

УДК 621.452.3.03-226:536.24:519.876.5(043.3)

doi: 10.32620/aktt.2026.1.07

Є. В. МАРЦЕНЮК, С. В. ЄПІФАНОВ

Національний аерокосмічний університет

«Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна

## ФОРМУВАННЯ КРИТЕРІЮ ЕФЕКТИВНОСТІ ДЛЯ ВИБОРУ СКЛАДУ ВИМІРЮВАНИХ ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМИ МОНІТОРИНГУ ВИРОБІТКУ ЦИКЛІЧНОГО РЕСУРСУ ДИСКІВ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Предметом дослідження є процес виробітку циклічного ресурсу дисків газотурбінного двигуна. Об'єктом дослідження є вплив складу вимірюваних параметрів на точність визначення виробітку ресурсу. Актуальність дослідження обумовлена необхідністю забезпечення експлуатаційного моніторингу виробітку ресурсу критичних деталей для забезпечення необхідної надійності та ефективної експлуатації авіаційних двигунів в умовах жорстких обмежень на кількість і склад вимірюваних параметрів. При цьому слід використовувати математичні моделі робочого процесу двигуна, температурного й напружено-деформованого стану критичних деталей, а також моделі накопичення пошкоджень. Усі ці моделі перетворюють інструментальні похибки вимірювань у кінцеву похибку визначення вичерпання ресурсу. До них додаються методичні похибки, спричинені неточністю використовуваних моделей, а також впливом індивідуальних особливостей двигунів, зумовлених похибками виготовлення та зміною характеристик вузлів проточної частини внаслідок експлуатаційних впливів. Метою роботи є формування структури критерію, який забезпечує вибір найкращого складу вимірюваних параметрів двигуна для моніторингу ресурсу. Для досягнення мети проаналізовано пошкодження дисків, які виникають на характерних ділянках типових польотних циклів вертольота, протипожежного та маневреного літаків. Отримано такі результати: виявлено і проаналізовано вплив на точність визначення циклічних пошкоджень таких факторів як профіль польотного циклу, точність визначення температурного й напружено-деформованого стану із урахуванням похибок вимірювань і похибок відповідних моніторингових моделей. Наукова новизна полягає в тому, що вперше сформовано критерій ефективності складу вимірюваних параметрів, який враховує такі фактори: точність вимірювання, структура моніторингових моделей температурного й напружено-деформованого станів, зміна характеристик проточної частини внаслідок експлуатаційної деградації, а також склад характерних режимів роботи двигуна в узагальненому польотному циклі. Практична цінність полягає в можливості застосування запропонованого критерію для синтезу вимірювальної системи двигуна, яка здатна забезпечити моніторинг циклічного ресурсу з потрібною точністю. Практично важливим результатом також є виявлення того, що найбільший вплив на точність моніторингу циклічного ресурсу мають максимальний режим та режим польотного малого газу.

**Ключові слова:** газотурбінний двигун; ресурс; температурний і напружено-деформований стан; циклічне пошкодження; вимірювальна система; точність.

### Вступ

Забезпечення міцнісної надійності авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) є фундаментальною вимогою до безпеки польотів. Згідно з чинною нормативною термінологією, під цим поняттям розуміють властивість об'єкта зберігати у часі в установлених межах значення усіх параметрів, які характеризують здатність виконувати потрібні функції в заданих режимах та умовах застосування [1].

Водночас, ретроспективний аналіз еволюції газотурбінних технологій показує, що поряд із забезпеченням безвідмовності, визначальним

вектором розвитку галузі стає економічна ефективність експлуатації [2].

У сучасних умовах ринкова конкурентоздатність двигуна та вартість його життєвого циклу безпосередньо корелюють з повнотою використання його ресурсного потенціалу. Як зазначається у новітніх дослідженнях з прогнозування залишку ресурсу, саме точність оцінки граничного стану дозволяє уникнути передчасного списання дорогих компонентів [3]. Достовірне визначення фактичного запасу міцності дає змогу мінімізувати витрати на обслуговування, оптимізувати логістику заміни модулів і повноцінно реалізувати стратегію експлуатації за реальним технічним станом [4].



Проте, методи оцінки ресурсу суттєво відрізняються залежно від етапу життєвого циклу. Якщо на етапі проектування застосовуються високоточні, але вибагливі до обчислювальної потужності скінчено-елементні моделі та натурні випробування, то в умовах експлуатації такі підходи є неприйнятними через обмеження часу та обчислювальних потужностей. Це зумовлює необхідність впровадження автоматизованих бортових систем моніторингу, які базуються на спрощених швидкорухункових моделях.

Хоча такі системи є необхідною умовою для індивідуального керування ресурсом кожного екземпляра двигуна – шлях, яким вже йдуть провідні світові виробники (General Electric, Rolls Royce, «Івченко-Прогрес» та ін. [5]) – спрощення розрахункових схем та обмежений набір вхідних даних неминує породжувати проблему зниження точності оцінки.

Критичним фактором, що лімітує точність моніторингу, є якість і повнота вихідної інформації, яка міститься в значеннях вимірюваних параметрів.

В умовах експлуатації склад вимірюваних параметрів є вкрай обмеженим, що ставить питання про його достатність.

Проблема оптимізації набору датчиків для діагностування ГТД є предметом активних досліджень провідних наукових центрів і авіабудівних компаній. Значний внесок у розвиток методології внесли фахівці NASA, які розробили стратегію систематичного вибору датчиків (Systematic Sensor Selection Strategy – S4). Базові принципи застосування цієї стратегії для діагностики авіаційних двигунів були сформульовані у роботі [6], а деталізований алгоритм та інструкції з її реалізації викладено у спеціалізованому керівництві користувача [7]. Подальший розвиток підходу S4, що включає розширені можливості діагностування, представлено в пізніших дослідженнях [8]. У наявній літературі розглядаються різні методи пошуку оптимальних рішень:

– методи повного перебору (Exhaustive Search) гарантують знаходження глобального оптимуму, але є обчислювально неприйнятними для великої розмірності вектора вимірювань [9];

– жадібні алгоритми (Greedy Algorithms) забезпечують прийнятну швидкість, послідовно додаючи найкращий параметр, проте можуть застрягати в локальних оптимумах [6];

– генетичні алгоритми (Genetic Algorithms) дозволяють ефективно досліджувати простір рішень і знаходити набори параметрів, близькі до оптимальних, враховуючи складні цільові функції [10].

Як критерії ефективності в цих роботах переважно використовуються показники кореляції, відношення

сигнал/шум, метрики розрізнованості дефектів і мінімізація середньоквадратичної похибки відновлення параметрів газоповітряного тракту.

Попри розвиненість математичного апарату, існуючі підходи до вибору складу вимірюваних параметрів орієнтовані переважно на задачі термогазодинамічної діагностики – виявлення дефектів проточної частини, оцінювання ефективності вузлів [11], або спрямовані на виявлення конкретного виду несправностей, пов'язаних з ерозією [12]. Як показано в роботах з порівняльного аналізу методів [10, 13], критерії ефективності в них базуються на мінімізації середньоквадратичного відхилення (RMSE), що фактично означає оптимізацію точності визначення відхилень параметрів ефективності вузлів від базових значень шляхом усереднення похибки по всій робочій області, без урахування ваги режимів для накопичення пошкоджень.

Для задачі моніторингу вичерпання ресурсу такий підхід є недостатнім. Специфіка накопичення пошкоджень за механізмом малоциклової втоми (МЦВ) полягає в суттєвій нелінійності: похибка вимірювання на режимі «Зліт» має незрівнянно більшу вагу, ніж аналогічна похибка на режимі «Малий газ». Жоден із розглянутих методів не враховує в явному вигляді вагову функцію пошкоджуваності, що може призводити до вибору вимірюваних параметрів, які є інформативними для діагностування проточної частини, але неефективними для оцінювання напружено-деформованого стану критичних деталей.

