

УДК 629.735.083.02/.03.004.58(045)

¹О. П. Стьопушкіна, канд. наук²О. В. Попов, асист.²М. В. Корсуненко, наук. співроб.³І. А. Слепухіна, канд. фіз-мат. наук, доц.

ЛОГІЧНА МОДЕЛЬ ДІАГНОСТУВАННЯ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА З УРАХУВАННЯМ ПЕРЕМЕЖОВАНИХ ПОШКОДЖЕНЬ ЙОГО ПРОТОЧНОЇ ЧАСТИНИ

¹НАУ, кафедра комп'ютеризованих систем управління, e-mail: styop_el@bigmir.net²НАУ, кафедра збереження льотної придатності авіаційної техніки, e-mail: zlp@nau.edu.ua³НАУ, кафедра фізики

Розглянуто питання щодо зміни кількісних і якісних показників технічного стану конструктивних елементів проточної частини газотурбінного двигуна. В результаті проведених експериментальних досліджень з урахуванням перемезжованих пошкоджень було визначено значення діагностичних ознак та на підставі цього побудовано діагностичну модель турбореактивного двоконтурного двигуна.

In this article is considered question of the change quantitative and qualitative factors of the technical condition constructive element running part of jet engine. As a result called on experimental studies diagnostic sign were definite sign with provision for intermittent damages and on base this is built expert model of the turbojet double-circuit engine.

Вступ

Діагностика проточної частини авіаційного двигуна (АД) за термогазодинамічними параметрами (ТГДП) ґрунтується на аналізі тенденцій відхилення параметрів, діагностичних ознак, а саме: коефіцієнта корисної дії (ККД) вузлів, моментних характеристик, постійної часу, ковзання роторів, ступеня підвищення або зниження тиску, коефіцієнтів втрат повного тиску і спеціальних параметрів (часу вибігу роторів, забросу температури під час запуску, часу переключення реверсу, часу спрацьовування механізації компресора), обумовлених розвитком несправностей, пошкоджень від еталонних значень. Цей метод дозволяє знаходити прогари, викривлення жарових труб камер згоряння і соплових апаратів турбін, залишкові деформації, корозійні й ерозійні пошкодження лопаток газогенератора, руйнування елементів протипомпажних систем, забруднення проточної частини та інші несправності.

Багато елементів конструкції газотурбінних двигунів (ГТД) (робочі лопатки, диски, вали роторів і т. ін.) схильні до дії теплових і силових навантажень, а також експлуатаційних факторів (атмосферні відкладення, порушення вимог льотної експлуатації, неякісне технічне обслуговування), які спричиняють нагромадження в матеріалі деталі прихованих пошкоджень, що призводять до виникнення мікроскопічних тріщин, зміни геометричних і як наслідок аеродинаміч-

них характеристик лопаток робочих коліс та лопаток соплових, напрямних та спрямних апаратів. Вплив експлуатаційних факторів в першу чергу призводить до зміни газодинамічної стійкості (ГДС) двигуна, зокрема до її зменшення. Газодинамічна стійкість компресорів АД – одна з важливих умов, що визначає їх надійність та рівень безпеки польотів (БП). Аналіз даних експлуатації турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД) [2] демонструє, що пошкодження, несправності можуть мати комбінований характер наявності або прояву. В таких ситуаціях виникають множинні відмови, для виявлення яких необхідно застосувати якісно нові методи діагностики. Застосування існуючих автоматизованих систем визначення технічного стану елементів конструкції вузлів проточної частини (ПЧ) АД за параметрами, що реєструються в експлуатації, не забезпечує об'єктивного відображення стану вузла [2–5], а рішення приймає оператор [2]. Це, по-перше, пов'язано з недостатньою кількістю діагностичних ознак (ДО), їх інформативністю та комплексом параметрів (КП), по-друге, необхідно розробляти нові діагностичні моделі (ДМ), які б мали можливість зменшити площину невизначеності при накладанні класів стану вузлів діагностування [5].

Постановка завдання

Ідентифікація множинних відмов в авіаційних двигунах потребує застосування нетрадиційних методів діагностики, подібних тим, які

використовуються в експертних системах. Такі методи передбачають наявність логіко-лінгвістичних моделей, що відображають причинно-наслідкові зв'язки між параметрами і характеристиками стану авіаційного двигуна, а також алгоритмів логічного виведення шуканого результату на основі аналізу цих моделей [1]. З метою визначення зв'язків між параметрами робочого процесу проточної частини і ДО конструктивних вузлів ПЧ на базі повнорозмірного газодинамічного стенда було проведено натурний експеримент.

Методика проведення експерименту

Технічний стан конструктивних елементів ПЧ змінювали через зміну шорсткості лопаток робочого колеса (РК) першого ступеня компресора низького тиску (КНТ), входного напрямного апарата (ВНА), лопаток РК другого ступеня турбіни низького тиску (ТНТ), установлення заглушки на одну паливну форсунку. Кількісний показник станів двигуна, тобто кількість варіантів розміщення АД в тому, чи іншому стані обумовлено шістнадцятьма комбінаціями. Деякі варіації наведено в табл. 1.

