

УДК 621.452.3.017-047.44

doi: 10.32620/aktt.2026.4sup2.15

А. В. ДУНАЙ^{1,2}¹ АТ «Елемент», Одеса, Україна² Національний університет «Одеська політехніка», Одеса, Україна

ФОРМАЛІЗАЦІЯ РЕЖИМНО-ЗАЛЕЖНИХ КРИТЕРІЇВ ДІАГНОСТИЧНОЇ МОДЕЛІ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА ТВ3-117В ДЛЯ ПІСЛЯПОЛЬОТНОГО АНАЛІЗУ

Предмет дослідження. Предметом дослідження є методи формалізації режимно-залежних критеріїв попереднього параметричного контролю робочого процесу газотурбінного двигуна ТВ3-117В за післяпольотними даними. **Мета.** Метою роботи є формування структури режимно-залежних критеріїв, які дозволяють оцінювати відхилення фактичної поведінки аналогових параметрів двигуна від очікуваної для відповідного режиму роботи. **Завдання.** Для досягнення поставленої мети визначено набір аналогових параметрів, що характеризують тепловий, газодинамічний і механічний стан проточної частини двигуна; уточнено режимну основу післяпольотного параметричного контролю; розроблено загальну структуру режимно-залежного критерію; сформовано критерії для режимів малого газу, крейсерського режиму, злітного режиму та режиму 2,5-хвилинної потужності; запропоновано логіку об'єднання локальних критеріїв у попередній діагностичний висновок. **Методи.** Методика дослідження базується на системному аналізі параметрів роботи двигуна, формалізації логічних правил післяпольотного контролю, порівнянні фактичних параметрів з еталонною або очікуваною поведінкою, а також на врахуванні режиму роботи, тривалості відхилення, швидкості зміни параметрів, трендових змін і міжпараметричної узгодженості. **Результати.** Запропоновано загальну структуру режимно-залежного критерію, яка враховує режим роботи двигуна, фактичне значення параметра, еталонне або допустиме значення, величину відхилення, швидкість зміни параметра, тривалість відхилення та міжпараметричні співвідношення. Сформовано групи критеріїв для основних експлуатаційних режимів двигуна ТВ3-117В. Для режиму малого газу розглянуто критерії температурного перевищення, швидкого зростання температури, виходу частоти обертання за допустиму область та неузгодженої зміни температури газів і крутного моменту. Для крейсерського режиму сформовано критерії поступового теплового відхилення, зниження паливної ефективності, порушення газодинамічної відповідності та перевищення очікуваного тренду температури газів і витрати палива. Для злітного режиму та режиму 2,5-хвилинної потужності запропоновано критерії контролю граничних теплових і механічних навантажень, тривалості перебування на режимі та відновлення параметрів після підвищеного навантаження. **Висновки.** Запропонований підхід дозволяє перейти від описового подання післяпольотного аналізу до структури алгоритмічно придатних правил попереднього параметричного контролю. Наведені критерії не є повною діагностичною моделлю проточної частини двигуна та не призначені для самостійного визначення конкретного виду несправності. Їх практичне використання потребує подальшого уточнення допустимих відхилень, часових витримок, вагових коефіцієнтів і еталонних траєкторій за результатами стендових випробувань, експлуатаційної статистики або розрахункової моделі двигуна. **Наукова новизна одержаних результатів.** Наукова новизна полягає в уточненні структури режимно-залежних критеріїв попереднього параметричного контролю робочого процесу ГТД ТВ3-117В, у межах якої параметричні відхилення розглядаються з урахуванням режиму роботи, тривалості прояву, швидкості зміни параметрів, очікуваного природного тренду, фази режиму та міжпараметричної узгодженості.

Ключові слова: газотурбінний двигун, ТВ3-117В, післяпольотний аналіз, діагностична модель, режимно-залежні критерії, аналогові параметри, технічний стан, трендовий аналіз, еталонна поведінка.

Вступ

Післяпольотний аналіз параметрів роботи авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) є одним із традиційних засобів контролю їх технічного стану в експлуатації. Водночас розвиток засобів реєстрації експлуатаційних даних, обчислювальної техніки та алгоритмів автоматизованої обробки розширює можли-

вості такого аналізу. Це дозволяє переходити від вибіркового перегляду окремих параметрів до системної обробки масивів даних, виявлення стійких відхилень, аномальних трендів та порушень узгодженості між параметрами робочого процесу. На відміну від оперативного контролю, який виконується безпосередньо під час роботи двигуна, післяпольотний аналіз дає змогу обробляти повний масив зареєстрованих параметрів, порівнювати поведінку двигуна на



різних режимах і формувати узагальнені висновки щодо його технічного стану.

У межах даної роботи технічний стан проточної частини ГТД ТВ3-117В розглядається через зміну зареєстрованих параметрів робочого процесу, зокрема температури газів за турбіною, частот обертання роторів, тиску повітря за компресором, витрати палива, крутного моменту та потужності. У попередніх дослідженнях було показано, що діагностична модель для післяпольотного аналізу має враховувати режим функціонування двигуна, а її структура повинна включати попередню обробку, режимну ідентифікацію, нормалізацію параметрів, блок еталонних характеристик, блок порівняння та формування логічних висновків [1]. Визначений режим роботи використовується не як самостійний діагностичний результат, а як умова вибору еталонної області зміни параметрів, допустимих відхилень, часових інтервалів контролю та правил перевірки узгодженості між параметрами.

