

УДК 681.5.083.02/03.044.64:51(045)

С.О. ДМИТРІЄВ, О.В. ПОПОВ, О.П. СТЬОПУШКІНА

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ЕКСПЕРТНА МОДЕЛЬ ЛОКАЛІЗАЦІЇ НЕСПРАВНОСТЕЙ ПРОТОЧНОЇ ЧАСТИНИ ГАЗОГЕНЕРАТОРА

Розглянута експертна модель локалізації несправностей проточної частини ТРДД. Визначені особливості систем параметричного контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна. Побудована експертна модель діагностування авіаційного двигуна AI-25.

діагностика, надійність, система контролю параметрів, експертна модель, несправність, контролепридатність

Вступ

Сучасні авіаційні двигуни є найдорожчими, енергоємними і високо навантаженими елементами літака, які для забезпечення високих економічних показників працюють в умовах підвищених теплових і силових навантажень, що вимагає особливої уваги до забезпечення надійності двигуна.

В експлуатаційній практиці найбільший розвиток знаходять системи, що передбачають використання засобів контролю і накопичення інформації про технічний стан двигуна, які дозволяють проводити оцінку справності, працездатності, правильності функціонування і пошук несправності до знімного вузла.

Ефективність розроблених систем параметричного контролю і діагностики визначається:

а) достатньою контролездатністю і пристосованістю двигуна до діагностики в об'ємі, що забезпечує виявлення несправностей і контроль технічного стану;

б) наявністю могутньої і надійної системи контролю параметрів, що дозволяє контролювати стан двигуна і його функціональних систем на різних режимах роботи;

в) високою роздільною здатністю методів і засобів діагностики, що забезпечують виявлення несправностей на ранніх стадіях їх виникнення і розвитку в процесі експлуатації;

г) розвинутою системою ухвалення рішень про можливість і доцільність експлуатації двигуна, пошуку і усунення несправностей;

д) високим професійним рівнем фахівців по діагностиці і технічній експлуатації двигунів;

е) можливістю постійного нарощування вдосконалення засобів і методів інструментального контролю і діагностики.

При використанні комплексної системи діагностики для проведення технічного обслуговування по стану з контролем параметрів застосування трудомістких методів не руйнуючого контролю регламентується системою діагностики.

В конструкції сучасних двигунів передбачена наявність розвинутих систем вбудованого контролю, виявлення і розпізнавання несправностей при технічному обслуговуванні. Ці системи збирають інформацію про роботу двигунів, реєструють її і у разі потреби видають інформацію про несправності.

Перевірку працездатності обладнання і систем газотурбінних двигунів проводять за допомогою засобів контролю.

Інформацію про технічний стан виробу одержують шляхом вимірювання його функціональних і діагностичних параметрів. Вимірювання проводять з певною періодичністю на найбільш інформативних для системи, що діагностується, режимах роботи двигуна у польоті, гонці або при виконанні різних

форм технічного обслуговування. Для цього використовують штатні прилади літака, засоби автоматичного контролю двигуна, засоби технічної діагностики і неруйнуючого контролю, дані реєстрації в бортових журналах або спеціальних картках контролю параметрів.

Для безперервного контролю і аналізу технічного стану, попередження відмов авіаційних двигунів у польоті використовують методи наземного контролю, діагностики і автоматизованого пошуку несправностей газотурбінних двигунів, що включають автоматичну реєстрацію і візуальний контроль параметрів і сигналів, методи експрес-обробки для оперативного контролю і раннього виявлення відмов, методи діагностики проточної частини по термогазодинамічних параметрах, методи контролю контурів паливної і масляної систем, вібродіагностики, акустичної і температурної діагностики, методи візуального контролю.

Система параметричного контролю і діагностики (СПКД) газотурбінного двигуна призначена для оцінки його технічного стану в процесі експлуатації, виявлення і попередження відмов двигуна. СПКД включає автоматичну реєстрацію досліджуваних параметрів, їх експрес-обробку після кожного запуску двигуна, контроль і аналіз інформації методами параметричної діагностики. Вона дозволяє проводити оперативну оцінку поточного стану двигуна, його функціональних систем, вібростану двигуна на всіх режимах його робіт і здійснювати аналіз тимчасових трендів параметрів. Для поточної оцінки технічного стану застосовують логічний аналіз параметрів і сигналів, експрес-аналіз польотної і гоночної інформації, візуальний контроль параметрів і сигналів. Для середньострокової оцінки і прогнозування працездатності двигуна використовують аналіз трендів, де будують залежність зміни параметрів від напруження і визначають тенденції їх виходу за граничні рівні. Комплексний аналіз польотної інформації дозволяє класифікувати двигуни на „справні” і „пі-

дозрілі на несправні”, виявляти порушення в роботі функціональних систем двигуна і відмови системи контролю і реєстрації параметрів, обґрунтовано ухвалювати рішення про технічний стан двигуна, необхідні заміни, огляди і регулювання.