З метою усунення зазначених недоліків у цій роботі запропоновано використовувати для вибору параметрів комплексний скалярний критерій, який враховує всі фактори, що впливають, у тому числі неоднорідність внеску інформації, отриманої на різних режимах роботи двигуна, в загальну похибку визначення пошкоджень.

## 1. Формулювання задачі

Загальна задача моніторингу полягає в перетворенні вектора вимірюваних параметрів  $X$  у величину накопиченого пошкодження  $D$  контрольованої деталі. Цей процес реалізується через каскад взаємопов'язаних математичних моделей, представлений на рис. 1. Як видно зі схеми, напруження  $\sigma$  і температура  $t$  у критичній точці, які є визначальними для ресурсу, не вимірюються безпосередньо. Вони є результатом реалізації ланцюжка обчислень, до якого входять:

1) модель невимірюваних параметрів (блок 2) – розраховує параметри, які доповнюють склад вимірюваних параметрів і умов польоту (блок 1) для

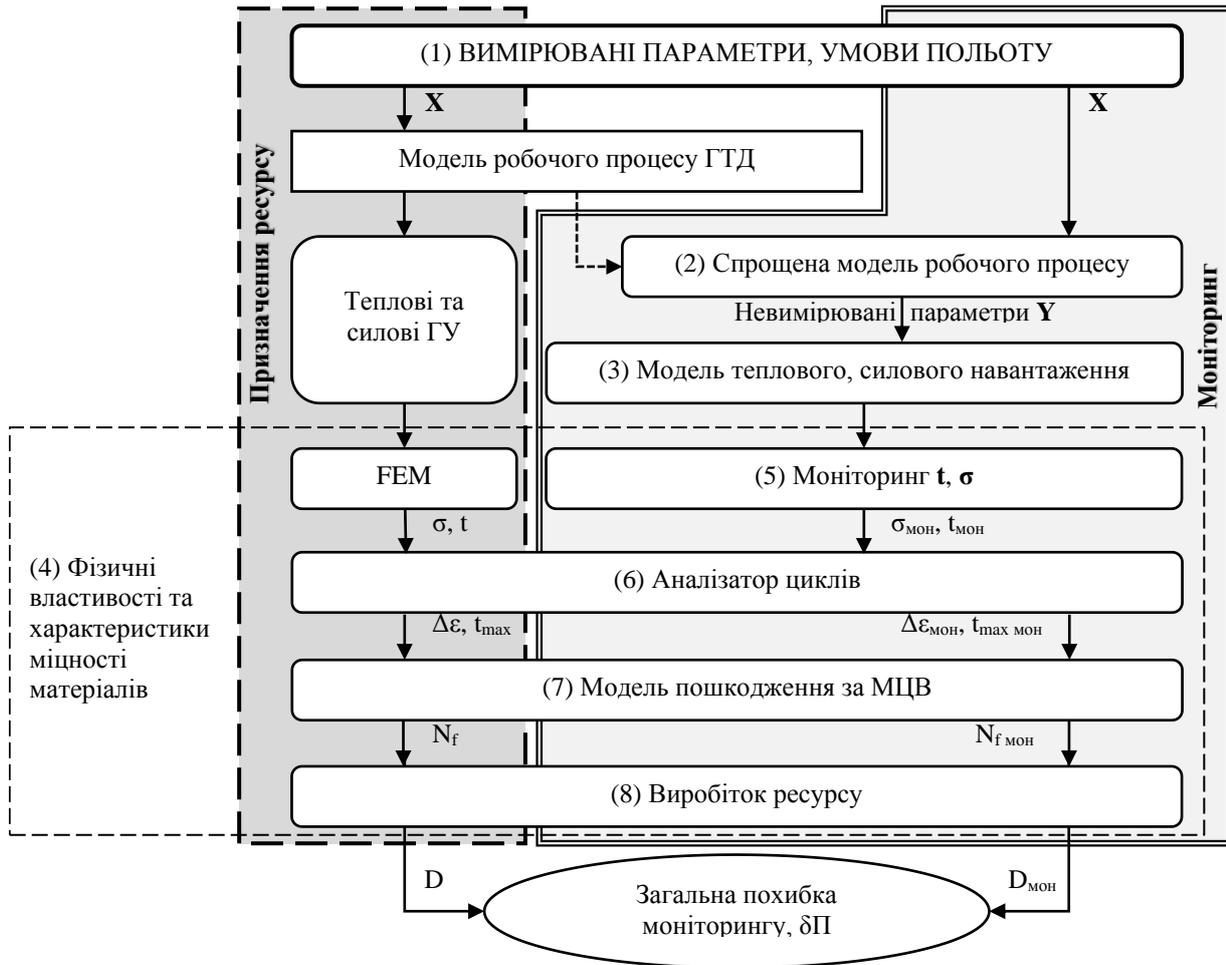


Рис. 1. Структура МВР і чинники, що призводять до похибок

визначення граничних умов теплового та силового навантаження (блок 3);

2) база даних матеріалів (блок 4) — забезпечує моделі фізико-механічними властивостями залежно від температури;

3) моніторинг  $t, \sigma$  (блок 5) – містить стаціонарні та нестационарні моделі теплового й напружено-деформованого станів;

4) аналізатор циклів (блок 6) – виконує схематизацію випадкового процесу навантаження для подальшого аналізу;

моделі пошкоджуваності (блок 7) та виробітку ресурсу (блок 8).

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

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

де  $X$  – вектор вимірювань: вхідні дані, містить значення штатно вимірюваних параметрів (частоти

обертання роторів  $n$ , температури  $T$  і тиску  $P$  у перерізах проточної частини двигуна та ін.);

$Y$  – вектор невимірюваних параметрів: фізичні параметри (тиск, температура), необхідні для розрахунку умов теплового та силового навантаження контрольованих деталей на довільному режимі роботи двигуна;

$S_{\text{crit}}$  – стан у критичній точці контрольованої деталі: температура матеріалу  $t$  і напруження  $\sigma$ ;

$D$  – пошкодження: доля вичерпаного ресурсу.

Кінцева точність оцінки ресурсу  $D$  залежить від двох груп факторів, показаних на схемі:

1) інструментальної похибки, зумовленої похибками вимірювання вхідного вектора  $X$  – вона трансформується через модель невимірюваних параметрів і далі поширюється по всьому каскаду моделей, представлених на рис. 1;

2) методична похибка, що властива самим математичним моделям (спрощене подання фізики процесу, похибки апроксимації властивостей матеріалів).

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 (блок 2). Саме від її здатності коректно відновити параметри робочого процесу двигуна за обмеженими даними датчиків залежить адекватність вхідних даних для всього подальшого розрахунку.

Крім того, важливим фактором є робастність: моделі, що базуються на різних наборах вхідних даних, можуть мати різну чутливість до експлуатаційної деградації характеристик двигуна.

Аналіз робіт у цій галузі (зокрема, дослідження О. Олійника [14], К. Маравілля [15]) показує, що існуючі методи вибору параметрів мають певні обмеження для задач моніторингу дисків ГТД. По-перше, вони розглядають усі режими роботи двигуна як рівноцінні з точки зору точності обчислення пошкодження, використовуючи інтегральні усереднені критерії похибки. По-друге, значна частина методик спрямована на аналіз пошкоджень при довготривалому статичному навантаженні, що є актуальним для робочих лопаток турбіни, але не є домінуючим механізмом руйнування для дисків, ресурс яких лімітується МЦВ.

Таким чином, головною задачею цієї роботи є формування критерію вибору ефективного складу вимірюваних параметрів газотурбінного двигуна, який ураховує вплив на пошкодження дисків за малоцикловою втомою таких чинників: похибок вимірювання, методичних похибок налаштування моніторингових моделей теплового й напружено-деформованого станів, робастності до зміни технічного стану проточної частини двигуна, а також різного впливу режимів роботи двигуна, характерних для його узагальненого польотного циклу.