Під час параметричного контролю проточної частини ГТД зміна технічного стану проявляється не ізольованою зміною одного параметра, а перерозподілом параметрів робочого процесу, зумовленим спільною роботою компресора, камери згоряння, турбіни та вільної турбіни. У параметричній діагностиці аналізується не лише окреме відхилення контрольованого параметра, а й зміна вектора параметрів робочого процесу відносно еталонної або розрахункової поведінки двигуна, причому однією з основних проблем залишаються нелінійність поведінки двигуна, невизначеність вимірювань, одночасний прояв кількох дефектів [2]. У межах післяпольотного аналізу ці параметри доцільно розглядати з урахуванням режиму роботи, оскільки саме режим визначає очікувану область їх зміни та характер допустимих відхилень.

Під час попереднього аналізу можуть відокремлюватися ділянки запису, на яких зміна температури газів, витрати палива, тиску за компресором або крутного моменту не відповідає очікуваній поведінці для встановленого режиму. Такі ситуації не слід безпосередньо ототожнювати з конкретною несправністю, однак вони можуть використовуватися як підстава для подальшої перевірки за детальнішою діагностичною моделлю або за результатами порівняння з індивідуальною історією двигуна.

Післяпольотний аналіз дає змогу виконувати ретроспективну обробку повного масиву зареєстрованих експлуатаційних параметрів. Це створює можливість оцінювати не лише факт виходу параметра за допустимої межі, а й тривалість відхилення, його повторюваність, швидкість зміни, розвиток тренду та узгодженість з іншими параметрами робочого процесу на відповідному режимі. Аналітичні підходи до розрахунку робочих режимів турбовальних двигунів

підтверджують, що значення основних параметрів робочого процесу істотно змінюються під час переходу від мінімального до злітного режиму [3]. У межах даної роботи ці дані використовуються не для оцінювання діагностичної інформативності окремих параметрів, а як підтвердження необхідності врахування режиму роботи під час формування еталонних областей зміни параметрів.

У зв'язку з цим актуальним є завдання формалізації режимно-залежних критеріїв діагностичної моделі ТВ3-117В. Йдеться не лише про встановлення окремих порогів, а про побудову системи правил, які дозволяють інтерпретувати параметри двигуна в межах конкретного режиму роботи. При цьому в межах даної роботи доцільно обмежитися аналоговими фізичними сигналами датчиків двигуна, оскільки саме вони безпосередньо відображають термодинамічну, газодинамічну та механічну поведінку об'єкта.

Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є робочий процес газотурбінного двигуна ТВ3-117В у післяпольотному аналізі, що оцінюється за зареєстрованими аналоговими параметрами, які характеризують тепловий, газодинамічний і механічний стан проточної частини двигуна. Питання діагностування конструктивних пошкоджень, вібраційного стану, залишкового ресурсу деталей, а також окремих систем двигуна, зокрема паливної, масляної, електричної та протиоблідувальної, в цій роботі не розглядаються.

Предметом дослідження є методи формалізації режимно-залежних ознак параметричного контролю робочого процесу двигуна ТВ3-117В, які дозволяють виявляти відхилення фактичної поведінки параметрів від очікуваної для відповідного режиму роботи.

Метою дослідження є розроблення формалізованого підходу до побудови режимно-залежних ознак параметричного контролю робочого процесу ГТД ТВ3-117В за післяпольотними даними.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

1. Визначити набір аналогових параметрів, які доцільно використовувати для попереднього параметричного контролю робочого процесу ТВ3-117В.
2. Уточнити режимну основу післяпольотного параметричного контролю.
3. Розробити загальну структуру режимно-залежного критерію параметричного відхилення.
4. Сформулювати критерії для режимів малого газу, крейсерського режиму, злітного режиму та режиму 2,5-хвилинної потужності.
5. Запропонувати логіку об'єднання локальних критеріїв у попередній діагностичний висновок або в узагальнений показник режимного відхилення.

Методика дослідження базується на системному аналізі параметрів роботи двигуна, аналізі попередньо запропонованої структури діагностичної моделі, а також узагальненні сучасних підходів до діагностики газотурбінних двигунів за параметрами газового тракту.

Результати

Загальна структура режимно-залежного критерію

У межах даної роботи розглядаються не всі можливі перехідні та службові стани двигуна, а лише основні експлуатаційні режими, для яких може бути сформовано окремі еталонні області зміни параметрів: малий газ, крейсерський режим, злітний режим та режим 2,5-хвилинної потужності. Доцільність режимного поділу підтверджується дослідженнями, присвяченими класифікації режимів роботи двигуна ТВ3-117 як самостійної складової контролю та діагностики його технічного стану [4].

Урахування режиму роботи в межах запропонованого підходу полягає у виборі для кожного режиму окремого набору еталонних залежностей, допустимих інтервалів, часових витримок і правил міжпараметричної перевірки. Тому режимно-залежна ознака не є лише перевіркою факту перевищення граничного значення, а задає умови, за яких певне відхилення набуває діагностичного значення.

Режимно-залежний критерій у діагностичній моделі доцільно розглядати як логічну умову, яка активується тільки в межах певного режиму роботи двигуна та перевіряє відповідність аналогових параметрів очікуваній поведінці для цього режиму. Доцільність використання відхилень фактичних параметрів від розрахункових або еталонних значень підтверджується роботами з контролю та діагностики технічного стану ТВ3-117 у польотних режимах, де параметричні відхилення використовуються для оцінювання стану двигуна [5].

У загальному вигляді режимно-залежну ознаку параметричного відхилення можна подати як функцію

$$K_i(R_j) = F(P, P_{et}, \Delta P, \frac{dt}{dP}, \tau, C) \quad (1)$$

де $K_i(R_j)$ – i -й критерій для j -го режиму;

R_j – поточний режим роботи двигуна;

P – фактичне значення контрольованого параметра;

P_{et} – еталонне або очікуване значення параметра для даного режиму;

ΔP – відхилення фактичного значення від еталонного;

$\frac{dt}{dP}$ – швидкість зміни параметра;

τ – тривалість збереження відхилення;

C – міжпараметричне співвідношення.