Постановка задачі дослідження. Збільшення джерел інформації, облік динамічних властивостей двигунів, збільшені вимоги до точності і об'єктивності схвалюваних рішень поставили питання про автоматизацію процесу діагностики. Рішення цієї проблеми вимагає застосування апаратури, яка б не тільки максимально спрощувала і прискорювала саму процедуру вимірювання, але і дозволяла на базі отриманої інформації оперативно проводити діагностику стану „на місці” за допомогою діагностичних програмних засобів при мінімальній участі оператора. Тому пропонується використовувати підхід, названий експертною діагностикою, який застосовує методи експертних систем для розширення класу традиційних алгоритмів діагностики завдяки введенню загальних знань по діагностиці і адаптації в контролюючу експертну систему.

Пропонується наступна експертна модель діагностування двигуна:

$$X_{ij} \rightarrow \bigwedge_{p \in P_{ij}} D(z_p, h_{p_{ij}}); i = \overline{1, m}; j = \overline{1, n_i}, \quad (1)$$

де $D(z_p, h_{p_{ij}})$ – предикат, що відображає зміну значення характеристики z_p стану двигуна на величину $h_{p_{ij}}$ по відношенню до еталонного рівня в результаті виникнення відмови j -го виду в i -й підсистемі;

P_{ij} – множина номерів характеристик стану двигуна, які змінюють свої значення під впливом відмови j -го виду в i -й підсистемі.

Дану експертну модель можна прочитати так: до яких наслідків (до яких змін яких характеристик стану) може призвести дана відмова? Відповідь буде за схемою: дана відмова викликає наступні наслідки – зміна 1 характеристики 1 і (одночасно) зміна 2 характеристики 2 і .

Побудова експертної моделі діагностування авіаційного двигуна AI-25

Побудуємо запропоновану модель для авіаційного двигуна AI-25. Для цього визначимо діагностичні ознаки (характеристики стану):

z_1 – (ККД) компресору низького тиску (КНТ); z_2 – ККД компресору високого тиску (КВТ); z_3 – ступінь підвищення тиску КНТ; z_4 – ступінь підвищення тиску КВТ; z_5 – ККД турбіни високого тиску (ТВТ); z_6 – ККД турбіни низького тиску (ТНТ); z_7 – ступінь зниження тиску ТНТ; z_8 – постійна часу ротора низького тиску; z_9 – постійна часу ротора високого тиску; z_{10} – коефіцієнт підсилення ротора низького тиску по витраті палива; z_{11} – коефіцієнт підсилення ротора високого тиску по витраті палива; z_{12} – ковзання роторів низького і високого тиску; z_{13} – коефіцієнт підсилення ротора низького тиску по обертам ротора високого тиску; z_{14} – коефіцієнт підсилення ротора високого тиску по обертам ротора низького тиску.

До несправностей, пошкоджень елементів конс-

трукції вузлів проточної частини ГТД в експлуатації слід віднести наступні: корозія, ерозія, прогар, відкладення продуктів горіння на лопатках соплових апаратів і робочих лопатках турбіни. В цілому це призводить до зміни якості поверхні, тому в даному конкретному випадку моделювання стану проточної частини газодинамічного стенду на базі AI-25 будемо вважати за несправність зміну шорсткості поверхні по відношенню до різних вузлів (X). В якості підсистем (вузлів) АД стосовно ТРДД AI-25 розглядаються можливі місця виникнення відмов (несправностей): σ_1 – лопатки 1-ї ступені КНТ; σ_2 – лопатки 1-ї ступені КВТ; σ_3 – форсунки; σ_4 – лопатки 2-ї ступені ТНТ. Зміну значень характеристик АД позначимо наступними символами: $\downarrow$ – зменшення значення характеристики; $\uparrow$ – збільшення значення характеристики. Після обробки даних експерименту, а саме термогазодинамічних параметрів робочого процесу в характерних перетинах проточної частини й проведення розрахунків, були отриманні значення відхилень діагностичних ознак несправного стану двигуна, які наведені в табл. 1.

Таблиця 1

Значення відхилень діагностичних ознак несправного стану двигуна

	Z_1	Z_2	Z_3	Z_4	Z_5	Z_6	Z_7	Z_8	Z_9	Z_{10}	Z_{11}	Z_{12}	Z_{13}	Z_{14}
	$(\eta_{\text{КН}})$	$(\eta_{\text{КВ}})$	$(\pi_{\text{КН}})$	$(\pi_{\text{КВ}})$	$(\eta_{\text{ТВ}})$	$(\eta_{\text{ТН}})$	$(\pi_{\text{ТН}})$	$T_{\text{ГН}}^{\text{нт}}$	$T_{\text{ГН}}^{\text{вт}}$	$K_{\text{ГН}}^{\text{нт}}$	$K_{\text{ГН}}^{\text{вт}}$	S	$K_{\text{вт}}^{\text{нт}}$	$K_{\text{нт}}^{\text{вт}}$
σ_1	–	–	+	+	+	–	+	+	+	+	+	+	+	–
σ_2	–	–	–	+	+	–	+	+	–	+	+	+	+	+
σ_3	–	–	+	–	+	–	+	+	–	+	–	+	+	–
σ_4	–	–	–	–	+	–	+	+	+	+	–	–	+	–