## 2. Внесок окремих режимів

### узагальненого польотного циклу в сумарне пошкодження диска турбіни

#### 2.1. Циклічні пошкодження в узагальненому польотному циклі

При призначенні ресурсу інформацію щодо умов експлуатації двигуна протягом усього терміну служби подають у вигляді узагальненого польотного циклу (УПЦ), який складається з усіх визначених типових польотних циклів (ТПЦ) із відповідним відсотком їх використання.

Як приклад спочатку розглянемо диск турбіни високого тиску двигуна типу ТВ3-117. Один із типових польотних циклів (ТПЦ) вертолітного ГТД і відповідну зміну еквівалентних напружень у критичній точці диска 1-го ступеня турбіни компресора подано на рис. 2.

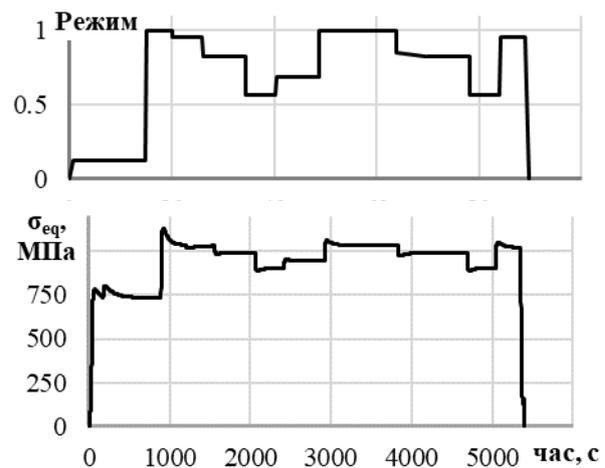


Рис. 2. ТПЦ вертолітного ГТД (зверху) та еквівалентні напруження в диску турбіни (знизу)

Схематизація за методом «дощу» [16] процесу навантаження диска турбіни в умовах ТПЦ зазначеного вертолітного ГТД виділяє один основний цикл навантаження «0–max–0», який є віднульовим і має максимальний розмах напружень. Також виділяються кілька накладених на нього додаткових циклів далі – підциклів, з яких два мають розмахи напружень 14 % і 15 % від розмаху основного циклу.

Для розрахунку пошкоджень диска за механізмом малоциклової втоми [17] скористаємось формулою Менсона у вигляді

$$\Delta \varepsilon = 3,5 \frac{\sigma_u(t_{\max}) - \sigma_m}{E(t_{\max})} N_f^{-0,12} + \left( \ln \frac{1}{1 - \psi(t_{\max})} \right)^{0,6} \cdot N_f^{-0,6}, \quad (2)$$

де  $\Delta \varepsilon$  – розмах деформацій у критичній точці деталі, що виникають під час випадкового процесу навантаження;

$\sigma_u(t_{\max})$  – границя тимчасової міцності при температурі  $t_{\max}$ ;

$\sigma_m$  – середні напруження циклу;

$N_f$  – кількість циклів до руйнування;

$E(t_{\max})$  – модуль пружності при температурі  $t_{\max}$ ;

$\psi(t_{\max})$  – коефіцієнт звуження поперечного перерізу при розриві при температурі  $t_{\max}$ ;

$t_{\max}$  – максимальне значення серед температури початку та кінця виділеного циклу навантаження.

Загальне пошкодження за один ТПЦ будемо підсумовувати за правилом Майнера [16]

$$D = \sum_{i=1}^n \frac{n_i}{N_{f i}}, \quad (3)$$

де  $n_i$  – кількість  $i$ -х циклів навантаження, які було виділено за методом «дощу»;

$N_{Fi}$  – кількість циклів до руйнування при даній  $i$ -й амплітуді.

Аналіз історії навантаження диска турбіни двигуна типу ТВ3-117 показує, що загальний внесок у пошкодження всіх проміжних підциклів, які виникають впродовж типового польоту вертольота, не перевищує 0,1%, і його можна вважати несуттєвим. Аналогічний аналіз ТПЦ пасажирських і цивільних транспортних літаків дає такий же результат.

Проаналізуємо додатково ТПЦ літака для пожежогасіння і маневреного літака (рис. 3), для яких підцикли навантаження можуть суттєво відрізнитись від вертолітного як за розмахом, так і за кількістю. У роботі Н. Шимановської [18] наведено зміну напружень у диску турбіни двигуна Д-436ТП у випробувальному польоті літака Бе-200 на гасіння пожежі (рис. 4.).

За відсутністю інформації про тепловий стан критичної точки диска на різних режимах роботи двигуна вважатимемо, що її температура в моменти набуття напруженнями пікових значень однакова й дорівнює 340°C. Також вважатимемо несуттєвими і не враховуватимемо розмахи еквівалентних напружень, менші за 50 МПа. За цих припущень метод «дощу» виявляє 12 додаткових підциклів, для

яких розмахи еквівалентних напружень становлять 60-70 % від розмаху напружень основного циклу навантаження «0–зліт–0». При такому співвідношенні розмахів напружень сумарний внесок пошкодження у підциклах сягає 70 % за один політ. Оцінку пошкодження диска турбіни маневреного літака виконаємо на основі даних для протипожежного літака, зменшивши кількість підциклів до 7 (згідно з рис. 3). У такому разі внесок підциклів у загальне пошкодження диска становить 55 %.

Таким чином, для маневрених літаків і літаків, призначених для пожежогасіння, крім основного циклу, суттєвий внесок у сумарний виробіток ресурсу вносять циклічні пошкодження на часткових циклах, спричинених зміною режиму від польотного малого газу до максимального.

Отримані результати показали, що для аналізу циклічного пошкодження при нормальній роботі літального апарата (тобто в умовах, коли експлуатаційні умови змінюються відповідно до УПЦ) необхідно визначити параметри навантаження в області двох характерних режимів: максимального режиму та режиму польотного малого газу.

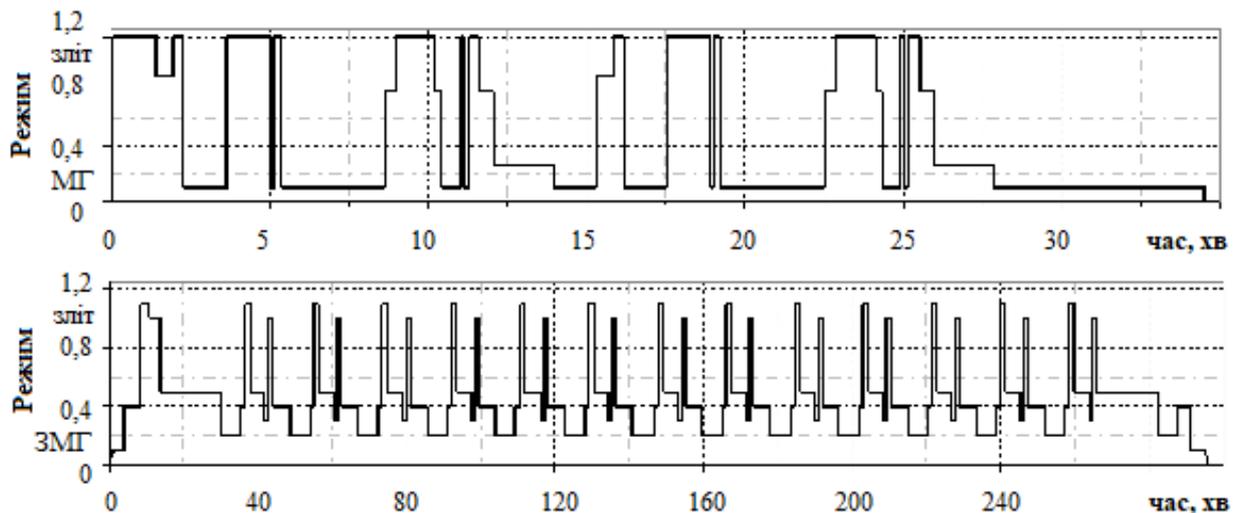


Рис. 3. ТПЦ маневреного літака (зверху) та літака для пожежогасіння (знизу)