У спрощеному логічному вигляді критерій може бути записаний у вигляді формули (2).

$$K_i(R_j) = \begin{cases} 1, & \text{якщо } R_j \wedge AP \wedge At \wedge AC; \\ 0, & \text{якщо умови не виконуються,} \end{cases} \quad (2)$$

де AP – умова параметричного відхилення;

At – умова тривалості;

AC – умова міжпараметричної відповідності або невідповідності.

Узагальнену схему післяпольотного параметричного контролю робочого процесу ГТД ТВ3-117В з урахуванням режиму роботи наведено на рис. 1. Вхідними даними є зареєстровані аналогові параметри двигуна, які після попередньої обробки використовуються для визначення поточного режиму, вибору відповідної еталонної області зміни параметрів та перевірки режимно-залежних ознак відхилення. Результатом такої обробки є не остаточне встановлення виду несправності, а попередній діагностичний висновок або виділення ділянок запису, що потребують подальшого аналізу.

Таким чином, критерій не повинен зводитися лише до перевищення граничного значення. Наприклад, для температури газів за турбіною важливо враховувати не тільки абсолютну величину T_g , але й режим, на якому вона зафіксована, швидкість її зміни, тривалість перевищення та відповідність іншим параметрам — витраті палива, крутному моменту, частоті обертання й тиску за компресором.

Для подальшої програмної реалізації всі критерії доцільно поділити на такі групи:

– порогові критерії, що контролюють вихід параметра за допустимої межу;

– динамічні критерії, що контролюють швидкість зміни параметра;

– трендові критерії, що контролюють стійкий напрям зміни параметра у межах режиму;

– міжпараметричні критерії, що контролюють фізичну узгодженість параметрів;

– часові критерії, що контролюють тривалість перебування параметра або режиму в певному стані.

Такий підхід узгоджується з попередньо запропонованою структурою діагностичної моделі, в якій блок порівняння має обчислювати ступінь відхилення кожного параметра, перевіряти міжпараметричні співвідношення та фіксувати ознаки потенційних порушень.

Призначення критеріїв полягає в формалізації структури попереднього післяпольотного контролю, в якій параметричне відхилення оцінюється з урахуванням режиму роботи, тривалості прояву, швидкості зміни параметра, фази режиму та узгодженості з іншими параметрами робочого процесу. Тому для практичної реалізації кожен критерій має бути доповнений процедурою визначення допустимих меж, часових витримок і еталонних траєкторій на основі експлуатаційних даних, стендових випробувань або розрахункової моделі двигуна.



Рис. 1. Узагальнена схема режимно-залежного післяпольотного параметричного контролю ГТД ТВ3-117В

Формалізація критеріїв для режиму малого газу

Режим малого газу в межах післяпольотного параметричного контролю розглядається як режим роботи з мінімальним рівнем навантаження, для якого характерні відносно невеликі значення температури

газів, витрати палива та крутного моменту. Як і для інших усталених режимів, аналіз параметрів на малому газі має враховувати допустиму область зміни температури газів, частоти обертання ротора турбокомпресора, витрати палива та крутного моменту. На цьому режимі особливу увагу доцільно приділяти відхиленню значень або швидкості зміни параметрів від очікуваної поведінки для даного режиму.

У попередній роботі для режиму малого газу вже було визначено ряд критеріїв, серед яких: перевищення T_g понад 460°C протягом більше 5 с, зростання T_g більше ніж на 15°C/s при сталому G_t , вихід n_k за допустимий діапазон понад 3 с та зростання T_g при одночасному зниженні $M_{кр}$. У даній роботі ці критерії подаються в більш формалізованому вигляді.

Критерій температурного перевищення відповідає умові

$$K_{MG1} = 1, \text{ якщо } R = R_{MG} \wedge T_g > T_{г, MG} \wedge \tau > \tau_{г, MG}. \quad (3)$$

Цей критерій виявляє перегрівання або нестійкість теплового режиму на малому газі. Порогове значення та часова витримка для цієї ознаки мають визначатися на основі еталонної області зміни параметра для відповідного режиму, статистики справного стану, похибок вимірювання та допустимої ймовірності хибного спрацювання. У межах даної роботи ці величини розглядаються як параметри формальної структури ознаки, що підлягають подальшому уточненню за стендовими або післяпольотними даними.

Критерій імпульсного зростання температури відповідає умові

$$K_{MG2} = 1, \text{ якщо } R = R_{MG} \wedge \frac{dT_g}{dt} > \left(\frac{dT_g}{dt}\right)_{MG} \wedge |\Delta G_t| < \varepsilon_G. \quad (4)$$

Цей критерій фіксує ситуацію, коли температура газів зростає швидко, але витрата палива залишається практично сталою. Така поведінка може свідчити про локальну нестабільність процесу згоряння, порушення теплового балансу або деградацію елементів камери згоряння.

Критерій виходу частоти обертання за допустиму область відповідає умові

$$K_{MG3} = 1, \text{ якщо } R = R_{MG} \wedge |n_k - n_{к, ет. MG}| > \Delta n_{к, MG} \wedge \tau > \tau_{н, MG}. \quad (5)$$

Для режиму малого газу наведено підтримання зведеної частоти обертання ротора турбокомпресора на рівні 75 %, що може розглядатися як одна з основ для формування еталонного значення для даного режиму. У післяпольотній моделі це значення доцільно

використовувати не як жорстку універсальну межу, а як базову точку для побудови допустимого інтервалу з урахуванням атмосферних умов, технічного стану та індивідуальних особливостей двигуна.