З урахуванням даних з таблиці експертна модель діагностування авіаційного двигуна AI-25 приймає такий вигляд:

$$X(\sigma_1) \rightarrow D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \downarrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \uparrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \uparrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow);$$

$$X(\sigma_2) \rightarrow D(z_4, \downarrow) \wedge D(z_5, \downarrow) \wedge D(z_7, \uparrow) \wedge D(z_8, \uparrow) \wedge$$

$$\wedge D(z_{10}, \uparrow) \wedge D(z_{11}, \downarrow) \wedge D(z_{12}, \downarrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow) \wedge D(z_{14}, \downarrow);$$

$$X(\sigma_3) \rightarrow D(z_3, \downarrow) \wedge D(z_5, \uparrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \uparrow) \wedge D(z_{10}, \uparrow) \wedge D(z_{12}, \uparrow) \wedge D(z_{13}, \uparrow);$$

$$X(\sigma_4) \rightarrow D(z_5, \uparrow) \wedge D(z_7, \downarrow) \wedge D(z_8, \downarrow) \wedge D(z_9, \downarrow) \wedge D(z_{10}, \downarrow) \wedge D(z_{13}, \downarrow).$$

Експертна діагностика базується на тому припущенні, що немає універсальних алгоритмів діагностики або, принаймні, вони не можуть бути застосовані на практиці. В даній роботі пропонується застосовувати алгоритм рішення задачі локалізації несправностей в авіаційному двигуні, що реалізує стратегію спрямованого перебору варіантів. Застосування цього алгоритму передбачає трансформацію логіко-лінгвістичної моделі (1) у відповідну алгебраїчну форму, що дозволяє зіставити їй систему алгебраїчних нерівностей:

$$\begin{cases} \sum_{i \in I_p} \sum_{j \in J_{pi}} x_{ij} (h_{pij} - \xi_{pij}) \leq \delta_p; \\ \sum_{i \in I_p} \sum_{j \in J_{pi}} x_{ij} (h_{pij} + \xi_{pij}) \geq \delta_p, \end{cases} \quad (2)$$

де $p = \overline{1, u}$; x_{ij} – булава змінна, поставлена у відповідність логічному вислову $X_j(\sigma_i)$, що описує відмову j -го виду в i -й підсистемі двигуна; $x_{ij} \in \{1, 0\}$, $i = \overline{1, m}$, $j = \overline{1, n_i}$; I_p – множина підсистем двигуна, відмови в яких призводять до зміни значення характеристики z_p ; J_{pi} – множина видів відмов в i -й підсистемі двигуна, що призводить до зміни значення характеристики z_p ; ξ_{pij} – допустиме розузгодження між фактичним і передбаченим експертною моделлю (1) відхиленням значення характеристик z_p , викликаним виникненням відмови j -го виду в i -й підсистемі двигуна.

Задача визначення несправностей в авіаційному двигуні на основі експертної моделі (1) зводиться до відшукування вектора значень змінних $(x_{ij}; i = \overline{1, m}, j = \overline{1, n_i})$, задовольняючих системі нерівностей (2) і умові бівалентності. Значення шуканих змінних інтерпретується таким чином: якщо в результаті рішення системи (2) змінна $x_{i^*j^*}$ приймає значення 1, це означає, що в i^* -й підсистемі двигуна відбулася

відмова j^* -го виду, при $x_{i^*j^*} = 0$ дане твердження невірне.

Бівалентність шуканих змінних, що входять в систему нерівностей (2), дає можливість використовувати для її вирішення метод спрямованого перебору варіантів, адаптований під структуру приведених математичних виражень.

Висновки

Практична значущість отриманих результатів полягає в тому, що їх застосування сприяє: зниженню частки відмов на загальному фоні чинників непрацездатності авіаційних двигунів; виявленню причинно-наслідкових зв'язків між підсистемами двигуна; скороченню часу локалізації відмов; знаходженню точного місця і виду відмов в авіаційному двигуні; зниженню витрат на ліквідацію наслідків відмов в авіаційному двигуні.

Література

1. Курочкин Ю.А., Смирнов А.С., Степанов В.А. Надежность и диагностирование цифровых устройств и систем. – С.-Пб.: Изд-во С.-Петербургского ун-та, 1993. – 320 с.
2. Литвиненко О.С. Математичний метод визначення множинних відмов в складних технічних системах // Вісник НАУ. – 2002. – № 4. – С. 143-150.
3. Дмитриев С.А., Литвиненко А.Е., Степушкина Е.П., Попов А.В. Экспертные модели определения множественных отказов в авиационных двигателях // Вісник двигунобудування. – 2005. – № 1. – С. 12-17.

Надійшла до редакції 5.06.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Епіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського «ХАІ», Харків