинга термонапряженного состояния деталей ГТД / С. В. Епифанов, Е. В. Марценюк, К. Маравилла Эррера // *Проблеми динаміки і міцності в турбомашинобудуванні. ТУРБО'2014 : V Міжнар. наук.-техн. конф. : тези доп., 27–30 трав. 2014 р., Київ, Україна / НАН України, Ін-т проблем міцності ім. Г. С. Писаренка, Наук. рада з проблеми «Механіка деформованого твердого тіла»*. – Київ, 2014. – С. 95–96.

10. Марценюк, Є. В. Формування моделей невимірюваних параметрів в алгоритмах моніторингу ресурсу диска ТВТ турбовального двигуна / Є. В. Марценюк, С. В. Єпіфанов. // *XXVI - міжнародний конгрес двигунобудівників: тези доповідей*. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2021 – С. 65-66.

11. Єпіфанов, С. В. Обґрунтування складу вимірювальної системи авіаційного двигуна для моніторингу ресурсу / С. В. Єпіфанов, Є. В. Марценюк // *XXX Міжнародний конгрес двигунобудівників: тези доповідей*. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2025 – С. 50-51.

12. Є. В. Марценюк. Інтегральний критерій синтезу оптимального набору вимірюваних параметрів для задач моніторингу ресурсу ГТД. VI *Всеукраїнська відкрита науково-практична конференція «Сучасні проблеми двигунобудування, енергетики та інтелектуальної механіки»: Тези доповідей*. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2026 – 125 с., С. 28-32.

13. Є. В. Марценюк. Аналіз ефективності моніторингових моделей невимірюваних параметрів ГТД за інтегральним критерієм якості. VI *Всеукраїнська відкрита науково-практична конференція «Сучасні проблеми двигунобудування, енергетики та інтелектуальної механіки»: Тези доповідей*. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2026 – 125 с., 33-36.

АНОТАЦІЯ

Марценюк Є. В. Формування складу вимірюваних параметрів газотурбінних двигунів для забезпечення моніторингу виробітку ресурсу дисків. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки. Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут» Харків, 2026.

Дисертацію присвячено розв'язанню актуального питання – розробленню методу обґрунтованого вибору складу вимірюваних параметрів авіаційних газотурбінних двигунів для забезпечення експлуатаційного моніторингу ресурсу дисків турбін. У процесі дослідження виконано комплексний аналіз чинників інструментальних і методичних похибок. За допомогою аналізу чутливості отримано універсальні залежності, що визначають зв'язок окремих складових зазначених похибок із властивостями матеріалів і умовами теплового й силового навантаження.

У роботі проаналізовано існуючі методи обґрунтування складу вимірювальних систем і доведено, що вони не можуть бути безпосередньо застосовані для дисків турбіни, для яких ключовим механізмом накопичення пошкоджень є малоциклова втома. Запропоновано новий метод формування складу вимірювань. Сформульовано новий критерій ефективності складу вимірюваних параметрів, який враховує інструментальні та методичні похибки оцінювання ресурсу, робастність моделей до зміни технічного стану двигуна та профіль узагальненого польотного циклу.

Розрахункові дослідження здійснено на прикладі авіаційного турбовального двигуна типу ТВ3-117. Розглянуто чотири альтернативні склади вимірювань, для яких сформовано конкурентні моніторингові моделі невимірюваних параметрів з використанням методів регресійного аналізу, термодинамічних співвідношень і методу головних компонент. За допомогою критерію якості проведено порівняльний аналіз комбінацій «вимірювання × метод × модель» і визначено раціональні галузі їх застосування залежно від наявного складу датчиків.

Застосування розробленого методу дало змогу істотно підвищити достовірність моніторингу та оцінити вплив додаткових вимірювань у разі їх додавання до штатного набору датчиків двигуна типу ТВ3-117, що перебуває в експлуатації. Установлено, що введення контролю температури за компресором покращує показник робастності на 37 %, а спільне додавання вимірювань температур за компресором та за турбіною компресора – на 64 %.