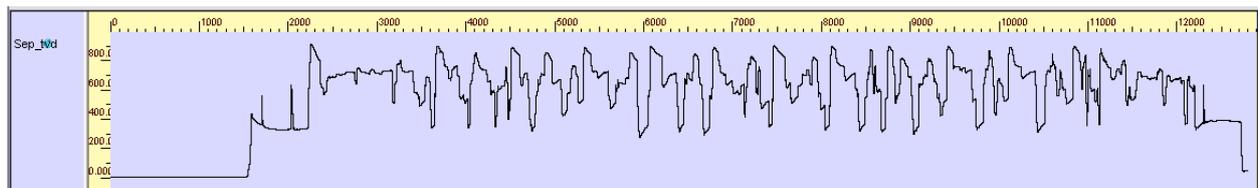


Рис. 4. Еквівалентні напруження в диску турбіни у випробувальному польоті проти пожежного літака

## 2.2. Циклічні пошкодження внаслідок аварійного вимкнення двигуна

Розглянуті випадки призводить до виокремлення максимум двох режимів – максимального та польотного малого газу. Але такий підхід не передбачає можливості виникнення ситуації аварійного вимкнення двигуна з будь-якого режиму роботи. Для врахування потенційного внеску кожного режиму в загальне пошкодження пропонується концепція «віртуального циклу», в якому моделюється ситуація поступового виходу двигуна на  $k$ -й режим з подальшим штатним вимкненням з цього режиму. У цьому випадку основний цикл навантаження за малоцикловою втомою формується з розмахом напружень « $0-\sigma_k-0$ ».

Виділимо з усіх наявних режимів УПЦ (див. рис. 2) тільки ті, на яких виникають максимальні напруження в критичній точці диска, враховуючи вплив максимальної температури. Остаточо з кількох однакових режимів залишимо лише той, що призводить до максимального пошкодження. Результати аналізу представимо у вигляді функції  $D = f(x)$  параметра  $x$ , який визначає режим роботи двигуна (а опосередковано – рівень навантаження дисків турбіни). Порівняння залежностей  $D = f(x)$  при різних вимірюваних параметрах  $x$  (фізична,  $n_{TK}$ , та зведена,  $n_{TKзв}$ , частота обертання ротора ТК; фізичний,  $P_K$ , та зведений,  $P_{Kзв}$ , тиск за компресором; добуток фізичної частоти обертання,  $n_{TK}$ , ротора ТК і температури газу,  $T_{ГТК}^*$ , на виході з ТК) показало, що точки зазначеної залежності пошкодження на різних режимах займають більш компактну область із гладкими границями при використанні комплексного параметра навантаження, який інтегрально відображає термонапружений стан дисків, спричинений відцентровою силою та тепловим впливом середовища:

$$D_i = f(Cn_{TK}T_{ГТК}^*), \quad (4)$$

де  $C$  – масштабний коефіцієнт.

На рис. 5 внесок окремих режимів у загальне пошкодження подано у вигляді залежності (4), яку апроксимовано поліномом третього порядку

$$D_i = d_0 + d_1(Cn_{TK}T_{ГТК}^*) + d_2(Cn_{TK}T_{ГТК}^*)^2 + d_3(Cn_{TK}T_{ГТК}^*)^3. \quad (5)$$

Точками зображено розраховані значення внесків окремих режимів УПЦ, пунктиром окреслено максимальну й мінімальну границі області

розрахункових значень, жирним пунктиром – осереднене значення функції (4).

Таким чином, вимкнення двигуна з проміжних режимів може спричинити суттєві циклічні пошкодження. Тому усі проміжні режими слід враховувати в досліджуваному критерії ефективності складу вимірюваних параметрів.

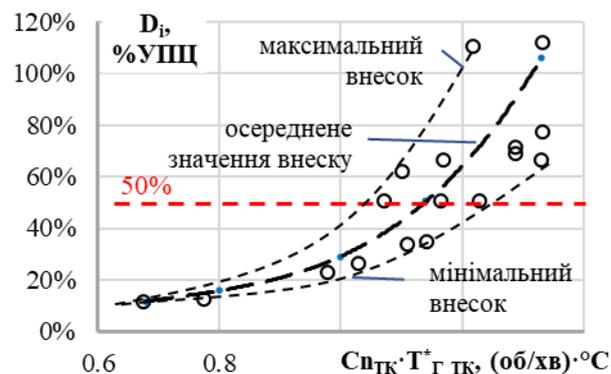


Рис. 5. Залежність відносного пошкодження диска турбіни в циклах навантаження « $0-\sigma_k-0$ » від режиму роботи двигуна

## 3. Формування вагової функції режиму

Для оцінювання ефективності складу вимірюваних параметрів пропонується ввести критерій у вигляді вагової функції  $W_{\Sigma}$ , яка враховує дві складові, що відповідають експлуатації за УПЦ ( $W_{range}$ ), а також можливості вимкнення двигуна з проміжного режиму ( $W_{mode}$ ). Аргументом має бути запропонований раніше параметр  $x = C \cdot n_{TK}T_{ГТК}^*$ , який відображає інтенсивність термонапруженого стану деталі. Для узагальнення цієї функції та забезпечення зручності її подання та використання про нормуємо режимний параметр  $x$  – введемо нормовану координату  $\lambda$ :

$$\lambda(x) = \frac{x_{max} - x}{x_{max} - x_{min}}, \quad (6)$$

де  $x_{min}$  та  $x_{max}$  – мінімальне й максимальне значення комплексу  $C \cdot n_{TK}T_{ГТК}^*$ , розраховані для всього діапазону робочих режимів двигуна (від малого газу до режиму  $max$ ).

У нормованих координатах вагову функцію можна записати наступним чином (рис. 6):

$$W_{\Sigma}(\lambda) = W_{mode}(\lambda) + W_{range}(\lambda), \quad (7)$$

де нормований параметр режиму  $\lambda$  приймає значення від 0 до 1, при цьому  $\lambda = 0$  відповідає режиму «малый газ», а  $\lambda = 1$  – максимальному режиму.

Складова ваги режиму  $W_{mode}$  відображає абсолютний внесок режиму в накопичення

пошкоджень і описується функцією, пропорційною розрахунковому пошкодженню у «віртуальному циклі»:

$$W_{\text{mode}}(\lambda) = k_{\text{mode}} \frac{D(\lambda)}{D_{\text{max}}}, \quad (8)$$

де  $D_{\text{max}}$  – пошкодження в циклі з максимальним режимом  $\lambda = 1$ ;  
 $k_{\text{mode}}$  – ваговий коефіцієнт (прийнято  $k_{\text{mode}} = 0,5$ ).

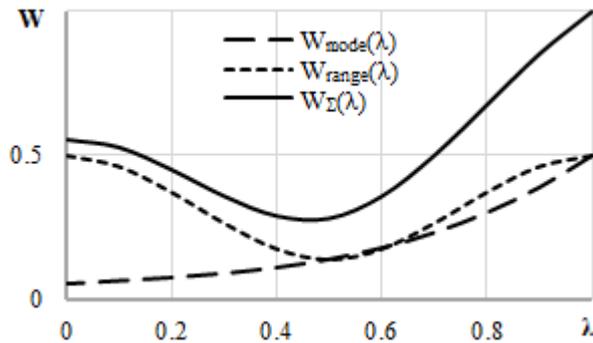


Рис. 6. Вагові функції: режиму, розмаху та сумарна

Розглянемо складову  $W_{\text{range}}(\lambda)$ , яка відповідає за точність визначення амплітуд циклів. Вимоги до цієї функції визначаються наступними обставинами:

1) Аналіз значень пошкоджень за МЦВ, накопичуваних на окремих характерних циклах навантаження вертолітного двигуна, які виникають в УПЦ, показав, що суттєвим є тільки основний (віднульовий) цикл. Тому в цьому випадку на точність визначення пошкодження впливає тільки точність визначення температури й напруження в єдиній точці циклу, яка відповідає максимальному пошкодженню.

