



УКРАЇНА

(19) UA (11) 125669 (13) U

(51) МПК (2018.01)

G07C 3/00

G07C 3/08 (2006.01)

G09B 23/08 (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО  
ЕКОНОМІЧНОГО  
РОЗВИТКУ І ТОРГІВЛІ  
УКРАЇНИ**(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ**

<b>(21)</b> Номер заявки: <b>u 2017 09102</b>	<b>(72)</b> Винахідник(и): <b>Пашаєв Аріф Мір-Джалал огли (AZ), Якушенко Олександр Сергійович (UA), Мірзоєв Азер Джаваншір огли (AZ), Абдуллаєв Парвіз Шахмурад огли (AZ), Самедов Адалат Солтан огли (AZ), Мільцов Володимир Євгенійович (UA)</b>
<b>(22)</b> Дата подання заявки: <b>14.09.2017</b>	<b>(73)</b> Власник(и): <b>Якушенко Олександр Сергійович, вул. Борщагівська, 6, кв. 1, м. Київ, 03055 (UA), Мільцов Володимир Євгенійович, вул. Ніжинська, 10, кв. 1, м. Київ, 03058 (UA)</b>
<b>(24)</b> Дата, з якої є чинними права на корисну модель: <b>25.05.2018</b>	
<b>(46)</b> Публікація відомостей про видачу патенту: <b>25.05.2018, Бюл.№ 10</b>	

**(54) СПОСІБ ДІАГНОСТУВАННЯ АВІАЦІЙНОГО ТУРБОГВИНТОВОГО ДВИГУНА ЗА ПАРАМЕТРАМИ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ, ЩО РЕЄСТРУЮТЬСЯ У ЕКСПЛУАТАЦІЇ****(57) Реферат:**

Спосіб діагностування авіаційного турбогвинтового двигуна полягає в порівнянні його зареєстрованих параметрів, які зводять до стандартних атмосферних умов, з аналогічними параметрами, що отримані за математичною моделлю еталонного двигуна, при умові, що частота обертання турбіни гвинта складає 82 %, при цьому вхідною інформацією для діагностування є параметри, що реєструють в експлуатації штатною системою контролю повітряного судна в умовах крейсерського польоту: барометрична висота польоту  $H_{б1}$ , фути; повна температура на вході до двигуна  $T_n^*$ , °C; індикаторна швидкість польоту  $V_i$ , км/год.; показання індикатора крутного моменту  $P_{ікм}$ , кг/см<sup>2</sup>; частота обертання ротора низького тиску  $n_1$ , %; частота обертання ротора високого тиску  $n_2$ , %; повна температура на виході з турбіни високого тиску  $T_{ТВТ}$ , °C; витрата палива  $G_p$ , кг/год., які здійснюють шляхом розрахунку значень: барометричної висоти польоту, м:

$$H_b = 0,3048 \cdot H_{б1};$$

геопотенціальної висоти польоту, км:

$$H_{гп} = H_b / (1 + H_b / 6356766) / 1000;$$

тиску повітря на висоті  $H_{гп}$ , Па:

$$P_n = 101325 (1 - 0,022557 H_{гп})^{5,25588}, \text{ при } H_{гп} \leq 11 \text{ км,}$$

$$P_n = 22632e^{-0,157689(H_{гп}-11)} \text{ при } H_{гп} > 11 \text{ км;}$$

числа Маха польоту:

$$M = 0,02 \cdot V_i \cdot (H_{б1} / 1000 + 1) / 3,6 / 300;$$

повного тиску на вході до двигуна, Па:

$$P_1^* = P_n / (1 + 0,2 M)^{-3,5},$$

зведення режимного параметру еталонної математичної моделі (показань індикатора крутного моменту) до стандартних атмосферних умов:

$$P_{ікмзв.} = P_{ікм} \cdot 101325 / P_1^*;$$

зведення діагностичних параметрів до стандартних атмосферних умов: частоти обертання ротора низького тиску, %:

