

УДК 629.735

DOI <https://doi.org/10.32838/2663-5941/2020.1-1/03>

Владов С.І.

Кременчуцький льотний коледж
Харківського національного університету внутрішніх справ

Шмельов Ю.М.

Кременчуцький льотний коледж
Харківського національного університету внутрішніх справ

Пилипенко Л.М.

Кременчуцький льотний коледж
Харківського національного університету внутрішніх справ

Подгорних Н.В.

Кременчуцький льотний коледж
Харківського національного університету внутрішніх справ

Назаренко Н.П.

Кременчуцький льотний коледж
Харківського національного університету внутрішніх справ

Тугова Н.В.

Кременчуцький льотний коледж
Харківського національного університету внутрішніх справ

Дєрябіна І.О.

Кременчуцький льотний коледж
Харківського національного університету внутрішніх справ

КОНТРОЛЬ І ДІАГНОСТИКА ТЕХНІЧНОГО СТАНУ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА ТВ3-117 ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ МОДЕРНІЗОВАНИХ МЕТОДІВ НАЙМЕНШИХ КВАДРАТІВ Й ЗРІВНЮВАННЯ

Предметом дослідження в статті є авіаційний двигун ТВ3-117 та методи контролю і діагностики його технічного стану. Мета роботи – розроблення методу контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117 в польотних режимах із застосуванням модернізованого методу найменших квадратів й зрівнювання. В статті вирішуються такі завдання: розв’язок завдань контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117 в польотних режимах із застосуванням модернізованих методів найменших квадратів й зрівнювання. Використовуються такі методи: методи математичного моделювання, метод найменших квадратів, метод зрівнювання, статистичні методи обробки інформації. Отримано такі результати: розроблений метод контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117 в польотних режимах із застосуванням модернізованих методів найменших квадратів й зрівнювання дає змогу оцінити фактичне відхилення параметрів двигуна від розрахункових, зумовлених похибкою виготовлення і деформацією елементів проточної частини у процесі напрацювання, й підвищити інформативність і скоротити загальний час контролю і діагностики в 2...3 рази завдяки використанню індивідуальної моделі авіаційного двигуна ТВ3-117 і розширеної експертної бази знань про його характеристики. Висновки: розроблено метод контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117 в польотних режимах із застосуванням модернізованих методів найменших квадратів й зрівнювання, що дає змогу проводити контроль і діагностику технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117 за обмеженого обсягу вихідної інформації, а також виявити і локалізувати дефекти проточної частини двигуна з точністю до вузла; практичне використання отриманих результатів. Розроблений метод контролю і діагностики проточної

частини авіаційного двигуна ТВ3-117 є доповненням до нечіткої експертної системи, який може служити конкретизацією, підтвердженням або спростуванням вихідної інформації щодо поточного стану авіаційного двигуна ТВ3-117, отриманої за допомогою нечіткої експертної системи.

Ключові слова: авіаційний двигун, контроль, діагностика, параметри, метод.

Постановка проблеми. Авіаційний двигун ТВ3-117 – складний технічний об’єкт, що втілює в собі передові технології науки і техніки, спектр завдань, що вирішуються, який дуже різноманітний: від завдань, які виконуються на борту літального апарату – силова установка літального апарату – до функцій наземних енергоустановок. Своєчасний і якісний процес контролю і діагностики параметрів і систем авіаційного двигуна ТВ3-117 дає змогу здійснювати його ефективну експлуатацію за технічним станом. Незважаючи на велике різноманіття методів контролю і діагностики технічного стану авіаційних двигунів [1–3], сьогодні немає універсальних методів, здатних повністю замінити інші, що пов’язано з високою складністю авіаційного двигуна: багатопараметричність, нелінійність процесів, що протікають в ньому, багаторежимне його функціонування тощо. Все це передбачає необхідність застосування комплексних методів і методик для розв’язку завдань контролю і діагностики параметрів авіаційного двигуна і його систем.

Для оцінки технічного стану авіаційних двигунів контролюється безліч різних за своєю фізичною природою параметрів. Досвід експлуатації авіаційних двигунів показує, що оцінка їх стану вимагає комплексного застосування методів і засобів контролю і діагностики, узагальнення всієї діагностичної інформації для прийняття правильного і своєчасного рішення.