2) Аналіз значень пошкоджень за МЦВ, накопичуваних на окремих характерних циклах навантаження літакових двигунів, виявив, що вплив додаткових циклів навантаження може бути суттєвим. Для маневрених і протипожежних літаків ці додаткові цикли відповідають зміні режиму від польотного малого газу до максимального.

3) Вплив мінімального й максимального значень на амплітуду напруження – однаковий.

4) Значну частину сумарних напружень становлять температурні напруження. Вони залежать від градієнтів температури. Тому суттєвими є не тільки похибки моделей у граничних точках циклу, але й похибки в околиці цих точок.

5) Необхідність урахувувати не точковий режим, а певну околицю, зумовлена також тим, що в реальних експлуатаційних умовах параметри повітря й руху літального апарата, а також режими роботи двигуна матимуть певний розкид.

Ураховуючи пп. 4, 5, необхідно підтримувати однаково велику вагу в околицях зазначених

режимів. Також, щоб уникнути завеликих похибок моделювання температурного й напруженого станів на проміжних режимах, не можна задавати нульові значення критерію на цих режимах.

Таким чином, необхідно вибрати функцію, яка враховує зазначені вимоги до критерію:

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;

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 –  $W_{\text{range}}(0,5) = W_{\text{mode}}(0,5)$ , а максимальне значення на границях ( $\lambda = 0$ ,  $\lambda = 1$ ) має доповнювати вагу режимів до 100%, або, згідно з формулою (8),  $\max(W_{\text{range}}) = (1 - k_{\text{mode}})$ .

Найпростіша гармонічна функція, яка задовольняє зазначені вимогам, має вигляд

$$W_{\text{range}}(\lambda) = \frac{(1 - k_{\text{mode}} - W_{\text{mode}}(0,5)) \cos(2\pi\lambda)}{2} + \frac{1 - k_{\text{mode}} + W_{\text{mode}}(\lambda)}{2}. \quad (9)$$

Найпростішою функцією поліноміального типу є кубічна. Щоб вона була строго симетричною й задовольняла зазначені вище вимоги, змінну  $(\lambda - 0,5)$  у кубічному члені треба брати за модулем:

$$W_{\text{range}}(\lambda) = a_0 + a_2(\lambda - 0,5)^2 + a_3|\lambda - 0,5|^3. \quad (10)$$

Враховуючи граничні умови, остаточно маємо

$$W_{\text{range}}(\lambda) = W_{\text{mode}}(0,5) + (1 - k_{\text{mode}} - W_{\text{mode}}(0,5)) \times (12(\lambda - 0,5)^2 - 16|\lambda - 0,5|^3). \quad (11)$$

Проведено порівняльний аналіз запропонованих моделей вагової функції. Встановлено, що максимальна розбіжність між гармонічною моделлю та поліномом 3-го порядку не перевищує 1,5%. Перевагу слід віддати поліноміальному опису вагової функції, оскільки вона забезпечує вищу обчислювальну ефективність (відсутність тригонометричних операцій), що є критичним фактором при алгоритмічній реалізації.

Остаточна з урахуванням (7), (8) і (11) підсумкова модель вагової функції набуває вигляду

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

Таким чином, запропонований розподіл ваг дозволяє сфокусувати вимоги до формування складу вимірюваних параметрів, який буде оптимальним саме для задач прогнозування ресурсу, та гарантувати надійність оцінки навіть при аварійних сценаріях.

#### 4. Формування інтегрального критерію ефективності вимірюваних параметрів

Методологічною основою для розроблення критерію оцінки ефективності набору вимірюваних параметрів  $\mathbf{X}$  є закон поширення невизначеностей (Law of Propagation of Uncertainty). Цей підхід є галузевим стандартом для аналізу метрологічних характеристик газотурбінних двигунів та регламентується керівними документами [19]. Він дозволяє оцінити, як похибки вхідних даних трансформуються в невизначеність результатів розрахунку.

Додатково, врахування впливу деградації вузлів двигуна на точність оцінювання базується на концепції робастного вибору датчиків (Robust Sensor Selection). Цей підхід, викладений у сучасних роботах з діагностики газоповітряного тракту [20], передбачає мінімізацію чутливості алгоритму до зміщення характеристик вузлів двигуна в процесі експлуатації.

На основі цих базових принципів далі сформульовано задачу багатокритеріального синтезу оптимального складу вимірюваних параметрів для задач моніторингу ресурсу дисків турбіни шляхом мінімізації векторного критерію якості  $J(\mathbf{X})$ , який включає точність, робастність і вартість, а також ураховує ваговий внесок режимів  $W_{\Sigma}$  у виробіток ресурсу.

##### 4.1. Лінеаризація моделей термонапруженого стану

Ключовою проблемою розв'язання зворотної задачі є відсутність явного аналітичного зв'язку між вектором невимірюваних параметрів граничних умов  $\mathbf{Y}$  і величиною накопиченого пошкодження  $D$ . Пряме використання в процедурі оптимізації складних нелінійних багаторівневих ресурсних моделей, які базуються на скінченно-елементному аналізі (МСЕ) термонапруженого стану контрольованої деталі в

складі вузла двигуна, є неможливим через високі обчислювальні витрати.

Для вирішення цієї проблеми застосовано метод лінеаризації в околі номінальних режимів. Представимо систему алгоритмів виробітку ресурсу (1) як ланцюжок передатних функцій. Нехай  $S_{t \text{ crit}}$  і  $S_{\sigma \text{ crit}}$  – вектори теплового й напруженого станів у критичній точці  $(t, \sigma)$ . Для компактності запису перепишемо вектори  $S_{t \text{ crit}}$  і  $S_{\sigma \text{ crit}}$  у вигляді  $S = [t, \sigma]^T$  (для зручності позначення « $t_{\text{crit}}$ » і « $\sigma_{\text{crit}}$ » опущено). Зв'язок між відхиленнями параметрів навантаження  $\Delta \mathbf{Y}$  і станом в точці  $\Delta S$  описується матрицею чутливості (Якобіаном)

$$\Delta S_k = \mathbf{J}_{SY}(\lambda_k) \cdot \Delta \mathbf{Y}, \quad (13)$$

де  $\mathbf{J}_{SY}(\lambda_k)$  – матриця впливу параметрів навантаження на термонапружений стан критичної точки в околиці  $k$ -го режиму роботи двигуна, виражений через нормований параметр  $\lambda_k$ :

$$\mathbf{J}_{SY}(\lambda_k) = \left( \begin{array}{ccc} \frac{\partial t}{\partial y_1} & \dots & \frac{\partial t}{\partial y_m} \\ \frac{\partial \sigma}{\partial y_1} & \dots & \frac{\partial \sigma}{\partial y_m} \end{array} \right)_{\lambda}, \quad (14)$$

де  $y_m$  – параметри, які визначають умови теплового й силового навантаження контрольованої деталі на будь-якому режимі роботи двигуна та утворюють вектор  $\mathbf{Y}$ ;

$\frac{\partial t}{\partial y_m}, \frac{\partial \sigma}{\partial y_m}$  – часткові похідні температури й напружень у критичній точці по  $m$ -му параметру навантаження.

Ця матриця показує, якої абсолютної похибки набувають моделі термонапруженого стану, якщо помилка моделі робочого процесу за  $i$ -м параметром навантаження  $y_m$  складає 1 %.