UA 125669 U

$$n_{1\text{зв.}} = n_1 \cdot (288,15 / (T_{\text{н}}^* + 273,15))^{0,5};$$

частоти обертання ротора високого тиску, %:

$$n_{2\text{зв.}} = n_2 \cdot (288,15 / (T_{\text{н}}^* + 273,15))^{0,5};$$

повної температури за турбіною високого тиску, K:

$$T_{\text{ТБТ зв.}}^* = (T_{\text{ТБТ зв.}}^* + 273,15) \cdot (288,15 / (T_{\text{н}}^* + 273,15));$$

витрати палива, кг/год.:

$$G_{\text{П зв.}} = G_{\text{П}} (101325 / P_1) \cdot (288,15 / (T_{\text{н}}^* + 273,15))^{0,5};$$

обчислення додаткового діагностичного параметру - ковзання роторів високого та низького тиску:

$$S = n_2 / n_1,$$

причому використовуються оригінальні залежності для обчислення еталонних значень діагностичних параметрів, таких як: зведена частота обертання ротора низького тиску, %:

$$n_{1\text{зв.}}^e = 69,411321154 + 0,314681691 \cdot P_{\text{ІКМ зв.}} + 0,000564043 \cdot P_{\text{ІКМ зв.}}^2;$$

зведена частота обертання ротора високого тиску, %:

$$n_{2\text{зв.}}^e = 74,0253996841454 + 0,5498879285069 \cdot P_{\text{ІКМ зв.}} - 0,005734454961 \cdot P_{\text{ІКМ зв.}}^2 + 0,0000237065569 \cdot P_{\text{ІКМ зв.}}^3;$$

зведена повна температура за турбіною високого тиску, K:

$$T_{\text{ТБТ зв.}}^{*e} = 815,332872308 - 0,076876705 \cdot P_{\text{ІКМ зв.}} + 0,015410691 \cdot P_{\text{ІКМ зв.}}^2;$$

зведена витрата палива, кг/год.:

$$G_{\text{П зв.}}^e = 192,984411725 + 1,1408056985 \cdot P_{\text{ІКМ зв.}}^2 + 0,0129083023 \cdot P_{\text{ІКМ зв.}}^2;$$

ковзання роторів високого та низького тиску:

$$S^e = 1,20043271478 - 0,00327100696 \cdot P_{\text{ІКМ зв.}}^2 + 0,00001318257 \cdot P_{\text{ІКМ зв.}}^2;$$

обчислення діагностичних відхилень зведених параметрів від еталонних значень, таких як діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора низького тиску, %:

$$\Delta n_{1\text{зв.}} = n_{1\text{зв.}} - n_{1\text{зв.}}^e;$$

діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора високого тиску, %:

$$\Delta n_{2\text{зв.}} = n_{2\text{зв.}} - n_{2\text{зв.}}^e;$$

діагностичне відхилення зведеної повної температури за турбіною високого тиску, K:

$$\Delta T_{\text{ТБТ зв.}}^* = T_{\text{ТБТ зв.}}^* - T_{\text{ТБТ зв.}}^{*e};$$

діагностичне відхилення зведеної витрати палива, кг/год.:

$$\Delta G_{\text{П зв.}} = G_{\text{П зв.}} - G_{\text{П зв.}}^e;$$

діагностичне відхилення ковзання роторів високого та низького тиску:

$$\Delta S = S - S^e;$$

на початковому етапі експлуатації методики діагностування двигуна рекомендується використовувати наступні граничні значення діагностичних відхилень: діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора низького тиску, %:

$$\Delta n_{1\text{зв.}}^{\text{гр}} = 0,27;$$

діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора високого тиску, %:

$$\Delta n_{2\text{зв.}}^{\text{гр}} = 0,45;$$

діагностичне відхилення зведеної повної температури за турбіною високого тиску, K:

$$\Delta T_{\text{ТБТ зв.}}^{\text{гр}} = 10;$$

діагностичне відхилення зведеної витрати палива, кг/год.:

$$\Delta G_{\text{П зв.}}^{\text{гр}} = 5,5;$$

діагностичне відхилення ковзання роторів високого та низького тиску:

$$\Delta S^{\text{гр}} = 0,003,$$

які уточнюються у процесі використання методики діагностування, і при отриманні діагностичного відхилення, яке за абсолютним значенням перевищує граничне, у відповідності до Інструкції з технічної експлуатації двигуна, проводять такі роботи для з'ясування причин зміни технічного стану: повторне вимірювання діагностичних параметрів за допомогою зовнішніх засобів вимірювання; перевірку і градування датчиків та приладів системи реєстрації параметрів робочого процесу; огляд повітряного гвинта; перевірка коректності роботи приладів контролю положення повітряного гвинта; огляд внутрішньої поверхні та входу компресора на наявність забруднень, корозії та пошкоджень сторонніми предметами; огляд вхідного направляючого апарату компресора на наявність забруднень, корозії та пошкодження сторонніми предметами; бороскопічне обстеження першого ступеня турбіни високого тиску; візуальна дефектація турбіни низького тиску; ендоскопічне обстеження лабиринтних ущільнень турбіни високого тиску з вимірюванням зазорів між лабиринтним ущільненням та статором; бороскопічне обстеження камери згоряння; і коли тільки діагностичне відхилення зведеної витрати палива перевищує його граничне значення, то додатково проводять такі роботи: промивка форсунок першого контуру; промивка форсунок другого контуру.

Корисна модель призначена для авіаційної галузі і забезпечує проведення діагностування проточної частини авіаційних турбогвинтових двигунів за параметрами, що реєструються у експлуатації.

5 Для забезпечення високої економічної ефективності використання авіаційної техніки, при виконанні обов'язкової умови забезпечення необхідного рівня безпеки польотів, необхідно переходити до нових методів експлуатації повітряних суден, у тому числі і до нових методів технічного обслуговування.

10 На сьогодні одним з перспективних напрямків розвитку системи технічного обслуговування авіаційної техніки є перехід до її експлуатації «за станом». При вирішенні цієї проблеми особливе місце займає питання підвищення ефективності процесу визначення поточного технічного стану силових установок повітряних суден та прогнозування перспектив зміни у часі параметрів, що характеризують цей стан.

15 Використання методів моніторингу технічного стану техніки дозволяє максимально використовувати ресурсні можливості техніки та мінімізувати експлуатаційні витрати. При цьому з'являється можливість формування керуючих впливів на об'єкт контролю з метою недопущення виходу значень його характеристик за дозволені межі проведення регулювань, заміна вузлів та агрегатів, очищення проточної частини тощо.

20 Одним з важливих напрямків діагностування є визначення технічного стану проточної частини двигуна за параметрами його проточної частини, які вимірюються у процесі експлуатації штатними засобами літака або двигуна.

25 Деякі розробники двигунів, такі як, наприклад, ЗМКБ «Прогрес» ім. академіка О.Г. Івченка, створюють методики діагностування своєї продукції. Інші розробники, такі як наприклад, Pratt&Whitney, не проводять таких розробок, дозволяючи стороннім розробникам створювати свої методики та автоматизовані системи діагностування. В цьому випадку розробники, як правило, проводять сертифікацію таких методик.

30 В останньому випадку при проведенні діагностування двигунів встає питання розробки відповідної методики. На сьогодні існує значна кількість підходів до питання діагностики газотурбінних двигунів, але більшість з них у своїй суті спирається на порівняння поточних параметрів робочого процесу двигуна з деякими еталонними значеннями (з еталонною моделлю). Одним з найбільш відомих підходів є діагностування за діагностичними відхиленнями зареєстрованого значення параметра двигуна від його еталонного значення. Використовувана при цьому еталонна модель робочого процесу може бути побудована: за інформацією, наведеною у керівництві з технічної експлуатації двигуна; за інформацією з формулярів діагностованих двигунів; за польотною інформацією, зареєстрованою штатними системами літака або двигуна.

35 На сьогодні розробники діагностичних систем, при відсутності стандартної методики діагностування або в доповнення до неї, самостійно розробляють та отримують такі еталонні моделі для подальшого використання у своїх розробках (у методиках діагностування, автоматизованих чи експертних комп'ютерних системах). При цьому такі моделі відрізняють за рівнем складності та вихідною інформацією, на базі якої їх було створено. В більшості випадків такі моделі є ноу-хау розробників, а їх деталі не розголошують або захищають відповідним чином.

40 Як вказано вище, розробник Pratt&Whitney не надає стандартної методики діагностування проточної частини двигунів, зокрема двигуна PW-127H, за параметрами робочого процесу, що вимірюють у експлуатації. У зв'язку з цим, було проведено розробку метода діагностування цього двигуна.