Ефективним засобом підвищення достовірності контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117 може служити експертна інформація, яка формується в результаті інтуїтивно-логічного аналізу вихідних даних із використанням відповідного математичного апарату групою експертів, що дозволяє виявити об’єктивну природу параметрів технічного стану досліджуваного об’єкта і розширити на цій основі можливості в достовірній оцінці технічного стану останнього [4–6].

Аналіз останніх досліджень і публікацій. У роботах професора Жернакова С.В., які присвячені інтелектуальним методам контролю і діагностики технічного стану авіаційних двигунів відзначено, що діагностика проточної частини авіаційного двигуна ТВ3-117 проводиться по відхиленням контрольованих термогазодинамічних параметрів на різних режимах роботи [4–6].

Введення математичної моделі авіаційного двигуна ТВ3-117 до нечіткої експертної системи [4] дозволить:

- моделювати несправності у вузлах компресора, камери згорання й турбіни авіаційного двигуна ТВ3-117;

- проводити діагностику за змодельованими «експериментальними» даними (витрати повітря, палива, частоті обертання ротора турбокомпресора, температурам і тискам повітря за компресором й газу за турбіною) на різних режимах роботи авіаційного двигуна ТВ3-117.

Постановка завдання. Метою роботи є розробка методу контролю і діагностики проточної частини авіаційного двигуна ТВ3-117, який базується на відхиленнях контрольованих термогазодинамічних параметрів на різних режимах його роботи, при цьому критеріями стану різних вузлів двигуна є так звані параметри стану: коефіцієнти корисної дії, коефіцієнти втрат, площі прохідних перерізів тощо. Вплив параметрів стану на контрольовані параметри авіаційного двигуна ТВ3-117 на різних режимах його роботи є неоднозначним як за величиною, так і за знаком. У статті розв’язується завдання контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117, що надасть можливість забезпечити найбільш точну оцінку стану вузлів його проточної частини.

Виклад основного матеріалу дослідження. В якості математичного апарату для контролю і діагностики стану вузлів проточної частини авіаційного двигуна ТВ3-117 вибрані модернізовані «класичні» методи: метод найменших квадратів, метод зрівнювання. При цьому в процесі модернізації «класичних» методів, основна роль яких направлена на уточнення математичної моделі за вектором відхилень, отриманому в рамках FDI-методу [7, 8], жорсткі допуски на контрольовані параметри двигуна були замінені м’якими, що дозволило збільшити точність локалізації дефекту, а також знизити похибки першого і другого роду [7].

Основними принципами реалізації алгоритмів контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117 в рамках FDI-методу [7, 8] при використанні модернізованих «класичних» методів є:

- використання математичної моделі двигуна (з налаштуванням останньої на індивідуальний або середній за парком двигун);

– покомпонентне порівняння векторів параметрів двигуна, обчислених за математичною моделлю й отриманих у ході льотної експлуатації повітряного судна;

– за вектором відхилень, отриманому в процесі порівняльного аналізу, здійснюється уточнення (підстроювання) математичної моделі з одночасною локалізацією прояву дефекту.

При цьому в межах цих принципів реалізація методу найменших квадратів як математичного апарату, в межах якого здійснюється розв’язок завдань контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117, здійснюється через уточнення значень коефіцієнтів, що характеризують елементи газоповітряного тракту, мінімізуються нев’язки між однойменними параметрами, отриманими розрахунком за математичною моделлю й в процесі експерименту:

$$\delta_{jI} = P_{Jp} - P_{Je}; \quad (1)$$

де δ_{jI} – нев’язка; P_{Jp} – значення параметра, який обчислюється за математичною моделлю; P_{Je} – експериментальне значення параметра; $J = \overline{1, m}$, m – номер вимірюваного параметра; $j = \overline{1, k}$, k – номер вимірювання параметра.

