

## ПРОЦЕС ДІАГНОСТУВАННЯ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА ЗА РЕЄСТРОВАНИМИ У ЕКСПЛУАТАЦІЇ ПАРАМЕТРАМИ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ

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

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.

На сьогодні одним з перспективних напрямків розвитку системи технічного обслуговування авіаційної техніки є перехід до її експлуатації "за станом". При вирішенні цієї проблеми чільне 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.

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.

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

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 автоматизо-

вані системи діагностування. В цьому випадку розробники, як правило проводять сертифікацію таких методик.

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.

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.

Як вказано вище, розробник Pratt&Whitney не надає стандартної методики діагностування проточної частини двигунів, зокрема двигуна PW-306A, за параметрами робочого процесу, що вимірюють у експлуатації. У зв'язку з цим, було проведено розробку метода діагностування цього двигуна.

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 (частота обертання ротора низького тиску, що зведена до стандартних

атмосферних умов) 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).

Модель складається з регресійних рівнянь та дозволяє за значенням зведеної до стандартних атмосферних умов частоти обертання ротора низького тиску розрахувати наступні зведені еталонні параметри робочого процесу газотурбінного двигуна, зокрема двигуна PW-306A:

- частота обертання ротора високого тиску;
- повна температура на виході з турбіни високого тиску;
- витрата палива;
- ковзання роторів високого та низького тиску.

Процес діагностування авіаційного газотурбінного двигуна виконується у відповідності до загальних рекомендацій, наведених у роботі: Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. «Диагностика состояния ВРД по термодинамическим 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 в якості вхідної інформації для діагностування є параметри, що реєструють в експлуатації штатною системою контролю повітряного судна в умовах крейсерського польоту або визначають за ними: повний тиск на вході до двигуна  $P_n^*$ , кПа; повна температура на вході до двигуна  $T_n^*$ , К; частота обертання ротора низького тиску  $n_1$ ; частота обертання ротора високого тиску  $n_2$ ; повна температура на виході з турбіни високого тиску  $T_{ТВТ}$ , К; витрата палива  $G_{П}$ , кг/год., здійснюють шляхом зведення режимного параметру еталонної математичної моделі (частоти обертання ротора низького тиску) до стандартних атмосферних умов, %

$$n_{1\text{ зв}} = n_1 (288,15/T_n^*)^{0,5},$$

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

$$n_{2\text{ЗВ}} = n_2 (288,15/T_{\text{Н}}^*)^{0,5};$$

повної температури за турбіною високого тиску, К

$$T_{\text{ТВТ ЗВ}}^* = T_{\text{ТВТ}}^* (288,15/T_{\text{Н}}^*);$$

витрати палива, кг/год

$$G_{\text{П ЗВ}} = G_{\text{П}} (101,325/P_{\text{Н}}^*) (288,15/T_{\text{Н}}^*)^{0,5},$$

обчислення додаткового діагностичного параметру – ковзання роторів високого та низького тиску

$$S = n_2 / n_1,$$

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

$$n_{2\text{ЗВ}}^e = 107,9900984 - 0,7012461 \cdot n_{1\text{ЗВ}} + 0,0064484 \cdot n_{1\text{ЗВ}}^2;$$

зведена повна температура за турбіною високого тиску, К

$$T_{\text{ТВТ ЗВ}}^{*e} = 657,0827062 - 4,8947724 \cdot n_{1\text{ЗВ}} + 0,0976285 \cdot n_{1\text{ЗВ}}^2;$$

зведена витрата палива, кг/год

$$G_{\text{П ЗВ}}^e = 33784,53440541 - 1055,452055895 \cdot n_{1\text{ЗВ}} + 10,859759234 \cdot n_{1\text{ЗВ}}^2 - 0,035718328 \cdot n_{1\text{ЗВ}}^3;$$

ковзання роторів високого та низького тиску

$$S^e = 5,802017102067 - 0,125244136521 \cdot n_{1\text{ЗВ}} + 0,00111209611884 \cdot n_{1\text{ЗВ}}^2 - 0,00000337509649 \cdot n_{1\text{ЗВ}}^3;$$