45 Розроблений метод діагностування використовує, як еталон, модель робочого процесу першого рівня складності, коли двигун представлено у вигляді «чорної скрині», і яка є набором регресійних рівнянь, що пов'язують режимний параметр (показання індикатора круглого моменту) з параметрами робочого процесу двигуна. Така модель дозволяє розраховувати еталонні значення реєстрованих параметрів робочого процесу, які зведені до стандартних атмосферних умов (повна температура дорівнює 288,15 К, повний тиск дорівнює 101,325 кПа) при фіксованій частоті обертання турбіни гвинта 82 %.

50 Модель складається з регресійних рівнянь та дозволяє за показаннями індикатора крутного моменту  $P_{ікм}$ , зведеними до стандартних атмосферних умов, розрахувати наступні зведені еталонні параметри робочою процесу газотурбінного двигуна, зокрема двигуна PW-127E:

- частота обертання ротора низького тиску;
- частота обертання ротора високого тиску;
- повна температура на виході з турбіни високого тиску;
- 60 - витрата палива;

- ковзання роторів високого та низького тиску.

Процес діагностування авіаційного турбогвинтового двигуна виконується у відповідності до загальних рекомендацій, наведених у роботі: Ахмедзянов Л.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. «Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам», і полягає в порівнянні його зареєстрованих параметрів, які зводять до стандартних атмосферних умов, з аналогічними параметрами, що отримані за математичною моделлю еталонного двигуна, при цьому вхідною інформацією для діагностування є параметри, що реєструють в експлуатації штатною системою контролю повітряного судна в умовах крейсерського польоту: барометрична висота польоту  $H_{б1}$ , фути; повна температура на вході до двигуна  $T_{Н}^*$ , °C; індикаторна швидкість польоту  $V_i$ , км/год.; показання індикатора крутного моменту  $P_{ікм}$ , кг/см<sup>2</sup>; частота обертання ротора низького тиску  $n_1$ , %; частота обертання ротора високого тиску  $n_2$ , %; повна температура на виході з турбіни високого тиску  $T_{ТВТ}$ , °C; витрата палива  $G_{п}$ , кг/год., здійснюють шляхом розрахунку значень: барометричної висоти польоту, м

$$H_б = 0,3048 \cdot H_{б1},$$

геопотенціальної висоти польоту, км.

$$H_{гп} = H_б / (1 + H_б / 6356766) / 1000;$$

тиску повітря на висоті  $H_{гп}$ , Па

$$P_H = 101325 (1 - 0,022557 H_{гп})^{5,25588}, \text{ при } H_{гп} \leq 11 \text{ км,}$$

$$P_H = 22632e^{-0,157689(H_{гп}-11)} \text{ при } H_{гп} > 11 \text{ км,}$$

числа Маха польоту

$$M = 0,02 \cdot V_i \cdot (H_{б1} / 1000 + 1) / 3,6 / 300,$$

повного тиску на вході до двигуна, Па

$$P_1^* = P_H / (1 + 0,2 M)^{-3,5},$$

зведення режимного параметру еталонної математичної моделі (показань індикатора крутного моменту) до стандартних атмосферних умов

$$P_{ікм зв} = P_{ікм} \cdot 101325 / P_1^*$$

зведення діагностичних параметрів до стандартних атмосферних умов: частоти обертання ротора низького тиску, %

$$n_{1 зв} = n_1 \cdot (288,15 / (T_{Н}^* + 273,15))^{0,5},$$

частоти обертання ротора високого тиску, %

$$n_{2 зв} = n_2 \cdot (288,15 / (T_{Н}^* + 273,15))^{0,5},$$

повної температури за турбіною високого тиску, К

$$T_{ТВТ зв}^* = (T_{ТВТ}^* + 273,15) \cdot (288,15 / (T_{Н}^* + 273,15)),$$

витрати палива, кг/год.