Критерій неузгодженої зміни температури газів і крутного моменту відповідає умові

$$R = R_{MG} \wedge \frac{dT_g}{dt} > 0 \wedge \frac{dM_{кр}}{dt} < 0. \quad (6)$$

Даний критерій відображає неузгоджену зміну параметрів робочого процесу, за якої зростання температури газів за турбіною супроводжується зменшенням крутного моменту або відсутністю очікуваної зміни механічного навантаження. У межах попереднього післяпольотного контролю така ситуація не ототожнюється з конкретною несправністю, але може бути використана для визначення ділянки запису, що потребує подальшої перевірки з урахуванням режиму роботи, тривалості відхилення та зміни інших параметрів.

Таким чином, режим малого газу є зручним базовим режимом для перевірки стабільності двигуна. Він дозволяє виявити ранні ознаки нестабільності згоряння, порушення регулювання, температурні аномалії та невідповідність між тепловою і механічною поведінкою.

Формалізація критеріїв для крейсерського режиму

Крейсерський режим характеризується тривалою роботою двигуна при відносно стабільному навантаженні. Саме тому він є найбільш придатним для виявлення повільних трендів, які можуть бути непомітними на короткочасних режимах. Діагностична цінність крейсерського режиму полягає в тому, що за сталої частоти обертання та близького до сталого крутного моменту відхилення температури, витрати палива або тиску за компресором можуть свідчити про зниження ефективності двигуна.

Схематичний приклад виявлення режимно-залежного відхилення на крейсерському режимі наведено на рис. 2.

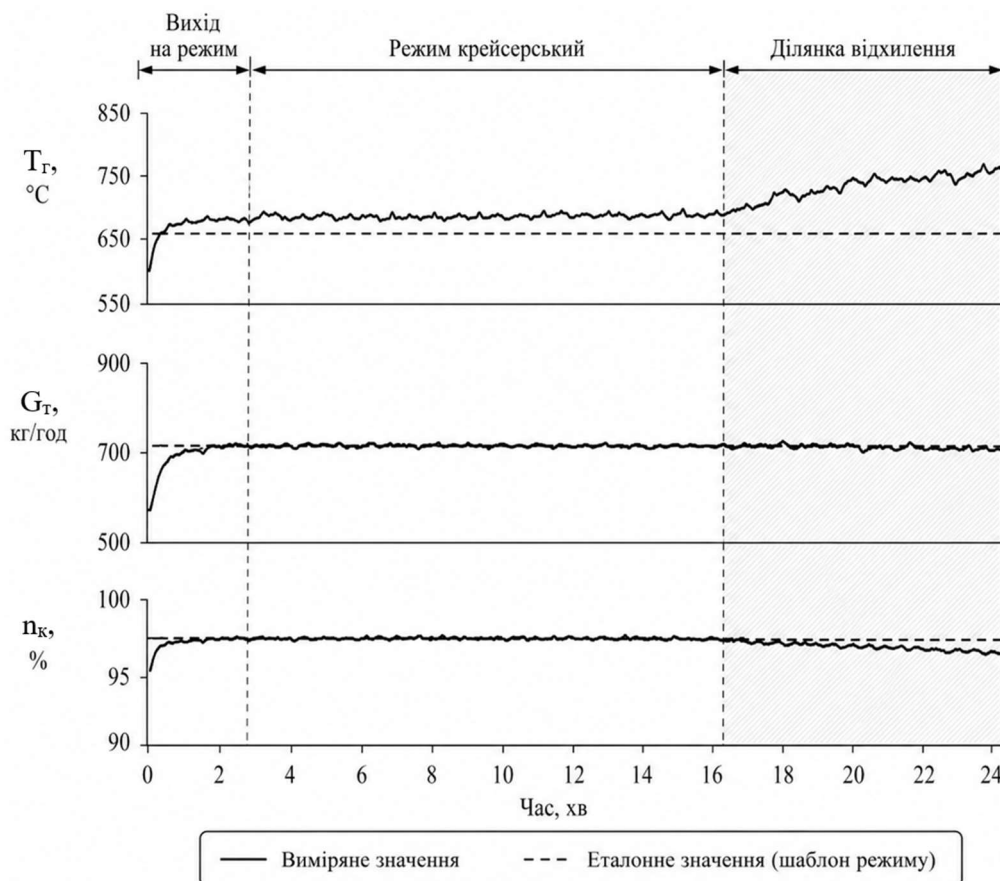


Рис. 2. Схематичний приклад виявлення режимно-залежного відхилення на крейсерському режимі

У наведеному прикладі параметр T_g демонструє поступове зростання відносно еталонного рівня, тоді

як витрата палива та частота обертання компресора залишаються в межах допустимих відхилень. Така

ситуація може бути інтерпретована як теплове відхилення, яке потребує подальшого аналізу в контексті стабільності режиму та міжпараметричних співвідношень.

Критерій поступового теплового відхилення відповідає умові

$$K_{KP1} = 1, \text{ якщо } R = R_{KP} \wedge \text{trend}(T_r) > 0 \wedge |\text{trend}(n_k)| < \varepsilon_{nk} \wedge |\text{trend}(M_{kp})| < \varepsilon_{Mkp}. \quad (7)$$

Критерій фіксує стійке зростання температури газів за турбіною при практично незмінній частоті обертання та крутному моменті. Така поведінка може свідчити про зниження ефективності компресора або турбіни, погіршення теплового стану газового тракту або зміну індивідуальної характеристики двигуна.

У загальній теорії газотурбінної діагностики деградація компонентів газового тракту, зокрема компресора й турбіни, розглядається як одна з основних причин втрати ефективності двигуна, причому такі несправності не завжди можуть бути визначені безпосередньо, а виявляються через відхилення експлуатаційних параметрів.