Основним критерієм є мінімум середньоквадратичної похибки нев’язки:

$$f(x) = \sum_{j=1}^k (p_{jp}(x_{ip}) - p_{je}(x_{ie}))^2 \rightarrow \min \quad (2)$$

шляхом розв’язку системи із n нормальних рівнянь:

$$\frac{\partial (p_{jp}(x_{ip}) - p_{je}(x_{ie}))}{\partial x_i} = 0. \quad (3)$$

Метод зрівнювання в межах FDI-методу [5; 6] є одним із варіантів методу найменших квадратів й застосовується лише в тому випадку, коли виміряні величини певним чином детерміновано взаємопов’язані. При льотній експлуатації повітряного судна в його двигуні такими залежностями є рівняння робочого процесу.

Метод зрівнювання для уточнення математичних моделей зводиться до оцінювання m вимірюваних параметрів p_1, p_2, \dots, p_m , які повинні задовольняти умові $q < m$ рівнянням зв’язку, де q – число варійованих параметрів: $F_i(p_i) = 0$, де $i = \overline{1, q}$.

Оцінки \tilde{p}_j для величини p_j знаходяться на основі вимірювань p_{je} , які обтяжені випадковими похибками. Згідно з принципом максимальної правдоподібності сума квадратів відхилень

оцінок \tilde{p}_j від вимірюваних величин повинна бути мінімальною, при цьому оцінки \tilde{p}_j повинні задовольняти рівнянням зв’язку:

$$\sum_{j=1}^k B_j (\tilde{p}_j - p_{je})^2 \rightarrow \min; \quad (4)$$

$$F_j(p_j) = 0;$$

де B_j – коефіцієнти ваги.

Рівняння зв’язку можуть бути застосовані у вигляді:

$$\sum_{j=1}^k b_j \tilde{p}_j \rightarrow \min; \quad (5)$$

де b_j – коефіцієнти впливу.

Визначаються оцінки \tilde{p}_j величини p_j , за значенням яких знаходяться й оцінки характеристик вузлів проточної частини авіаційного двигуна ТВ3-117:

$$x_i = \sum_{j=1}^k a_{ij} \tilde{p}_j. \quad (6)$$

Математична модель авіаційного двигуна ТВ3-117 забезпечує виконання наступних функцій:

- отримання кліматичних характеристик;
- урахування впливу зміни властивостей робочого тіла на характеристики елементів двигуна;
- урахування особливостей характеристик елементів;
- узгодженість форми представлення характеристик елементів й методики їх експериментального визначення.

Модель такого роду дозволяє:

- прогнозувати значення характеристик конкретного екземпляру двигуна у процесі його експлуатації;
- об’єктивно назначати (варіювати) допуски на розкид характеристик;
- оцінювати вплив різних методів налагодження, можливих у процесі експлуатації розкидів (варіювання) ККД елементів і геометричних розмірів проточної частини, відхилень в системі регулювання на характеристики, з метою розробки заходів, що забезпечують стабільність основних характеристик двигуна у процесі його експлуатації;
- оцінювати технічний стан двигуна при експлуатації за термогазодинамічними параметрами на основі порівняння розрахункових (визначених за математичною моделлю), в рамках FDI-методу [7, 8], й експериментальних даних.

Вхідними параметрами математичної моделі є атмосферні умови: тиск й температура, вміст

вологи, положення ручки керування двигуном або частота обертання ротора турбокомпресора, ступінь зниження тиску газу в турбіні тощо. Вихідними параметрами моделі є величини температур і тисків повітря за компресором й газу за турбіною тощо, які визначаються за загальновідомими формулами, якщо задані координати положення робочих точок на характеристиках елементів: $y_i, i = 1, 2, \dots, n$. Невідомі координати y_i визначаються з рівняння зв'язку робочого процесу між елементами двигуна:

$$Z_i = Z_i(y_1, y_2, \dots, y_n) = 0. \quad (7)$$

Робочі процеси в авіаційному двигуні ТВЗ-117 описуються рівняннями, що враховують:

- рівність робіт компресора й турбіни на різних валах;
- нерозривність між характерними перерізами проточної частини двигуна;
- тепловідведення в камері згорання;
- закони регулювання двигуна.

Розглянемо розв'язок завдань контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна ТВЗ-117 в польотних режимах на основі FDI-методу з застосуванням модернізованих класичних методів: найменших квадратів і зрівнювання.