обчислення діагностичних відхилень зведених параметрів від еталонних значень, таких як 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, К

$$\Delta T_{\text{ТВТ ЗВ}} = T_{\text{ТВТ ЗВ}} - T_{\text{ТВТ ЗВ}}^e;$$

діагностичне відхилення зведеної витрати палива, кг/год

$$\Delta G_{\text{ПЗВ}} = G_{\text{ПЗВ}} - G_{\text{ПЗВ}}^e;$$

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 високого тиску, %

$$\Delta n_{2\text{ЗВ}}^{\text{ГР}} = 0,6;$$

діагностичне відхилення зведеної повної температури за турбіною високого тиску, К

$$\Delta T_{\text{ТВТ}}^{\text{ГР}} = 18;$$

діагностичне відхилення зведеної витрати палива, кг/год

$$\Delta G_{\text{ПЗВ}}^{\text{ГР}} = 50;$$

діагностичне відхилення ковзання роторів високого та низького тиску

$$\Delta S^{\text{ГР}} = 0,006,$$

які уточнюються у процесі використання методики діагностування.

У випадку, якщо будь яке отримане діагностичне відхилення 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 з метою коректної роботи системи;
- огляд внутрішньої поверхні корпусу вентилятора та входу компресора на наявність забруднень, корозії та пошкодженості сторонніми предметами;
- огляд вхідного направляючого апарату компресора на наявність забруднень, корозії та пошкодженості 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;
- бороскопічне обстеження камери згоряння.

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

- промивка форсунок вторинного контуру;
- промивка форсунок первинного контуру.

Еталонна модель отримана винахідниками за даними, які були зареєстровані протягом 2014÷2015 років при виконанні польотів літаків Gulfstream–200. Загальний обсяг оброблених польотів – 123. Умови реєстрації – крейсерський політ. Реєстрація виконувалася штатним обладнанням літака.

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 обрано частоту обертання ротора низького тиску. Використання цього параметру забезпечило мінімізацію середньоквадратичної похибки апроксимації даних для всіх перелічених параметрів.

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

Винахідники-заявники

О.С.Якушенко

В.Є.Мільцов

## ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

Процес діагностування авіаційного газотурбінного двигуна полягає в порівнянні зареєстрованих параметрів двигуна, які зводять до стандартних атмосферних умов, з аналогічними параметрами, які розраховують за математичною моделлю еталонного двигуна, при цьому в якості вхідної інформації для діагностування є параметри, що реєструють в експлуатації штатною системою контролю повітряного судна в умовах крейсерського польоту або визначають за ними: повний тиск на вході до двигуна  $P^*_H$ , кПа; повна температура на вході до двигуна  $T^*_H$ , К; частота обертання ротора низького тиску  $n_1$ ; частота обертання ротора високого тиску  $n_2$ ; повна температура на виході з турбіни високого тиску  $T^*_{ТВТ}$ , К; витрата палива  $G_{\Pi}$ , кг/год., здійснюють шляхом зведення режимного параметру еталонної математичної моделі (частоти обертання ротора низького тиску) до стандартних атмосферних умов

$$n_{1\text{ зв}} = n_1 (288,15/T^*_H)^{0,5},$$

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

$$n_{2\text{ зв}} = n_2 (288,15/T^*_H)^{0,5};$$

повної температури за турбіною високого тиску, К

$$T^*_{ТВТ\text{ зв}} = T^*_{ТВТ} (288,15/T^*_H);$$

витрати палива, кг/год

$$G_{\Pi\text{ зв}} = G_{\Pi} (101,325/P^*_H)(288,15/T^*_H)^{0,5},$$

обчислення додаткового діагностичного параметру – ковзання роторів високого та низького тиску

$$S = n_2 / n_1,$$

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

$$n^e_{2\text{ зв}} = 107,9900984 - 0,7012461 \cdot n_{1\text{ зв}} + 0,0064484 \cdot n^2_{1\text{ зв}};$$

зведена повна температура за турбіною високого тиску, К

$$T_{\text{ТВТ ЗВ}}^{*e} = 657,0827062 - 4,8947724 \cdot n_{1 \text{ ЗВ}} + 0,0976285 \cdot n_{1 \text{ ЗВ}}^2;$$