Критерій зниження паливної ефективності відповідає умові

$$K_{KP2} = 1, \text{ якщо } R = R_{KP} \wedge \text{trend}(G_r) > 0 \wedge |\text{trend}(M_{kp})| < \varepsilon_M. \quad (8)$$

Цей критерій описує ситуацію, коли витрата палива зростає без відповідного приросту корисного механічного навантаження. Для крейсерського режиму це є діагностично значущим, оскільки саме тривалі режими дозволяють найбільш коректно оцінити паливну ефективність двигуна.

Критерій порушення газодинамічної відповідності відповідає умові

$$K_{KP3} = 1, \text{ якщо } R = R_{KP} \wedge |P_k - P_{k,et}(n_k)| > \Delta P_{k,доп}. \quad (9)$$

Критерій контролює відповідність тиску повітря за компресором частоті обертання ротора. Для справного двигуна при заданому режимі між n_k та P_k має існувати стабільна залежність. Відхилення від цієї залежності може свідчити про погіршення стану компресора, зміну газодинамічного опору тракту або некоректність роботи системи регулювання.

Критерій перевищення очікуваного тренду температури газів і витрати палива відповідає умові

$$K_{KP4} = 1, \text{ якщо } R = R_{KP} \wedge \text{trend}(T_r) > 0 \wedge \text{trend}(G_r) > 0 \wedge |\text{trend}(M_{kp})| < \varepsilon_M. \quad (10)$$

Даний критерій має враховувати, що поступова

зміна температури газів за турбіною та витрати палива може бути наслідком природної зміни характеристик проточної частини двигуна в експлуатації. Тому діагностично значущим є не сам факт наявності тренду, а перевищення фактичної швидкості зміни параметрів над очікуваним природним трендом для справного двигуна або вихід параметрів за допустимого довірчу область. У межах післяпольотного аналізу така ситуація може розглядатися як підстава для поглибленої перевірки.

Формалізація критеріїв для злітного режиму

Злітний режим є одним із найбільш навантажених режимів роботи двигуна. За результатами аналітичного розрахунку робочих режимів ТВ3-117 МТ, наведеними у роботі [3], даний режим характеризується найбільшими значеннями частоти газогенератора, температури, витрати палива та потужності порівняно з крейсерським режимом і режимом малого газу. Тому параметричний контроль на цьому режимі має бути спрямований не лише на виявлення перевищення окремих меж, але й на перевірку того, чи відповідають рівень температури газів і витрата палива фактичному приросту крутного моменту або потужності.

Для злітного режиму критерії мають застосовуватися з урахуванням нестационарного характеру виходу на режим. На початковій ділянці зміна температури газів, тиску повітря за компресором, витрати палива, частоти обертання та крутного моменту визначається не лише технічним станом, але й перехідним процесом і тепловою інерцією елементів двигуна. Тому порівняння фактичних параметрів з еталонними значеннями доцільно виконувати після виділення квазіусталеної ділянки або з використанням еталонної часової траєкторії параметра.

Для діагностичної моделі обмеження максимальної температури газів за турбіною, максимального тиску за компресором, максимальної потужності та максимального крутного моменту можуть використовуватися як база для формування допустимих режимних зон.

Критерій перебування температури газів у граничній області відповідає умові

$$K_{ЗЛ1} = 1, \text{ якщо } R = R_{ЗЛ} \wedge T_r > T_{r,ЗЛ} \wedge \tau > \tau_{Т,ЗЛ}. \quad (11)$$

На злітному режимі підвищена температура сама по собі може бути нормальною, але її перебування біля допустимої межі протягом надмірного часу є діагностично значущим. Тому цей критерій має враховувати не тільки абсолютну температуру, а й тривалість її перебування в граничній зоні.

Критерій недостатнього набору потужності відповідає умові

$$K_{3Л2} = 1, \text{ якщо } R = R_{3Л} \wedge \frac{dG_T}{dt} > 0 \wedge \frac{dn_k}{dt} > 0 \wedge \frac{dM_{кр}}{dt} < \varepsilon_M. \quad (12)$$

Критерій фіксує ситуацію, коли збільшення паливоподачі та частоти обертання не супроводжується відповідним приростом крутного моменту. Це може бути ознакою втрати ефективності перетворення енергії або невідповідності газодинамічної частини очікуваному режиму.

Критерій перевантаження без ефективного результату відповідає умові

$$K_{3Л3} = 1, \text{ якщо } R = R_{3Л} \wedge T_T > T_{T.ет.3Л} \wedge G_T > G_{T.ет.3Л} \wedge M_{кр} < M_{кр.ет.3Л}. \quad (13)$$

Цей критерій є доцільним для попереднього визначення ділянок запису, на яких збільшення витрати палива та температури газів не супроводжується очікуваною зміною механічних параметрів. Він оцінює не окреме перевищення температури або витрати палива, а невідповідність між збільшенням витрати палива, рівнем температури газів і очікуваним приростом крутного моменту або потужності. Для злітного режиму така невідповідність є потенційно небезпечною, оскільки двигун працює в зоні підвищеного навантаження.

Критерій порушення в компресорній частині відповідає умові

$$K_{3Л4} = 1, \text{ якщо } R = R_{3Л} \wedge n_k > n_{k.мін.3Л} \wedge |P_k - P_{k.ет.3Л}(n_k)| > \Delta P_{k.3Л}. \quad (14)$$

Цей критерій дозволяє виявляти порушення в компресорній частині або зміну характеристик газового тракту.

Формалізація критеріїв для режиму 2,5-хвилинної потужності

Режим 2,5-хвилинної потужності є короткочасним режимом підвищеного навантаження. Його діагностична специфіка полягає в тому, що допустимість параметрів визначається не лише їх абсолютними значеннями, але й тривалістю перебування на режимі. Тому критерії для цього режиму мають поєднувати параметричний і часовий контроль.