Рекомендації з вибору моделей невимірюваних параметрів для алгоритмів моніторингу ресурсу дисків авіаційних двигунів із фіксованим штатним складом вимірювань упроваджено й застосовано під час виконання робіт для АТ «МОТОР СІЧ» (для двигунів ТВ3-117ВМА-СБМ1В-01Т 1 серії, ТВ3-117ВМА-СБМ1В, Д-436-148, AI-450-МС), а також за міжнародним контрактом на замовлення компанії Shanghai HYUAN Machinery Technology Co., LTD.

Ключові слова: газотурбінний двигун, моніторинг виробітку ресурсу, малоциклова втома, склад вимірюваних параметрів, математична модель, критерій ефективності, турбіна, диск.

ABSTRACT

Martseniuk Ye. V. Formation of the measured parameter set of gas turbine engines to ensure monitoring of disk life depletion. – Manuscript.

Thesis for the scientific degree of the Candidate of Technical Sciences by specialty 05.05.03 – Engines and Power Plants. – National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, 2026.

The dissertation is devoted to solving a highly relevant issue: the development of a method for the substantiated selection of the measurement configuration for aircraft gas turbine engines (GTEs) to ensure operational monitoring of turbine disk life. During the research, a comprehensive analysis of measurement and methodological error factors was performed. Using sensitivity analysis, universal dependencies were obtained that determine the relationship between individual components of the specified errors and material properties, as well as thermal and mechanical loading conditions.

The study analyzes existing methods for substantiating the configuration of measuring systems and demonstrates that they cannot be directly applied to turbine disks, for which low-cycle fatigue is the primary damage accumulation mechanism. A new method for determining the measurement configuration is proposed. A new quality criterion for the measurement configuration has been formulated, which accounts for measurement and methodological errors in life estimation, model robustness to changes in the engine's technical state, and the generalized flight cycle profile.

The computational studies were conducted using the TV3-117 aircraft turboshaft engine as a case study. Four alternative measurement configurations were considered, for which competing monitoring models of unmeasured parameters were developed using regression analysis methods, thermodynamic relations, and Principal Component Analysis (PCA). Using the quality criterion, a comparative analysis of the "measurement configuration – method – model" combinations was performed, establishing rational domains for their application depending on the available sensor suite.

The application of the developed method significantly improved monitoring accuracy and allowed for a quantitative evaluation of the impact of supplemental measurements when integrated into the baseline sensor suite of the operational TV3-117 engine. It was established that expanding the existing measurement configuration with compressor discharge temperature measurements improves the system's robustness metric by 37%, while the simultaneous integration of both compressor discharge and compressor turbine discharge temperature measurements improves it by 64%.

Recommendations for selecting unmeasured parameter models within aircraft engine disk life monitoring algorithms with a fixed baseline measurement configuration have been implemented and applied during projects for JSC Motor Sich (for the TV3-117VMA-SBM1V-01T (Series 1), TV3-117VMA-SBM1V, D-436-148, and AI-450-MS engine models), as well as under an international contract commissioned by Shanghai HYUAN Machinery Technology Co., Ltd.

Keywords: gas turbine engine, life depletion monitoring, low-cycle fatigue, measurement configuration, mathematical model, quality criterion, turbine, disk.

Підписано до друку 27.07.2026р.
Формат 60 x 84^{1/16}. Папір офсетний. Гарнітура Times New Roman.
Друк цифровий. Ум. друк. арк. 0,9.
Наклад 100 прим. Зам. № 2907.

Видавництво МОНОГРАФ
ФОП Іванченко І. С.
пр. Тракторобудівників, 89-а/62, м. Харків, 61135.
Тел.: +38 (050/093) 40-243-50.
www.monograf.com.ua

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до державного реєстру видавців, виготівників та розповсюджувачів
видавничої продукції серія ДК № 4388 від 15.08.2012 р.