зведена витрата палива, кг/год

$$G_{\text{П ЗВ}}^e = 33784,53440541 - 1055,452055895 \cdot n_{1 \text{ ЗВ}} + 10,859759234 \cdot n_{1 \text{ ЗВ}}^2 - 0,035718328 \cdot n_{1 \text{ ЗВ}}^3;$$

ковзання роторів високого та низького тиску

$$S^e = 5,802017102067 - 0,125244136521 \cdot n_{1 \text{ ЗВ}} + 0,00111209611884 \cdot n_{1 \text{ ЗВ}}^2 - 0,00000337509649 \cdot n_{1 \text{ ЗВ}}^3;$$

обчислення діагностичних відхилень зведених параметрів від еталонних значень, таких як 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, К

$$\Delta T_{\text{ТВТ ЗВ}} = T_{\text{ТВТ ЗВ}} - T_{\text{ТВТ ЗВ}}^e;$$

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 рекомендують використовувати наступні граничні значення діагностичних відхилень: діагностичне відхилення зведеної частоти обертання ротора високого тиску, %

$$\Delta n_{2 \text{ ЗВ}}^{\text{ГР}} = 0,6;$$

діагностичне відхилення зведеної повної температури за турбіною високого тиску, К

$$\Delta T_{\text{ТВТ ЗВ}}^{\text{ГР}} = 18;$$

діагностичне відхилення зведеної витрати палива, кг/год

$$\Delta G_{\text{П ЗВ}}^{\text{ГР}} = 50;$$

діагностичне відхилення ковзання роторів високого та низького тиску

$$\Delta S^{\text{ГР}} = 0,006,$$



які уточнюють у процесі використання методики діагностування, у випадку, якщо отримане діагностичне відхилення 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 з метою коректної роботи системи; огляд внутрішньої поверхні корпусу вентилятора та входу компресора на наявність забруднень, корозії та пошкодженості сторонніми предметами; огляд вхідного направляючого апарату компресора на наявність забруднень, корозії та пошкодженості сторонніми предметами; бороскопічне обстеження першого ступеня турбіни високого тиску; візуальну дефектацію турбіни низького тиску; ендоскопічне обстеження лабіринтних ущільнень турбіни високого тиску з вимірюванням зазорів між лабіринтним ущільненням та статором; бороскопічне обстеження камери згоряння; у випадку, коли тільки діагностичне відхилення зведеної витрати палива перевищує граничне значення додатково проводять **такі роботи**: промивку форсунок вторинного контуру; промивку форсунок первинного контуру.

Винахідники-заявники

О.С.Якушенко

В.Є.Мільцов

## РЕФЕРАТ

**Об'єкт корисної моделі:** Процес діагностування проточної частини авіаційного газотурбінного двигуна, зокрема двигуна PW-306A, за реєстрованими параметрами робочого процесу.

**Галузь застосування:** Корисна модель відноситься до авіаційної галузі і призначена для проведення діагностування авіаційних газотурбінних двигунів.

**Суть корисної моделі:** Модель дозволяє проводити визначення технічного стану проточної частини двигуна за діагностичними відхиленнями зареєстрованих значень параметрів двигуна, зведених до стандартних атмосферних умов, від їхніх еталонних значень.

Діагностування виконують за параметрами, які реєструються в умовах крейсерського польоту у діапазоні зведеної частоти обертання ротора низького тиску від 85 до 114 %.

Як діагностичні параметри використовують такі діагностичні відхилення: частота обертання ротора високого тиску; повна температура на виході з турбіни високого тиску; витрата палива; ковзання роторів високого та низького тиску.

**Технічний результат:** Визначення зміни технічного стану проточної частини авіаційного газотурбінного двигуна, зокрема двигуна PW-306A, за реєстрованими у експлуатації параметрами.

Винахідники: Пашаєв А.М., Якушенко О.С., Мірзоев А. Дж., Абдуллаєв П.Ш., Самедов А.С., Мільцов В.Є.