Через складність і нелінійність моніторингових моделей граничних умов і термонапруженого стану, аналітичне визначення похідних, що складають матрицю (14), є вкрай складною задачею. Однак її можна вирішити чисельно із залученням моделей верхнього рівня (скінченно-елементних моделей).

Вважаючи, що аналогічним чином може бути виражено залежність похибки оцінки пошкодження  $\Delta D$  від помилки моделювання термонапруженого стану  $\Delta S$ , визначимо градієнт пошкодження по параметрах стану  $S$ :

$$\text{grad} D_{\lambda}(S) = \left[ \frac{\partial D}{\partial t}, \frac{\partial D}{\partial \sigma} \right]_{\lambda}, \quad (15)$$

де  $\frac{\partial D}{\partial t}$ ,  $\frac{\partial D}{\partial \sigma}$  – часткові похідні пошкодження по температури  $t$  та еквівалентними напруженням  $\sigma$  в критичній точці диска (індекс «екв» опущено).

Об'єднуючи пов'язані компоненти (13) і (15) єдиної системи, отримаємо вектор загальної чутливості пошкодження  $\mathbf{A}_\lambda$  до зміни параметрів навантаження  $\mathbf{Y}$ :

$$\mathbf{A}_\lambda = \text{grad}D_\lambda(\mathbf{S}) \cdot \mathbf{J}_{SY}(\lambda_k). \quad (16)$$

Це дозволяє перейти від оцінки похибки відновлення фізичних параметрів ( $\Delta \mathbf{Y}$ ) безпосередньо до оцінки похибки визначення ресурсу ( $\Delta D$ ) лінійним методом:

$$\Delta D_\lambda \approx \mathbf{A}_\lambda \cdot \Delta \mathbf{Y}_\lambda(\mathbf{X}). \quad (17)$$

#### 4.2. Методична складова похибки

Методична похибка  $\Delta \mathbf{Y}_{\text{model } k}(\mathbf{X})$  виникає внаслідок неможливості точного відновлення повного термодинамічного стану двигуна за обмеженим набором вимірюваних параметрів  $\mathbf{X}$ . Вона визначається як різниця між відновленим значенням параметра  $\mathbf{Y}_{\text{model } k}$  і його еталонним значенням  $\mathbf{Y}_{\text{ref } k}$  на  $k$ -му режимі:

$$\Delta \mathbf{Y}_{\text{model } k} = \mathbf{Y}_{\text{model } k}(\mathbf{X}) - \mathbf{Y}_{\text{ref } k}. \quad (18)$$

Вплив цієї похибки на оцінку ресурсу визначається добутком вектора похибки на матрицю коефіцієнтів впливу  $\mathbf{A}_k$ , що трансформує відхилення фізичних параметрів у похибку визначення пошкодження.

#### 4.3. Інструментальна складова

Інструментальна складова зумовлена похибками вимірювання. Припускаючи, що канали вимірювання є статистично незалежними, а похибки розподілені за нормальним законом, вплив шумів датчиків на точність оцінки ресурсу розраховується як дисперсія пошкодження.

Дисперсія похибки визначення ресурсу на  $k$ -му режимі  $(\sigma_{D \text{ instr } k}(\mathbf{X}))^2$  визначається як дисперсія суми незалежних складових величин:

$$(\sigma_{D \text{ instr } k}(\mathbf{X}))^2 = \sum_{i \in \mathbf{X}} \left( \mathbf{A}_k \cdot \frac{\partial y}{\partial x_i} \Big|_k \cdot \sigma_{x_i} \right)^2, \quad (19)$$

де  $\frac{\partial y}{\partial x_i} \Big|_k$  – коефіцієнт впливу  $i$ -го датчика на

шуканий параметр у на  $k$ -му режимі;

$\sigma_{x_i}$  – абсолютне середньоквадратичне відхилення (СКВ) похибки вимірювання  $i$ -го датчика.

#### 4.4. Критерій точності

Для статистично незалежних величин, коли систематична похибка модельної апроксимації не корелює з випадковою похибкою вимірювань, квадрат сумарної похибки визначення ресурсу на  $k$ -му режимі визначається як сума квадратів зміщення та дисперсії:

$$(\Delta D_{\Sigma k})^2 \approx (\mathbf{A}_k \cdot \Delta \mathbf{Y}_{\text{model } k})^2 + (\sigma_{D \text{ instr } k})^2, \quad (20)$$

Для отримання інтегральної оцінки за повний польотний цикл застосовується метрика зваженого середньоквадратичного відхилення (Weighted RMSE), що дозволяє врахувати нерівнозначність режимів роботи двигуна. Таким чином, остаточний вираз для критерію точності  $J_{\text{acc}}(\mathbf{X})$  має вигляд

$$J_{\text{acc}}(\mathbf{X}) = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^K W_\Sigma(\lambda_k) \cdot (\Delta D_{\Sigma k})^2}{\sum_{k=1}^K W_\Sigma(\lambda_k)}}. \quad (21)$$

#### 4.5. Робастність

Під робастністю (стійкістю) набору вимірюваних параметрів  $\mathbf{X}$  розуміється здатність математичних моделей, побудованих на цьому наборі, зберігати точність оцінки ресурсу в умовах неминучої зміни характеристик вузлів двигуна в процесі експлуатації (унаслідок зношування лопаток, збільшення радіальних зазорів, забруднення тракту).

Введемо вектор параметрів технічного стану  $\Theta = [\delta \eta_k, \delta \eta_T, \dots]$ , компоненти якого характеризують відхилення ККД, коефіцієнтів втрат і пропускної здатності вузлів від еталонних значень. Для нового двигуна  $\Theta = 0$ .

Критерій робастності  $J_{\text{rob}}$  визначається як міра варіації (розсіювання) похибки оцінки пошкодження при варіації параметрів технічного стану в межах заданих допусків. Найбільш доцільним є використання оцінки на основі чутливості першого порядку:

$$J_{\text{rob}}(\mathbf{X}) = \sqrt{\sum_{m=1}^M \left( \frac{\sum_{k=1}^K W_{\Sigma} \cdot (A_k \cdot \Delta \Theta_m(\lambda_k, \mathbf{X}))^2}{\sum_{k=1}^K W_{\Sigma}} \right)}, \quad (22)$$

де  $M$  – кількість параметрів технічного стану, що варіюються;

$\Delta \Theta_m$  – відхилення параметра стану на  $k$ -му режимі при наборі вимірюваних параметрів  $\mathbf{X}$ .

#### 4.6. Інтегральний критерій ефективності

Інтегральний критерій ефективності складу вимірюваних параметрів є поєднанням запропонованих зважених критеріїв точності  $J_{\text{acc}}(\mathbf{X})$  і робастності  $J_{\text{rob}}(\mathbf{X})$ :

$$J_{\text{Quality}}(\mathbf{X}) = J_{\text{acc}}(\mathbf{X}) + \gamma J_{\text{rob}}(\mathbf{X}), \quad (23)$$

де  $\gamma$  – коефіцієнт, що відображає пріоритет стабільності характеристик системи під час тривалої експлуатації. Введення доданку  $\gamma J_{\text{rob}}$  дозволяє відсіяти набори параметрів, які забезпечують високу точність лише для еталонного стану двигуна, але є чутливими до його зносу.

### Висновки

Таким чином, в результаті дослідження впливу складу вимірюваних параметрів на точність визначення циклічного ресурсу дисків ГТД отримано такі основні результати та висновки:

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

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

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

4. Застосування розробленої методики формування складу вимірюваних параметрів

газотурбінних двигунів для забезпечення моніторингу виробітку ресурсу дисків дозволяє:

– гарантувати задану точність оцінювання циклічного ресурсу в найбільш важливих зонах заданого узагальненого польотного циклу;

– забезпечити стійкість (робастність) системи моніторингу до природного зношування двигуна.