Таблиця 1

Комбінації технічного стану проточної частини АД

Стан	1	2	3	4	5	6	7	8
Шорсткість лопаток ВНА	+	-	+	+	+	-	+	-
Шорсткість лопаток КНД	+	+	+	-	+	-	+	+
Шорсткість лопаток ТНД	-	+	+	+	+	+	-	+
Закоксуваність паливної форсунки	-	-	-	+	+	+	+	+

Результат нанесення шорсткості на лопатки РК КНТ і лопатки ВНА ілюструє рис. 1.

Як компонент запропонованого шару шорсткості використовували клей та корунд заданого розміру. Закоксуваність паливної форсунки моделювали монтажем технологічної заглушки на розподільний колектор та патрубок форсунки. Для досконалішого вивчення робочого процесу АД ТРДД газодинамічного стенда має додаткову контролепридатність з можливістю замірювання параметрів у характерних перетинах.



Рис.1. Моделювання технічного стану КНТ та ВНА

Дослідження проводили з реєстрацією параметрів робочого процесу на усталених режимах роботи ТРДД у різноманітних атмосферних умовах. Основні вимірювальні параметри робочого процесу: $P_{\text{вл}}^*$ – повний тиск за КНТ; $P_{\text{к}}^*$ – повний тиск за КВТ; $P_{\text{т}}^*$ – повний тиск за ТНТ; $T_{\text{вл}}^*$ – температура за КНТ; $T_{\text{к}}^*$ – температура за КВТ; $T_{\text{т}}^*$ – температура за ТНТ; $G_{\text{п}}$ – витрата палива; P – тяга. Діагностичним режимом було обрано режим згідно з $n_{\text{вт зб}} = 14250$ об/хв, що приблизно відповідає експлуатаційному режиму 0,85 номінального. Згідно з плануванням експерименту та табл. 1 було запропоновано код технічного стану, котрий відображає комбінацію між конструктивними вузлами ПЧ, наприклад: 07 – відповідає стану 1; 13 – 2; 14 – 3; 18 – 4; 15 – 5; 17 – 6; 08 – 7; 16 – 8. У табл. 2 наведено результати експерименту з визначенням відхилень деякого комплексу необхідних ДО.

Таблиця 2

Відносне відхилення ДО у відсотках

ДО	Код технічного стану					
	07	13	14	18	15	17
$\delta\eta_{\text{тн}}^*$	1,83	3,10	1,21	0,28	2,23	3,48
$\delta\eta_{\text{кв}}^*$	8,83	8,52	8,73	9,33	10,1	7,97
$\delta\pi_{\text{кв}}^*$	0,66	0,75	1,73	4,28	0,72	1,73
$\delta C_{\text{вд}}$	6,50	12,9	4,38	3,87	5,4	1,95
$\delta P_{\text{вд}}$	4,01	15,0	12,9	17,2	10,5	15,5

Знакову матрицю діагностичних ознак наведено в табл. 3.

Таблиця 3

Знакова матриця ДО

ДО	Код технічного стану					
	07	13	14	18	15	17
$\delta\eta_{\text{тн}}^*$	-	-	-	+	-	+
$\delta\eta_{\text{кв}}^*$	+	+	+	+	+	+
$\delta\pi_{\text{кв}}^*$	+	+	+	+	+	+
$\delta C_{\text{вд}}$	+	+	+	+	+	+
$\delta P_{\text{вд}}$	+	+	+	+	+	+

Графіки, які демонструють характер зміни ДО на п'яти ustalених режимах роботи АД від «малого газу» до 0,85 номінального з проміжними режимами 0,4, 0,6 та 0,7 номінального (з урахуванням технічного стану конструктивних елементів проточної частини), показано на рис. 2 і 3.

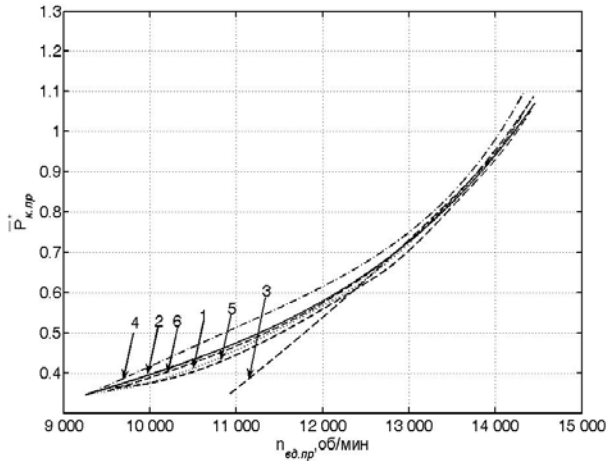


Рис. 2. Відносний зведений ступінь підвищення тиску за КВТ: 1 – шорткість лопаток ВНА і КНТ; 2 – шорткість лопаток КНТ і ТНТ; 3 – шорткість лопаток КНТ, ТНТ і ВНА; 4 – шорткість лопаток КНТ, ТНТ і заглушена паливна форсунка; 5 – шорткість лопаток КНТ, ТНТ, ВНА і заглушена паливна форсунка; 6 – шорткість лопаток ТНТ і заглушена паливна форсунка