$$G_{п зв} = G_{п} (101325 / P_1^*) \cdot (288,15 / (T_{Н}^* + 273,15))^{0,5},$$

обчислення додаткового діагностичного параметру - ковзання роторів високого та низького тиску

$$S = n_2 / n_1,$$

спосіб діагностування відрізняється тим, що використовуються оригінальні залежності для обчислення еталонних значень діагностичних параметрів, таких як: обчислення еталонних значень діагностичних параметрів, таких як: зведена частота обертання ротора низького тиску, %

$$n_{1 зв}^e = 69,411321154 + 0,314681691 \cdot P_{ікм зв} + 0,000564043 \cdot P_{ікм зв}^2;$$

зведена частота обертання ротора високого тиску, %

$$n_{2 зв}^e = 74,0253996841454 + 0,5498879285069 \cdot P_{тп зв} - 0,005734454961 \cdot P_{ікм зв}^2 + 0,0000237065569 \cdot P_{ікм зв}^3;$$

зведена повна температура за турбіною високого тиску, К

$$T_{ТВТ зв}^{*e} = 815,332872308 - 0,076876705 \cdot P_{ікм зв} + 0,015410691 \cdot P_{ікм зв}^2;$$

зведена витрата палива, кг/год.

$$G_{п зв}^e = 192,984411725 + 1,1408056985 \cdot P_{ікм зв}^2 + 0,0129083023 \cdot P_{ікм зв}^3;$$

ковзання роторів високого та низького тиску

$$S^e = 1,20043271478 - 0,00327100696 \cdot P_{ікм зв}^2 + 0,00001318257 \cdot P_{ікм зв}^3;$$

обчислення діагностичних відхилень зведених параметрів від еталонних значень, таких як діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора низького тиску, %

$$\Delta n_{1 зв} = n_{1 зв} - n_{1 зв}^e;$$

діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора високого тиску, %

$$\Delta n_{2 зв} = n_{2 зв} - n_{2 зв}^e;$$

діагностичне відхилення зведеної повної температури за турбіною високого тиску, К

$$\Delta T_{ТВТ зв}^* = T_{ТВТ зв}^* - T_{ТВТ зв}^{*e};$$

діагностичне відхилення зведеної витрати палива, кг/год.

$$\Delta G_{пзв.} = G_{пзв.} - G_{пзв.}^E;$$

діагностичне відхилення ковзання роторів високого та низького тиску

$$\Delta S = S - S^E,$$

- 5 на початковому етапі експлуатації методики діагностування двигуна рекомендується використовувати наступні граничні значення діагностичних відхилень: діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора низького тиску, %

$$\Delta n_{1зв.}^{рп} = 0,27;$$

діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора високого тиску, %

10  $\Delta n_{2зв.}^{рп} = 0,45;$

діагностичне відхилення зведеної повної температури за турбіною високого тиску, К

$$\Delta T_{ТВТ}^{рпзв.} = 10;$$

діагностичне відхилення зведеної витрати палива, кг/год.

$$\Delta G_{пзв.}^{рп} = 5,5;$$

- 15 діагностичне відхилення ковзання роторів високого та низького тиску

$$\Delta S^{рп} = 0,003,$$

які уточнюються у процесі використання методики діагностування.

- 20 При отриманні діагностичного відхилення за абсолютним значенням, яке перевищує граничне, у відповідності до Інструкції з технічної експлуатації двигуна, проводять такі роботи для з'ясування причин зміни технічного стану:

- повторне вимірювання діагностичних параметрів за допомогою зовнішніх засобів вимірювання;

- перевірку і градування датчиків та приладів системи реєстрації параметрів робочого процесу;

- 25 - огляд повітряного гвинта;

- перевірка коректності роботи приладів контролю положення повітряного гвинта;

- огляд внутрішньої поверхні та входу компресора на наявність забруднень, корозії та пошкоджень сторонніми предметами;

- 30 - огляд вхідного направляючого апарату компресора на наявність забруднень, корозії та пошкоджень сторонніми предметами;

- бороскопічне обстеження першого ступеня турбіни високого тиску; візуальна дефектація турбіни низького тиску;

- ендоскопічне обстеження лабиринтних ущільнень турбіни високого тиску з вимірюванням зазорів між лабиринтним ущільненням та статором;

- 35 - бороскопічне обстеження камери згоряння.

У випадку, коли тільки діагностичне відхилення зведеної витрати палива перевищує граничне значення додатково проводять такі роботи:

- промивка форсунок першого контуру;

- промивка форсунок другого контуру.