**Внесок авторів:** формулювання проблеми – **С. В. Єпіфанов, Є. В. Марценюк**; огляд і аналіз інформаційних джерел – **С. В. Єпіфанов**; виконання розрахунків – **Є. В. Марценюк**; аналіз отриманих результатів і формулювання висновків – **С. В. Єпіфанов, Є. В. Марценюк**.

#### Конфлікт інтересів

Автори повідомляють, що вони не мають конфлікту інтересів щодо цієї публікації, включаючи фінансові, особисті, авторські та інші інтереси, що можуть вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

#### Фінансова підтримка

Дослідження виконано без фінансової підтримки.

#### Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

#### Використання штучного інтелекту

Автори підтверджують, що при підготовці цієї публікації вони не використовували методи штучного інтелекту.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

### Література

1. ДСТУ 2860–94. *Надійійність техніки. Терміни та визначення [Текст]. – Чинний від 1994-12-28. – К. : Держстандарт України, 1995. – 91 с.*
2. Bhargava, R. K. *Evolution of gas turbine technologies for air, land and sea: 80+ years of historical overview [Text] / R. K. Bhargava // Proceedings of ASME Turbo Expo 2023: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (Boston, Massachusetts, USA, June 26–30, 2023). – New York : ASME, 2023. – Paper No. GT2023-101627. – 129 p.*
3. Protopapadakis, G. *Explainable and interpretable AI-assisted remaining useful life estimation for aeroengines [Text] / G. Protopapadakis, A. Apostolidis, & A. I. Kalfas // Proceedings of ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical*

Conference and Exposition (Rotterdam, The Netherlands, June 13–17, 2022). – New York : ASME, 2022. – Paper No. GT2022-80777. – 12 p.

4. Ahmad, R. An overview of time-based and condition-based maintenance in industrial application [Text] / R. Ahmad, & S. Kamaruddin // *Computers & Industrial Engineering*. – 2012. – Vol. 63, No. 1. – P. 135–149.

5. Integrated lifing analysis tool for gas turbine components [Text] / T. Tinga, W. P. J. Visser, W. B. de Wolf, & M. J. Broomhead // *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air (Munich, Germany, May 8–11, 2000)*. – New York : ASME, 2000. – Paper No. 2000-GT-0646. – Vol. 4. – 12 p. doi: <https://doi.org/10.1115/2000-GT-0646>.

6. Sowers, S. Application of the systematic sensor selection strategy for turbofan engine diagnostics [Text] / S. Sowers, G. Kopasakis, & D. L. Simon // *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air (Berlin, Germany, June 9–13, 2008)*. – New York : ASME, 2008. – Paper No. GT2008-50525. – 9 p. DOI: 10.1115/GT2008-50525.

7. Systematic Sensor Selection Strategy User's Guide [Text] / S. Sowers, G. Kopasakis, L. Santi, & W. Maul. – Cleveland, OH : NASA Glenn Research Center, 2008. – 46 p. – (NASA Technical Memorandum ; NASA/TM-2008-215243).

8. Expanded application of the systematic sensor selection strategy for turbofan engine diagnostics [Text] / T. S. Sowers, J. E. Fittje, G. Kopasakis, & D. L. Simon // *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air (Orlando, Florida, USA, June 8–12, 2009)*. – New York : ASME, 2009. – Vol. 1. – P. 543–553.

9. Santi, L. Optimal Sensor Selection for Health Monitoring Systems [Text] / L. Santi, T. Sowers, R. Aguilar. – Cleveland, OH : NASA Glenn Research Center, 2005. – 16 p. – (NASA Technical Memorandum ; NASA/TM-2005-213955 ; AIAA-2005-4485).

10. Benchmarking Gas Path Diagnostic Methods: A Public Approach [Text] / D. L. Simon, J. Bird, C. Davison, A. J. Volponi, & R. E. Iverson. – Cleveland, OH : NASA Glenn Research Center, 2008. – 14 p. – (NASA Technical Memorandum ; NASA/TM-2008-215271 ; GT2008-51360).

11. Davison, C. R. Review of metrics and assignment of confidence intervals for health management of gas turbine engines [Text] / C. R. Davison, & J. W. Bird // *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air (Berlin, Germany, June 9–13, 2008)*. – New York : ASME, 2008. – Vol. 2. – P. 135–145. DOI: 10.1115/GT2008-50849.

12. Papadopoulos, G. Sensor system maturation for gas turbine engine particulate ingestion monitoring [Text] / G. Papadopoulos, D. Bivolaru, & S. Siu // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical*

Conference and Exposition (Rotterdam, The Netherlands, June 13–17, 2022). – New York : ASME, 2022. – Paper No. GT2022-84305. – 12 p.

13. An enhanced digital twin-driven fault detection and isolation method based on sensor series imaging mechanism for gas turbine engine [Text] / Z. Jin, J. Liu, M. Xu, H. Miao, & Z. Song // *Applied Thermal Engineering*. – 2024. – Vol. 257. – Article no. 124308.

14. Олейник, А. В. Концепция и методы мониторинга выработки ресурса авиационных ГТД на основе идентификации динамики температурного и напряженного состояния основных деталей [Текст] : дис. ... д-ра техн. наук : 05.07.05 / Олейник Алексей Васильевич. – Харьков, 2006. – 240 с.

15. Маравилла, Э. К. Повышение точности определения граничных условий теплообмена для мониторинга ресурса рабочих лопаток турбин авиационных двигателей [Текст] : дис. ... канд. техн. наук : 05.07.05 / Эррера Кристиан Маравилла. – Харьков, 2016. – 138 с.

16. ASTM E1049-85. Standard Practices for Cycle Counting in Fatigue Analysis [Text]. – West Conshohocken : ASTM International, 1985. – 10 p.

17. Manson, S. S. Fatigue and Durability of Structural Materials [Text] / S. S. Manson, & G. R. Halford. – Materials Park, OH : ASM International, 2006. – 476 p. doi: <https://doi.org/10.31399/asm.tb.fdsfm.9781627083447>.

18. Шимановская, Н. А. Формирование моделей температурного и напряженного состояния деталей для систем мониторинга выработки ресурсов двигателей многорежимных самолетов [Текст] : дис. ... канд. техн. наук : 05.05.03 / Шимановская Наталья Александровна. – Харьков, 2008. – 222 с.

19. Abernethy, R. B. Handbook: Uncertainty in Gas Turbine Measurements [Text] / R. B. Abernethy, & J. W. Thompson. – Arnold Air Force Base, TN : Arnold Engineering Development Center, 1973. – 144 p. – (Report AEDC-TR-73-5).

20. Simon, D. L. Sensor selection for aircraft engine performance estimation and gas path fault diagnostics [Text] / D. L. Simon, A. W. Rinehart // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2016. – Vol. 138, No. 7. – 11 p. DOI: 10.1115/1.4032339.

## References

1. DSTU 2860–94. Nadiinist tekhniky. Terminy ta vyznachennia [State Standard od Ukraine 2860–94. Reliability of technics. Terms and definitions]. Kyiv, Derzhstandart Ukrainy, 1995. 91 p. (In Ukrainian).