Приклад діагностики стану проточної частини авіаційного двигуна ТВЗ-117 методом найменших квадратів. Нехай для оцінки технічного стану проточної частини авіаційного двигуна ТВЗ-117 були заміряні та обчислені наступні параметри: T_2^* – температура повітря за компресором (К); P_2^* – тиск повітря за компресором (МПа); G_T – витрата палива (км/год); R – тяга двигуна (Н); P_4 – тиск газів за турбіною (МПа). Величини цих параметрів приведені у табл. 1 (в приведених одиницях) [9].

Таблиця 1

Параметр	T_2^*	G_T	P_2^*	R	P_4
Значення параметрів середньостатистичного двигуна	0,876	0,832	0,924	0,895	0,887
Значення параметрів дефектного двигуна	1,052	1,047	1,038	1,012	1,007

В якості варійованих параметрів обрано: η_K^* – ККД компресора; η_T^* – ККД турбіни; F_c – площа сопла; A_T – приведена витрата газів до умов на вході в турбіну. Априорно відомі значення варійованих параметрів x_i , оскільки експеримент було змодельовано, а саме змінено значення $\eta_K^* = 0,85$.

Представимо модель досліджуваного двигуна у вигляді системи лінійних алгебраїчних рівнянь аналогічним чином, як описано у [10]:

$$\begin{cases} \delta T_2^* = -2,02\delta\eta_K^* + 1,57\delta\eta_T^* + 0,14\delta F_c - 1,28\delta A_T; \\ \delta G_T = -0,46\delta\eta_K^* - 0,71\delta\eta_T^* - 0,07\delta F_c + 0,05\delta A_T; \\ \delta P_2^* = 0,74\delta\eta_K^* - 0,93\delta\eta_T^* - 0,72\delta F_c + 0,58\delta A_T; \\ \delta R = 1,08\delta\eta_K^* - 0,94\delta\eta_T^* - 0,68\delta F_c + 0,03\delta A_T; \\ \delta P_4 = -0,32\delta\eta_K^* + 0,19\delta\eta_T^* - 0,24\delta F_c - 0,06\delta A_T; \end{cases} \quad (8)$$

Розв'язок системи нормальних рівнянь має вигляд:

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial \eta_K^*} \left[\sum_{i=1}^5 \left(P_{J_E} - \sum_{i=1}^4 a_{J_i} \delta x_i \right) \right] = 0; \\ \frac{\partial}{\partial \eta_T^*} \left[\sum_{i=1}^5 \left(P_{J_E} - \sum_{i=1}^4 a_{J_i} \delta x_i \right) \right] = 0; \\ \frac{\partial}{\partial F_c} \left[\sum_{i=1}^5 \left(P_{J_E} - \sum_{i=1}^4 a_{J_i} \delta x_i \right) \right] = 0; \\ \frac{\partial}{\partial A_T} \left[\sum_{i=1}^5 \left(P_{J_E} - \sum_{i=1}^4 a_{J_i} \delta x_i \right) \right] = 0; \end{cases} \quad (9)$$

при перерахованих вище умовах дозволило отримати чисельні значення варійованих коефіцієнтів, що характеризують стан проточної частини двигуна, які наведені у табл. 2 (в приведених одиницях) [9].

Таблиця 2

Ознаки стану	η_K^*	η_T^*	F_c	A_T
Значення параметрів середньостатистичного двигуна	0,80	0,90	0,885	0,953
Значення параметрів дефектного двигуна	0,80	0,85	0,885	0,953

Використовуючи ту ж саму модель двигуна розв'яжемо завдання контролю і діагностики його проточної частини при тій же групі заміряних та обчислених параметрів (табл. 3, в приведених одиницях [9]), змодельовано дефект, априорно знаючи варійований параметр x_i у вузлу компресора: $\eta_K^* = 0,75$.

Таблиця 3

Параметр	T_2^*	G_T	P_2^*	R	P_4
Значення параметрів середньостатистичного двигуна	0,876	0,832	0,924	0,895	0,887
Значення параметрів дефектного двигуна	1,068	1,035	1,036	1,009	1,006

Розв'язок системи нормальних рівнянь (9) дозволило отримати наступні результати варіюваних коефіцієнтів, що характеризують стан проточної частини авіаційного двигуна ТВ3-117 (табл. 4. в приведених одиницях [9]).