Для післяпильотної діагностичної моделі допустимий час роботи на режимі 2,5-хвилинної потужності 150 с може бути використаний як основа формування ресурсно-часових критеріїв.

Критерій перевищення тривалості режиму відповідає умові

$$K_{2.5N1} = 1, \text{ якщо } R = R_{2.5N} \wedge \tau > \tau_{2.5N}. \quad (15)$$

Для базової реалізації $\tau_{2.5N}$ може прийматися рівним 150 с, однак у практичній реалізації воно повинно відповідати експлуатаційній документації та налаштуванням конкретної системи.

Критерій температурного перевищення на режимі підвищеної потужності відповідає умові

$$K_{2.5N2} = 1, \text{ якщо } R = R_{2.5N} \wedge T_T > T_{T.2.5N} \wedge \tau > \tau_{T.2.5N}. \quad (16)$$

Для цього режиму перевищення температури або її тривале перебування в граничній зоні має більшу діагностичну вагу, ніж на крейсерському режимі, оскільки двигун працює в умовах підвищеного теплового навантаження.

Критерій невідповідності потужності витраті палива має вигляд

$$K_{2.5N3} = 1, \text{ якщо } R = R_{2.5N} \wedge G_T > G_{T.ет.2.5N} \wedge M_{кр} < M_{кр.ет.2.5N}. \quad (17)$$

Критерій фіксує ситуацію, коли висока витрата палива не забезпечує очікуваного крутного моменту. На цьому режимі така невідповідність є особливо важливою, оскільки ресурс двигуна витрачається в умовах підвищеного навантаження.

Критерій недостатнього відновлення після режиму має вигляд

$$K_{2.5N4} = 1, \text{ якщо } R_{\text{після}} = R_{кр} \vee R_{3Л} \wedge \frac{dT_T}{dt} > -\lambda_T \wedge \tau > \tau_{охол}. \quad (18)$$

Цей критерій застосовується після завершення режиму 2,5-хвилинної потужності та оцінює швидкість зниження температури. Якщо температура знижується повільніше очікуваного, це може свідчити про надмірну теплову інерцію, перегрівання елементів газового тракту або відмінність індивідуальної поведінки двигуна від еталонної.

Узагальнення критеріїв у діагностичний висновок

Окремий критерій сам по собі не завжди є достатньою підставою для формування висновку про небезпечний стан. У післяпильотному аналізі необхідно враховувати характер відхилення, його тривалість, повторюваність і поєднання з іншими ознаками. Тому запропоновані критерії доцільно об'єднувати в узагальнений діагностичний показник.

Логіку формування діагностичного висновку на основі активованих режимно-залежних критеріїв наведено на рис. 3. Запропонована схема передбачає

послідовне оцінювання кількості активних критеріїв, тривалості їх прояву та наявності міжпараметричної невідповідності.



Рис. 3. Логіка формування діагностичного висновку на основі режимно-залежних критеріїв

Для кожного режиму можна сформувати вектор критеріїв $K(R_j)$:

$$K(R_j) = \{K_1(R_j), K_2(R_j), \dots, K_m(R_j)\}. \quad (19)$$

На основі даного вектора формується діагностичний висновок:

$$D(R_j) = \Phi(K(R_j), W, \tau, Q), \quad (20)$$

де W – вагові коефіцієнти критеріїв;

τ – тривалість відхилень;

Q – показник якості або достовірності даних.

Для практичного застосування доцільно виділити наступні рівні діагностичних висновків:

– усі критерії неактивні або відхилення перебувають у межах допустимої варіації (норма);

– активується один критерій короткочасного характеру без підтвердження іншими параметрами (інформаційне відхилення);

– відхилення одного параметра є стійким або повторюється в межах одного режиму (попередження);

– одночасно активуються два або більше критеріїв, або спостерігається міжпараметрична невідповідність, що може бути спричинено порушенням роботи двигуна (виникненням потенційно небезпечного стану).

У попередній роботі було зазначено, що критерії мають враховувати як абсолютні відхилення, так і міжпараметричні зв'язки та динаміку змін, а для кожного режиму доцільно формувати локальні критерії, адаптовані до характерних умов роботи. Запропонована в цій статті логіка є розвитком цього підходу й дозволяє перейти від окремих умов до структурованої системи діагностичних правил.

Для демонстрації підходу далі наведено два приклади критеріїв для режиму малого газу. Критерій перегрівання може бути записаний у вигляді

$$K_{MG1} = \begin{cases} 1, & R = R_{MG} \wedge T_r > 460^\circ\text{C} \wedge \tau > 5\text{c}, \\ 0, & \text{інакше,} \end{cases} \quad (21)$$

а критерій імпульсного зростання температури при сталій витраті палива – у вигляді

$$K_{MG2} = \begin{cases} 1 & R = R_{MG} \wedge \frac{dT_r}{dt} > 15^\circ\text{C/c} \wedge |\Delta G_r| < \varepsilon_G, \\ 0, & \text{інакше.} \end{cases} \quad (22)$$

Для подальшої програмної реалізації результати перевірки локальних критеріїв можуть бути об'єднані в узагальнений показник режимного відхилення

$$\text{Risk}(R_j) = \sum_{i=1}^m w_i K_i(R_j), \quad (23)$$

де w_i – ваговий коефіцієнт i -го критерію.

У межах даної роботи така залежність розглядається як загальна структура агрегації критеріїв, а не як завершений алгоритм кількісного оцінювання технічного стану, оскільки значення вагових коефіцієнтів мають визначатися окремо за результатами експертного аналізу, статистики експлуатаційних даних або верифікованої діагностичної моделі двигуна.