2. Bhargava, R. K. Evolution of gas turbine technologies for air, land and sea: 80+ years of historical overview. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2023: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*

- (Boston, Massachusetts, USA, June 26–30, 2023). New York : ASME, 2023. Paper No. GT2023-101627. 129 p.
3. Protopapadakis, G., Apostolidis, A., Kalfas, A.I. Explainable and interpretable AI-assisted remaining useful life estimation for aeroengines. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition* (Rotterdam, The Netherlands, June 13–17, 2022). New York : ASME, 2022. Paper No. GT2022-80777. 12 p.
  4. Ahmad, R., Kamaruddin, S. An overview of time-based and condition-based maintenance in industrial application. *Computers & Industrial Engineering*, 2012, pp. 135-149.
  5. Tinga, T., Visser, W. P. J., de Wolf, W. B., Broomhead, M. J. Integrated lifing analysis tool for gas turbine components. *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air*. Munich, Germany, 8-11 May 2000, Vol. 4. 12 p. New York, ASME. DOI: 10.1115/2000-GT-0646.
  6. Sowers, S., Kopasakis, G., & Simon, D. L. Application of the systematic sensor selection strategy for turbofan engine diagnostics. *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air*. Berlin, Germany, 9-13 June 2008. New York: ASME. Paper No. GT2008-50525. 9 p. DOI: 10.1115/GT2008-50525.
  7. Sowers, S., Kopasakis, G., Santi, L., & Maul, W. Systematic Sensor Selection Strategy User's Guide. NASA/TM-2008-215243. Cleveland, OH: NASA Glenn Research Center, 2008. 46 p.
  8. Sowers, T. S., Fittje, J. E., Kopasakis, G., & Simon, D. L. Expanded application of the systematic sensor selection strategy for turbofan engine diagnostics. *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air*. Orlando, Florida, USA, 8-12 June 2009. New York: ASME, pp. 543-553.
  9. Santi, L., Sowers, T., & Aguilar, R. Optimal Sensor Selection for Health Monitoring Systems. NASA/TM-2005-213955. Cleveland, OH: NASA Glenn Research Center, 2005. 16 p.
  10. Simon, D. L., Bird, J., Davison, C., Volponi, A. J., & Iverson, R. E. Benchmarking Gas Path Diagnostic Methods: A Public Approach. NASA/TM-2008-215271. Cleveland, OH: NASA Glenn Research Center, 2008. 14 p.
  11. Davison, C. R., & Bird, J. W. Review of metrics and assignment of confidence intervals for health management of gas turbine engines. *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air*. Berlin, Germany, 9-13 June 2008. New York, ASME, pp. 135-145. doi: <https://doi.org/10.1115/GT2008-50849>.
  12. Papadopoulos, G., Bivolaru, D., & Siu, S. Sensor system maturation for gas turbine engine particulate ingestion monitoring. In: *Proceedings of ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*. Rotterdam, The Netherlands, 13–17 June 2022. Paper No. GT2022-84305. New York, ASME, 2022. 12 p.
  13. Jin, Z., Liu, J., Xu, M., Miao, H., & Song, Z. An enhanced digital twin-driven fault detection and isolation method based on sensor series imaging mechanism for gas turbine engine. *Applied Thermal Engineering*, 2024, vol. 257, article no. 124308.
  14. Oleinik, A. V. *Kontsepsiya i metody monitoringa vyrabotki resursa aviatsionnykh GTD na osnove identifikatsii dinamiki temperaturnogo i napryazhennogo sostoyaniya osnovnykh detalei. Dis. d-ra tekhn. nauk* [Concept and methods for monitoring the life usage of aircraft GTE Based on the identification of thermal and stress state dynamics of critical parts. Dr. eng. sci. diss.]. Khar'kov, 2006. 240 p. (In Russian).
  15. Maravilla, E. K. *Povyshenie tochnosti opredeleniya granichnykh uslovii teploobmena dlya monitoringa resursa rabochikh lopatok turbin aviatsionnykh dvigatelei. Dis. kand. tekhn. nauk* [Improving the Accuracy of Heat Transfer Boundary Condition Determination for Aircraft Engine Turbine Blade Life Monitoring. Cand. eng. sci. diss.]. Khar'kov, 2016. 138 p. (In Russian).
  16. ASTM E1049-85. *Standard Practices for Cycle Counting in Fatigue Analysis*. West Conshohocken, ASTM International, 1985. 10 p.
  17. Manson, S. S., & Halford, G. R. *Fatigue and Durability of Structural Materials*. Materials Park, OH: ASM International, 2006. 476 p. DOI: 10.31399/asm.tb.fds.9781627083447.
  18. Shimanovskaya, N. A. *Formirovanie modelei temperaturnogo i napryazhennogo sostoyaniya detalei dlya sistem monitoringa vyrabotki resursov dvigatelei mnogorezhimnykh samoletov. Dis. kand. tekhn. nauk* [Development of thermal and stress state models of components for multimode aircraft engine life usage monitoring systems. Cand. eng. sci. diss.]. Khar'kov, 2008. 222 p. (In Russian).
  19. Abernethy, R. B., & Thompson, J. W. *Handbook: Uncertainty in Gas Turbine Measurements Report AEDC-TR-73-5*. Arnold Air Force Base, TN: Arnold Engineering Development Center, 1973. 144 p.
  20. Simon, D. L., & Rinehart, A. W. Sensor selection for aircraft engine performance estimation and gas path fault diagnostics. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, vol. 138, iss. 7. 11 p. DOI: 10.1115/1.4032339.

Received 10.11.2025, Received in revised form 12.12.2025

Accepted date 15.01.2026, Published date 22.01.2026

**DEVELOPMENT OF AN EFFICIENCY CRITERION FOR SELECTING THE SET OF MEASURED PARAMETERS FOR MONITORING THE CYCLIC LIFE DEPLETION OF AIRCRAFT ENGINE DISKS***Yevhen Martseniuk, Sergiy Yepifanov*

The subject of the research is the process of cyclic life depletion of gas turbine engine disks. The object of the study is the influence of the set of measured parameters on the accuracy of life depletion assessments. The relevance of the research is driven by the need for operational monitoring of the service life of critical components to guarantee the required reliability and efficient operation of aircraft engines under strict constraints on the number and composition of measured parameters. This involves the use of mathematical models of the engine performance, the thermal and stress-strain states of critical parts, as well as damage accumulation models. All these models propagate instrumental measurement errors into the final error of life depletion determination. These are compounded by methodological errors caused by model uncertainties, as well as the influence of individual engine features resulting from manufacturing tolerances and changes in gas path component characteristics due to operational degradation. The objective of the paper is to formulate a criterion structure that ensures the selection of the optimal set of measured engine parameters for life monitoring. To achieve this objective, disk damage occurring during characteristic phases of typical flight cycles of a helicopter, a firefighting aircraft, and a maneuverable aircraft was analyzed. The following results were obtained: the influence of factors such as the flight cycle envelope and the accuracy of thermal and stress-strain state determination (considering measurement errors and uncertainties of corresponding monitoring models) on the accuracy of cyclic damage assessment was identified and analyzed. The scientific novelty lies in the fact that, for the first time, an efficiency criterion for the set of measured parameters has been formulated, considering the following factors: measurement accuracy, the structure of monitoring models for thermal and stress-strain states, changes in gas path characteristics due to operational degradation, and the composition of characteristic engine operating modes in a generalized flight cycle. The practical value lies in the possibility of applying the proposed criterion to the synthesis of an engine measurement system capable of ensuring cyclic life monitoring with the required accuracy. A practically important result is also the finding that the maximum power rating and flight idle mode have the greatest impact on the accuracy of cyclic life monitoring.

**Keywords:** gas turbine engine; service life; thermal and stress-strain state; cyclic damage; measurement system; accuracy.

**Марценюк Євген Вікторович** – ст. викладач каф. конструкції авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний університет», Харків, Україна.

**Спіфанов Сергій Валерійович** – д-р техн. наук., зав. каф. конструкції авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний університет», Харків, Україна.

**Yevhen Martseniuk** – Senior Lecturer of the Aircraft Engine Design Department, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine,  
e-mail: y.martseniuk@khai.edu, ORCID: 0000-0002-4992-7603, Scopus Author ID: 57194406918.

**Sergiy Yepifanov** – Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Head of the Aircraft Engine Design Department, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine,  
e-mail: s.yepifanov@khai.edu, ORCID: 0000-0003-0533-9524, Scopus Author ID: 6506749318.