Таблиця 4

Ознаки стану	η_K^*	η_T^*	F_c	A_T
Значення параметрів середньостатистичного двигуна	0,80	0,90	0,885	0,953
Значення параметрів дефектного двигуна	0,75	0,90	0,885	0,953

Аналіз табл. 2 і 4 дає змогу зробити висновок, що передбачуваний дефект у першому випадку локалізований у вузлу турбіни, оскільки коефіцієнт корисної дії її зменшився на 6 %, а в другому випадку – у вузлу компресора, оскільки коефіцієнт корисної дії його зменшився на 4 %.

Дефект у компресорі може бути викликаний нестабільним положенням ВНА (вхідного направляючого апарату) компресора, а також забрудненням проточної частини двигуна. Дефект у турбіні може бути викликаний конструктивними змінами проточної частини (збільшені, зменшені зазори), а також прогаром, витяжкою лопаток турбіни.

Розв'язок завдань контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117 в польотних режимах із застосуванням модернізованого методу зрівнювання. Для оцінки технічного стану проточної частини авіаційного двигуна ТВ3-117 були заміряні та обчислені наступні параметри: T_2^* – температура повітря за компресором (К); P_2^* – тиск повітря за компресором (МПа); G_T – витрата палива (кг/год); R – тяга двигуна (Н); P_4 – тиск газів за турбіною (МПа); G_B – витрата повітря (кг/год). Величини цих параметрів приведені у табл. 5 (в приведених одиницях) [9].

Таблиця 5

Параметр	G_B	T_2^*	G_T	P_2^*	R	P_4
Значення параметрів середньостатистичного двигуна	0,878	0,832	0,924	0,895	0,793	1,007
Значення параметрів дефектного двигуна	1,049	1,047	1,038	1,012	0,885	0,998

Завдання діагностики в цьому прикладі виконується в такий спосіб: необхідно визначити оцінки параметрів \hat{P}_j з умови [10–12]:

$$F_i(\delta P_j) = (\delta T_2^* - \delta T_2^*)^2 - (\delta \hat{G}_T - \delta G_T)^2 + (\delta \hat{P}_2^* - \delta P_2^*)^2 + (\delta \hat{R} - \delta R)^2 + (\delta \hat{P}_4 - \delta P_4)^2 + (\delta \hat{G}_B - \delta G_B)^2 \rightarrow \min; \quad (10)$$

при

$$\frac{\partial F(\delta P_j)}{\partial P_j} = 0; \quad (11)$$

за наявності рівнянь зв'язку, що описують робочий процес в авіаційному двигуні ТВ3-117:

$$\sum_{j=1}^m a_{j_i} \delta P_j = 0; \quad (12)$$

де «р» – розрахункові значення параметрів авіаційного двигуна ТВ3-117 по математичній моделі; «э» – дані, отримані в процесі експерименту.

Нехай рівняння зв'язку, що описують робочий процес в двигуні, мають вигляд:

$$\begin{cases} a_{11} \delta T_2^* + a_{12} \delta T_4^* + a_{13} \delta G_B + a_{14} \delta G_T = 0; \\ a_{21} \delta T_2^* + a_{22} \delta T_4^* + a_{23} \delta G_B + a_{24} \delta G_T = 0; \\ a_{31} \delta T_2^* + a_{32} \delta T_4^* + a_{33} \delta G_B + a_{34} \delta G_T = 0; \\ a_{41} \delta T_2^* + a_{42} \delta T_4^* + a_{43} \delta G_B + a_{44} \delta G_T = 0; \end{cases} \quad (13)$$

Тоді значення елементів матриці коефіцієнтів впливу мають такі величини для діагностованого двигуна:

$$A = \begin{pmatrix} 0,1 & 1,3 & 1,0 & -1,0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0,8 & 0 & 2,7 & -2,9 & -3,6 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1,0 & -1,5 & 0 \\ 0 & 0,4 & 1,0 & 0 & 0 & 0 & -3,2 & 2,2 \end{pmatrix}. \quad (14)$$

Реалізація умови (9) за наявності рівнянь зв'язку дає наступні значення ознак стану, наведених в табл. 6, з якої видно, що дефект локалізований у вузлу турбіни, оскільки ККД турбіни у моделі діагностованого двигуна менше на 5 %, ніж у еталонної моделі.