- 40 Еталонна модель отримана винахідниками за даними, які були зареєстровані протягом 2015-2016 років при виконанні польотів літаків АTR42-500. Загальний обсяг оброблених польотів 25. Умови реєстрації - крейсерський політ в діапазоні висот 1834-7623 м. Реєстрація викопувалася штатним обладнанням літака.

- 45 Обробка включала зведення зареєстрованих у польоті параметрів двигуна до стандартних атмосферних умов та апроксимацію отриманих даних регресійними залежностями з використанням методу найменших квадратів.

При створенні моделі як внутрішній режимний параметр було вибрано показання індикатора крутного моменту. Використання цього параметру забезпечило мінімізацію середньоквадратичної похибки апроксимації даних для всіх перелічених параметрів.

- 50 Діагностування двигуна виконують за обчисленими відхиленнями значень зведених параметрів газотурбінного двигуна від еталонних значень.

#### ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

- 55 Спосіб діагностування авіаційного турбогвинтового двигуна, що полягає в порівнянні його зареєстрованих параметрів, які зводять до стандартних атмосферних умов, з аналогічними параметрами, що отримані за математичною моделлю еталонного двигуна, при умові, що частота обертання турбіни гвинта складає 82 %, при цьому вхідною інформацією для діагностування є параметри, що реєструють в експлуатації штатною системою контролю повітряного судна в умовах крейсерського польоту: барометрична висота польоту  $H_{61}$ , фути;

повна температура на вході до двигуна  $T_n^*$ , °C; індикаторна швидкість польоту  $V_i$ , км/год.; показання індикатора крутного моменту  $P_{икм}$ , кг/см<sup>2</sup>; частота обертання ротора низького тиску  $n_1$ , %; частота обертання ротора високого тиску  $n_2$ , %; повна температура на виході з турбіни високого тиску  $T_{твт}$ , °C; витрата палива  $G_{п}$ , кг/год., які здійснюють шляхом розрахунку значень:

5 барометричної висоти польоту, м:

$$H_б = 0,3048 \cdot H_{б1};$$

геопотенціальної висоти польоту, км:

$$H_{гп} = H_б / (1 + H_б / 6356766) / 1000;$$

тиску повітря на висоті  $H_{гп}$ , Па:

10  $P_n = 101325 (1 - 0,022557 H_{гп})^{5,25588}$ , при  $H_{гп} \leq 11$  км,

$$P_n = 22632e^{-0,157689(H_{гп}-11)}$$
, при  $H_{гп} > 11$  км;

числа Маха польоту:

$$M = 0,02 \cdot V_i \cdot (H_{б1} / 1000 + 1) / 3,6 / 300;$$

повного тиску на вході до двигуна, Па:

15  $P_1 = P_n / (1 + 0,2 M)^{-3,5}$ ,

зведення режимного параметру еталонної математичної моделі (показань індикатора крутного моменту) до стандартних атмосферних умов:

$$P_{икм зв} = P_{икм} \cdot 101325 / P_1,$$

зведення діагностичних параметрів до стандартних атмосферних умов: частоти обертання ротора низького тиску, %:

20  $n_{1 зв} = n_1 \cdot (288,15 / (T_n^* + 273,15))^{0,5}$ ;

частоти обертання ротора високого тиску, %:

$$n_{2 зв} = n_2 \cdot (288,15 / (T_n^* + 273,15))^{0,5}$$
;

повної температури за турбіною високого тиску, К:

25  $T_{твт зв}^* = (T_{твт}^* + 273,15) \cdot (288,15 / (T_n^* + 273,15))$ ;

витрати палива, кг/год.:

$$G_{п зв} = G_{п} (101325 / P_1) \cdot (288,15 / (T_n^* + 273,15))^{0,5}$$
;

обчислення додаткового діагностичного параметру - ковзання роторів високого та низького тиску:

30  $S = n_2 / n_1$ ,

який **відрізняється** тим, що використовуються оригінальні залежності для обчислення еталонних значень діагностичних параметрів, таких як: зведена частота обертання ротора низького тиску, %:

$$n_{1 зв}^e = 69,411321154 + 0,314681691 \cdot P_{икм зв} + 0,000564043 \cdot P_{икм зв}^2;$$