(14)

$$X_1(\sigma_1) \wedge X_1(\sigma_2) \wedge X_1(\sigma_3) \rightarrow D(z_1, \downarrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\ \wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \uparrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow);$$

(15)

$$X_1(\sigma_1) \wedge X_1(\sigma_2) \wedge X_1(\sigma_3) \wedge X_2(\sigma_4) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\ \wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \uparrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow);$$

(17)

$$X_1(\sigma_2) \wedge X_2(\sigma_4) \rightarrow D(z_1, \uparrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \uparrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\ \wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow);$$

(18)

$$X_1(\sigma_1) \wedge X_1(\sigma_2) \wedge X_2(\sigma_4) \rightarrow D(z_1, \downarrow) \wedge D(z_2, \uparrow) \wedge D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \uparrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge \\ \wedge D(z_6, \uparrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{11}, \uparrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow);$$

Висновок

Наведена логічна модель діагностування АІ-25 не є промисловою і потребує подальшого вдосконалення. У цій роботі її використано лише для ілюстрації запропонованого підходу. Модель враховує підвищену контролепридатність двигуна в межах експерименту. Для спрощення побудови ЛМ необхідно розробляти уніфіковані математичні моделі робочого процесу АД. Програмування запропонованої моделі виконується за допомогою системи візуального об'єктно-орієнтованого програмування C++ Builder 6.0 [3–5]. Необхідне програмне забезпечення – Windows 9x, NT, XP; C++Builder 5.0-6.0. Програму призначено для виявлення несправностей

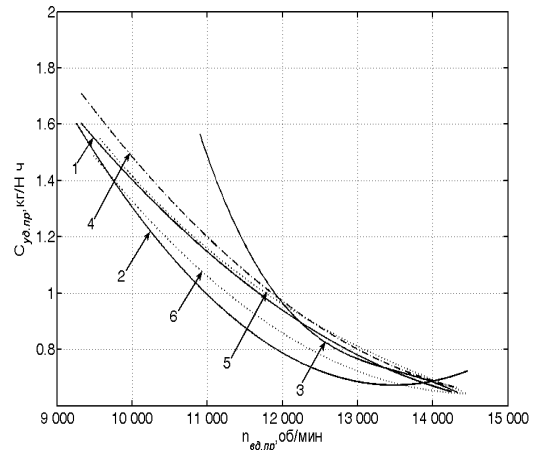


Рис. 3. Питома витрата палива: 1 – шорткість лопаток ВНА і КНТ; 2 – шорткість лопаток КНТ і ТНТ; 3 – шорткість лопаток КНТ, ТНТ і ВНА; 4 – шорткість лопаток КНТ, ТНТ і заглушена паливна форсунка; 5 – шорткість лопаток КНТ, ТНТ, ВНА і заглушена паливна форсунка; 6 – шорткість лопаток ТНТ і заглушена паливна форсунка

Експертну модель (ЕМ) будували для кожного стану двигуна. Оцінюючи якість зміни ДО, основну увагу приділяли знаковій матриці. В сукупності ЕМ у своєму складі має п'ятнадцять рівнянь. Стосовно авіаційного двигуна АІ-25 експертна модель з урахуванням коду ТС (див. табл. 3) проточної частини, буде побудовано за допомогою таких рівнянь [4]:

(множинних відмов) в авіаційному двигуні AI-25. У програмі поєднано як вхідні, так і довідкові дані. Вхідні дані – відхилення характеристик стану авіаційного двигуна, довідкові – назви відмов, що можуть виникати в двигуні.

Література

1. *Литвиненко О. С.* Математичний метод визначення множинних відмов в складних технічних системах // Вісн. НАУ, 2002. – №4. – С. 143–150.
2. *Попов О. В.* Аналіз надійності двигуна Д-36 // Матеріали IV Міжнар. наук.-техн. конф. «Авіа - 2002» (Київ, 2002). – К., 2002. – С 34.39–34.41.
3. *Шаабдиев С. Ш.* Диагностирование проточной части турбореактивного двухконтурного двигателя на переходных режимах его работы. Дисс. ... канд. техн. наук. – Х., 2000. – 151 с.
4. *Экспертные модели определения множественных отказов в авиационных двигателях / С. А. Дмитриев, А. Е. Литвиненко, Е. П. Степушкина, А. В. Попов //* Вісн. двигунобудування. –2005. – №1. – С. 12–17.
5. *Дмитриев С. А.* Диагностирование проточной части ГТД на установившихся и неустойчивых режимах работы: Дисс. ... д-ра техн. наук. – К., 1996. – 358 с.

Стаття надійшла до редакції 01.03.07.