Таблиця 6

Модель двигуна	Коефіцієнт			
	$\delta \eta_K^*$	$\delta \eta_T^*$	δF_c	δA_T
Еталонна модель	0,80	0,90	0,885	0,955
Діагностована модель	0,80	0,85	0,885	0,955

Порівняльний аналіз методів контролю та діагностики технічного стану проточної частини авіаційного двигуна ТВ3-117, в рамках

FDI-методу [7; 8], проводився з урахуванням критерію діагностики, запропонованого у [10; 11]:

$$F = \sum_{i=1}^n (\bar{x}_{i_s} - \bar{x}_{i_p})^2; \quad (15)$$

де \bar{x}_{i_s} , \bar{x}_{i_p} – відносні величини варійованих (внутрішніх) параметрів, отриманих у процесі експерименту і розрахунку за математичною моделлю. Критерій ефективності діагностики є величина нев’язки, яка дорівнює середньоквадратичній різниці між відносними величинами варійованих параметрів.

Для порівняння методів використовувався машинний експеримент. Коефіцієнт корисної дії турбіни η_T^* був занижений на 5 % ($\eta_T^* = 0,85$) у порівнянні із значенням η_T^* працездатного двигуна ($\eta_T^* = 0,90$), і на розраховані за моделлю вимірювані параметри (T_2^* , G_T , P_2^* , R , P_4^* , T_4^* , G_B , n_{1np}), де T_4^* – температура газів на виході з турбіни; n_{1np} – наведена частота обертання ротора турбокомпресора, накладалися розподілені за нормальним законом випадкові похибки вимірювань.

Було отримано 64 експериментальні точки, в кожній з яких вимірювалося за 8 вихідними параметрами. Варіювалися внутрішні параметри стану: η_K^* , η_T^* , F_c , A_T .

Характеристиками методу є середні значення критерію F і його дисперсія. Результати розрахунків наведено в табл. 7.

Аналіз результатів представлених в табл. 7 дозволяє зробити наступний висновок: для авіа-

ційного двигуна ТВ3-117 в умовах досить повної експериментальної інформації (8 виміряних та обчислених параметрів), кращим є метод зрівнювання, що дозволяє більш точно визначити параметри технічного стану вузлів проточної частини авіаційного двигуна ТВ3-117.

Таблиця 7

Критерій і дисперсія	Метод найменших квадратів	Метод зрівнювання
F	$1,384 \cdot 10^{-4}$	$6,742 \cdot 10^{-5}$
DF	$1,151 \cdot 10^{-8}$	$5,353 \cdot 10^{-9}$

Висновки. У роботі показано, що математична модель авіаційного двигуна ТВ3-117 у нечіткій експертній системі контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117 дає змогу:

- проводити контроль та діагностику технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117 при обмеженому обсязі вихідної інформації;

- виявити і локалізувати дефекти проточної частини двигуна з точністю до вузла;

- оцінити фактичне відхилення параметрів двигуна від розрахункових, обумовлених похибкою виготовлення і деформацією елементів проточної частини у процесі напрацювання;

- підвищити інформативність і скоротити загальний час контролю і діагностики в 2...3 рази за рахунок використання індивідуальної моделі авіаційного двигуна ТВ3-117 і розширеної експертної бази знань про його характеристики.

Список літератури:

1. Chachurski R., Glowacki P., Czacinski S. Methods of counting aircraft turbine engines operating cycles. *Transactions of the institute of aviation*. 2011. No. 207. P. 5–13.
2. Fedorchenko D., Novikov D. Cycle counting methods of the aircraft engine. *International journal of environmental and science education*. 2016. Vol. 11. No. 4. P. 3832–3846.
3. Lingfei X., Yanbin D., Jixiang H., Bin J. Sliding mode fault tolerant control with adaptive diagnosis for aircraft engines. *International journal of turbo & jet-engines*. 2018. Vol. 35. Issue 1. P. 49–57.
4. Жернаков С.. Активная экспертная система мониторинга и управления ремонтом авиационных газотурбинных двигателей. *Радиоэлектроника. Информатика. Управление*. 2001. № 2. С. 80–84.
5. Жернаков С., Равилов Р. Контроль и диагностика технического состояния авиационного двигателя на основе экспертной системы С-PRIZ. *Вестник УГАТУ*. 2012. Т. 16. № 6 (51). С. 3–11.
6. Васильев В., Жернаков С. Контроль и диагностика технического состояния авиационных двигателей на основе экспертных систем. *Вестник УГАТУ*. 2007. Т. 9. № 4 (22). С. 11–23.
7. Шмельов Ю., Владов С., Хебда А., Котлярков К. Застосування правил нечіткої логіки в задачі ідентифікації технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117. *Вчені записки Таврійського національного університету імені В.І. Вернадського. Серія : Технічні науки*. 2018. Т. 30 (69). № 3. С. 34–40.
8. Шмельов Ю., Владов С., Клімова Я. Застосування методології системного аналізу до вирішення проблеми ідентифікації технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117. *Молодь в науці: дослідження, проблеми, перспективи* : матеріали Регіональної науково-практичної конференції студентів, аспірантів та молодих науковців, 6–8 червня 2018 р., м. Вінниця. Вінниця : ВНТУ. С. 278–282.
9. Васильев В., Жернаков С., Муслухова И. Бортовые алгоритмы контроля параметров ГТД на основе технологии нейронных сетей. *Вестник УГАТУ*. 2009. Т. 12. № 1 (30). С. 61–74.

10. Дегтярев Ю., Гумеров Х., Юлдыбаев Л. Сравнение методов идентификации математических моделей ГТД. *Испытания авиационных двигателей*. 1981. № 9. С. 98–104.
11. Ntantis E.L., Botsaris P.N. Diagnostic methods for an aircraft engine performance. *Journal of engineering science and technology*. 2015. Review 8 (4). P. 64–72.
12. Юлдыбаев Л., Гумеров Х., Алаторцев В., Ахмедзянов А. Оценка рассеивания коэффициентов потерь газозоудушного тракта серийных ВРД. *Испытания авиационных двигателей*. 1976. № 4. С. 100–105.

Vladov S.I., Shmelov Yu.M., Pylypenko L.M., Podhornykh N.V., Nazarenko N.P., Tutova N.V., Dieriabina I.O. MONITORING AND DIAGNOSTICS OF TV3-117 AIRCRAFT ENGINE TECHNICAL CONDITION OF THE USING MODERNIZED LEAST-SQUARES AND EQUALIZATION METHODS

The subject matter of the article is TV3-117 aircraft engine and methods for monitoring and diagnosing its technical condition. The goal of the work is development of control and diagnostics method of TV3-117 aircraft engine technical condition in flight modes with the use of the modernized methods of the least squares and equalization. The following tasks were solved in the article: solution of control and diagnostics problems of TV3-117 aircraft engine technical condition in flight modes with the use of modernized methods of the least squares and equalization. The following methods used are – mathematical modeling methods, least squares method, equalization method, statistical methods of information processing. The following results were obtained – The developed control and diagnostics method of TV3-117 aircraft engine technical condition in flight modes with the use of modernized methods of the least squares and equalization allows to estimate the actual deviation of the engine parameters from the calculation caused by the manufacturing error and deformation of elements of the flowing part in the process of development and to increase the information and control time and speed. diagnostics 2...3 times due to the use of the individual model of the aircraft engine TV3-117 and the expanded expert knowledge base to its characteristics. Conclusions: The control and diagnostics method of TV3-117 aircraft engine technical condition in flight modes with the use of modernized methods of the least squares and equalization is developed, which allows to carry out the control and diagnostics of the technical state of the TV3-117 aircraft engine with a limited amount of initial information, as well as to identify and localize defects of the flowing part of the engine with precision to the node. Practical use of the results obtained. The developed method of control and diagnostics of the flowing part of the TV3-117 aircraft engine is an addition to the fuzzy expert system, which can serve to specify, confirm or refute the initial information regarding the current state of the TV3-117 aircraft engine obtained with the fuzzy expert system.

Key words: aircraft engine, control, diagnostics, parameters, method.