Вагові коефіцієнти не повинні призначатися довільно. Їх визначення може виконуватися на основі експертної оцінки, аналізу чутливості параметрів до типових змін технічного стану, статистики спрацювань критеріїв на масивах післяпольотних даних або результатів моделювання несправностей. У даній роботі вагові коефіцієнти розглядаються як параметри майбутньої програмної реалізації.

Висновки

У роботі розглянуто підхід до формалізації режимно-залежних критеріїв попереднього параметричного контролю робочого процесу газотурбінного двигуна ТВ3-117В за післяпольотними даними. Запропонований підхід передбачає використання режиму роботи як контексту для вибору еталонної області зміни параметрів, допустимих відхилень, часових умов контролю та правил перевірки узгодженості між параметрами робочого процесу.

Сформовано загальну структуру режимно-залежного критерію, яка враховує фактичне значення параметра, еталонне або допустиме значення, відхилення, швидкість зміни, тривалість відхилення та міжпараметричні співвідношення. Для режиму малого газу запропоновано критерії температурного перевищення, імпульсного зростання температури, виходу частоти обертання за допустиму область і неузгодженої зміни температури газів і крутного моменту. Для крейсерського режиму сформовано критерії поступового теплового відхилення, зниження паливної ефективності, порушення газодинамічної відповідності та перевищення очікуваного природного тренду температури газів і витрати палива. Для злітного режиму запропоновано критерії перебування температури газів у граничній області, недостатнього набору потужності, перевантаження без ефективного результату та порушення компресорної відповідності. Для режиму 2,5-хвилинної потужності визначено критерії перевищення тривалості режиму, температурного перевищення, невідповідності потужності витраті палива та недостатнього відновлення після режиму.

Запропоновано загальну логіку об'єднання локальних критеріїв у попередній діагностичний висновок. Показано, що практичне використання інтегрального показника потребує подальшого обґрунтування вагових коефіцієнтів на основі експертних да-

них, статистики експлуатаційних записів або результатів моделювання технічних станів двигуна. Отримані результати можуть бути використані як основа для подальшої програмної реалізації модуля післяпольотної діагностики та інтеграції до системи аналізу експлуатаційних даних двигуна ТВ3-117В.

Запропонована формалізація режимно-залежних критеріїв дозволяє перейти від описового подання післяпольотного аналізу до структури алгоритмічно придатних правил попереднього параметричного контролю. Основна перевага такого підходу полягає в тому, що кожний параметр інтерпретується не ізольовано, а в контексті режиму роботи двигуна.

Водночас запропонований підхід не заперечує можливість подальшого використання статистичних або інтелектуальних методів. Формалізовані критерії можуть бути використані як структура правил для експертної системи або як основа для організації попередньої обробки післяпольотних даних. Налаштування порогових значень, вагових коефіцієнтів і правил прийняття рішень має виконуватися не за самими критеріями, а за результатами аналізу реальних експлуатаційних записів, стендових випробувань, статистики справного стану або даних, отриманих за допомогою верифікованої діагностичної моделі двигуна.

Практична реалізація підходу потребує формування еталонних шаблонів для кожного режиму. Такі шаблони можуть будуватися за результатами стендових випробувань, експлуатаційних баз даних або аналітичних моделей режимів роботи. У подальших дослідженнях доцільно зосередитися на уточненні числових порогів критеріїв за базами стендових і післяпольотних даних, а також розробці програмного прототипу діагностичного модуля.

Конфлікт інтересів

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

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Наявність даних

Рукопис не має супутніх даних.

Використання штучного інтелекту

Автор підтверджує, що він не використовував методи штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Автор прочитав та погодився з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Дунай, А. В. Визначення вимог та поетапна розробка алгоритму діагностичної моделі газотурбінного двигуна ТВ3-117В / А. В. Дунай // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2025. – № 4, спецвип. 2 (206). – С. 166–170. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2025.4sup2.19>.

2. A Review on Gas Turbine Gas-Path Diagnostics: State-of-the-Art Methods, Challenges and Opportunities / A. D. Fentaye, A. T. Baheta, S. I. Gilani, K. G. Kyprianidis // *Aerospace*. – 2019. – Vol. 6, iss. 7. – 53 p. – DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace6070083>.

3. Catana, R. M. Analytical Calculation Model of the TV3-117 Turboshift Working Regimes Based on Experimental Data / R. M. Catana, G. Dediu // *Applied Sciences*. – 2023. – No. 13, iss. 19. – 22 p.

4. Розробка методу класифікації режимів роботи авіаційного двигуна ТВ3-117 на основі нейромережових технологій / Ю. М. Шмельов, С. І. Владов, О. Ф. Кришан та ін. // *Сучасний стан наукових досліджень та технологій в промисловості*. – 2018. – № 4 (6). – С. 93–102. – DOI: <https://doi.org/10.30837/2522-9818.2018.6.093>.

5. Контроль і діагностика технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117 із застосуванням модернізованих методів найменших квадратів й зрівнювання / С. І. Владов, Ю. М. Шмельов, Л. М. Пилипенко та ін. // *Вчені записки Таврійського національного університету імені В. І. Вернадського. Сер.: Технічні науки*. – 2020. – Т. 31 (70), № 1, ч. 1. – С. 14–20. – DOI: <https://doi.org/10.32838/2663-5941/2020.1-1/03>.

References

1. Dunai, A. V. *Vyznachennia vymoh ta poetapna rozrobka alhorytmu diahnostychnoi modeli hazoturbinnoho dvyhuna TV3-117V* [Definition of requirements and stepwise development of a diagnostic

model algorithm for the TV3-117V gas turbine engine]. *Aviacijno-kosmichna texnika i texnologiya - Aerospace Technic and Technology*, 2025, no. 4, sup 2 (206), pp. 166–170. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2025.4sup2.19>.