35 зведена частота обертання ротора високого тиску, %:

$$n_{2 зв}^e = 74,0253996841454 + 0,5498879285069 \cdot P_{тв зв} - 0,005734454961 \cdot P_{икм зв}^2 + 0,0000237065569 \cdot P_{икм зв}^3;$$

зведена повна температура за турбіною високого тиску, К:

40  $T_{твт зв}^{*e} = 815,332872308 - 0,076876705 \cdot P_{икм зв} + 0,015410691 \cdot P_{икм зв}^2$ ;

зведена витрата палива, кг/год.:

$$G_{п зв}^e = 192,984411725 + 1,1408056985 \cdot P_{икм зв}^2 + 0,0129083023 \cdot P_{икм зв}^3;$$

ковзання роторів високого та низького тиску:

$$S^e = 1,20043271478 - 0,00327100696 \cdot P_{икм зв}^2 + 0,00001318257 \cdot P_{икм зв}^3;$$

обчислення діагностичних відхилень зведених параметрів від еталонних значень, таких як

45 діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора низького тиску, %:

$$\Delta n_{1 зв} = n_{1 зв} - n_{1 зв}^e;$$

діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора високого тиску, %:

$$\Delta n_{2 зв} = n_{2 зв} - n_{2 зв}^e;$$

діагностичне відхилення зведеної повної температури за турбіною високого тиску, К:

50  $\Delta T_{твт зв}^* = T_{твт зв}^* - T_{твт зв}^{*e}$ ;

діагностичне відхилення зведеної витрати палива, кг/год.:

$$\Delta G_{п зв} = G_{п зв} - G_{п зв}^e;$$

діагностичне відхилення ковзання роторів високого та низького тиску:

$$\Delta S = S - S^e;$$

55 на початковому етапі експлуатації методики діагностування двигуна рекомендується використовувати наступні граничні значення діагностичних відхилень: діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора низького тиску, %:

$$\Delta n_{1 зв}^{гп} = 0,27;$$

діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора високого тиску, %:

60  $\Delta n_{2 зв}^{гп} = 0,45;$

діагностичне відхилення зведеної повної температури за турбіною високого тиску, К:

$$\Delta T_{\text{ТВТ}}^{\text{ГР}}_{\text{ЗВ.}} = 10;$$

діагностичне відхилення зведеної витрати палива, кг/год.:

$$\Delta G_{\text{П}}^{\text{ГР}}_{\text{ЗВ.}} = 5,5;$$

5 діагностичне відхилення ковзання роторів високого та низького тиску:

$$\Delta S^{\text{ГР}} = 0,003,$$

які уточнюються у процесі використання методики діагностування, і при отриманні діагностичного відхилення за абсолютним значенням, яке перевищує граничне, у відповідності до Інструкції з технічної експлуатації двигуна, проводять такі роботи для з'ясування причин

- 10 зміни технічного стану: повторне вимірювання діагностичних параметрів за допомогою зовнішніх засобів вимірювання; перевірку і градування датчиків та приладів системи реєстрації параметрів робочого процесу; огляд повітряного гвинта; перевірка коректності роботи приладів контролю положення повітряного гвинта; огляд внутрішньої поверхні та входу компресора на наявність забруднень, корозії та пошкоджень сторонніми предметами; огляд вхідного
- 15 направляючого апарату компресора на наявність забруднень, корозії та пошкодження сторонніми предметами; бороскопічне обстеження першого ступеня турбіни високого тиску; візуальна дефектація турбіни низького тиску; ендоскопічне обстеження лабіринтних ущільнень турбіни високого тиску з вимірюванням зазорів між лабіринтним ущільненням та статором;
- 20 бороскопічне обстеження камери згоряння; і коли тільки діагностичне відхилення зведеної витрати палива перевищує його граничне значення додатково проводять такі роботи: промивка форсунок першого контуру; промивка форсунок другого контуру.

---

Комп'ютерна верстка А. Крулевський

---

Міністерство економічного розвитку і торгівлі України, вул. М. Грушевського, 12/2, м. Київ, 01008, Україна

---

ДП "Український інститут інтелектуальної власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601