2. Fentaye, A. D., Baheta, A. T., Gilani, S. I., Kyprianidis, K. G. A Review on Gas Turbine Gas-Path Diagnostics: State-of-the-Art Methods, Challenges and Opportunities. *Aerospace*, 2019, vol. 6, iss. 7. 53 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace6070083>.

3. Catana, R. M., Dediu, G. Analytical Calculation Model of the TV3-117 Turboshift Working Regimes Based on Experimental Data. *Applied Sciences*, 2023, no. 13, iss. 19. 22 p.

4. Shmelov, Yu. M., Vladov, S. I., Kryshan, O. F., Gvozdk, S. D., Chyzhova, L. I. *Rozrobka metodu klasyfikatsii rezhymiv roboty aviatsiinoho dvyhuna TV3-117 na osnovi neiromerezhevykh tekhnologii* [Research of Classification Method of TV3-117 Engine Ratings Operations Based on Neural Network Technologies]. *Suchasnyi stan naukovykh doslidzhen ta tekhnologii v promyslovosti - Innovative Technologies and Scientific Solutions for Industries*, 2018, no. 4 (6), pp. 93–102. DOI: <https://doi.org/10.30837/2522-9818.2018.6.093>.

5. Vladov, S. I., Shmelov, Yu. M., Pylypenko, L. M., Podhornykh, N. V., Nazarenko, N. P., Tutova, N. V., Dieriabina, I. O. *Kontrol i diahnostyka tekhnichnogo stanu aviatsiinoho dvyhuna TV3-117 iz zastosuvanniam modernizovanykh metodiv naimenshykh kvadrativ y zrivniuvannia* [Monitoring and diagnostics of TV3-117 aircraft engine technical condition using modernized least-squares and equalization methods]. *Vcheni zapysky Tavriiskoho natsionalnogo universytetu imeni V. I. Vernadskoho. Ser.: Tekhnichni nauky* [Scientific Notes of Taurida National V. I. Vernadsky University. Series: Technical Sciences], 2020, vol. 31 (70), no. 1, part 1, pp. 14–20. DOI: <https://doi.org/10.32838/2663-5941/2020.1-1/03>.

Надійшла до редакції 26.06.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 30.07.2026.

Дата ухвалення 19.08.2026, дата публікації 04.09.2026

FORMALIZATION OF MODE-DEPENDENT CRITERIA OF THE DIAGNOSTIC MODEL OF THE TV3-117V GAS TURBINE ENGINE FOR POST-FLIGHT ANALYSIS

Andrii Dunai

Subject of research. The subject of the research is the formalization methods for mode-dependent criteria of preliminary parametric control of the working process of the TV3-117V gas turbine engine based on post-flight data.

Purpose. The purpose of the work is to form a structure of mode-dependent criteria that makes it possible to evaluate deviations of the actual behavior of analog engine parameters from the expected behavior for the corresponding operating mode. **Tasks.** To achieve this purpose, a set of analog parameters characterizing the thermal, gas-dynamic, and mechanical state of the engine gas path was determined; the mode basis of post-flight parametric control was refined; a general structure of a mode-dependent criterion was developed; criteria for ground idle mode, cruise mode, takeoff mode, and 2.5-minute power mode were formed; and a logic for combining local criteria into a preliminary diagnostic conclusion was proposed. **Methods.** The research methodology is based on system analysis of engine operating parameters, formalization of logical rules for post-flight control, comparison of actual parameters with reference or expected behavior, and consideration of the operating mode, deviation duration, rate of parameter change, trend behavior, and inter-parameter consistency. **Results.** A general structure of a mode-dependent criterion is proposed, taking into account the engine operating mode, actual parameter value, reference or allowable value, deviation

magnitude, rate of parameter change, deviation duration, and inter-parameter relationships. Groups of criteria for the main operating modes of the TV3-117V engine were formed. For ground idle mode, criteria of temperature exceedance, rapid temperature increase, rotor speed deviation from the allowable range, and inconsistent variation of exhaust gas temperature and torque were considered. For cruise mode, criteria for gradual thermal deviation, reduced fuel efficiency, gas-dynamic inconsistency, and exceeding the expected trend in exhaust gas temperature and fuel flow rate were established. For takeoff mode and 2.5-minute power mode, criteria for monitoring limiting thermal and mechanical loads, duration of operation in the mode, and parameter recovery after increased load were proposed.

Conclusions. The proposed approach enables the transition from a descriptive representation of post-flight analysis to a structured set of algorithmically applicable rules for preliminary parametric control. The presented criteria do not constitute a complete diagnostic model of the engine gas path and are not intended to independently determine a specific fault type. Their practical application requires further refinement of allowable deviations, time delays, weighting coefficients, and reference trajectories based on bench tests, operational statistics, or a computational engine model. **Scientific novelty of the obtained results.** The scientific novelty consists in refining the structure of mode-dependent criteria for preliminary parametric control of the working process of the TV3-117V gas turbine engine, in which parametric deviations are considered with regard to the operating mode, duration of manifestation, rate of parameter change, expected natural trend, mode phase, and inter-parameter consistency.

Keywords: gas turbine engine, TV3-117V, post-flight analysis, diagnostic model, mode-dependent criteria, analog parameters, technical condition, reference behavior.

Дунай Андрій Віталійович – аспірант, Національний університет «Одеська політехніка», Одеса, Україна; інженер-електронік АТ «Елемент», Одеса, Україна.

Andrii Dunai – PhD Student of the Odesa Polytechnic National University, Odesa, Ukraine; Electronic Engineer of JSC "Element", Odesa, Ukraine, e-mail: adunay99@gmail.com, ORCID: 0009-0009-8639-7777.