



ДІАГНОСТУВАННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ НА ОСНОВІ НЕЧІТКОЇ ЛОГІКИ

Єнчев С.В., Товкач С.С.

Національний авіаційний університет, м. Київ

Розглядається один із підходів побудови нечіткої експертної системи для оцінки технічного стану вузлів авіаційних газотурбінних двигунів. Запропонований алгоритм контролю і діагностики технічного стану ГТД на основі модифікованого методу діагностичних матриць і правил нечіткої логіки. Розроблена інженерна методика може бути застосована на етапі випробування авіаційних двигунів.

Ключові слова: контроль, діагностика, нечітка логіка, база даних, семантичні мережі.

Вступ. Газотурбінний двигун (ГТД) як відновлюваний об'єкт протягом терміну служби вимагає постійного моніторингу, трудомісткість якого залежить від рівня автоматизації процесів отримання, обробки, зберігання, документування інформації про поточний стан авіаційного двигуна, а також контролю, діагностики, прогнозування його технічного стану, послідовність і методи виконання яких визначають інформаційну технологію моніторингу (ІТМ). Засобом їх реалізації є розподілені системи моніторингу, на які покладається задача визначення ступеня відповідності об'єкту моніторингу пропонованим вимогам, тобто контролю його технічного стану.

Розподілена система моніторингу являється логічним доповненням ІТМ, так як спільно з останньою здійснює аналіз фактичного технічного стану ГТД: прогнозування залишкового ресурсу, відстежує деградацію робочих характеристик авіаційного двигуна, визначає програму ремонтно-відновлювальних робіт і т. д [1].

Разом з тим, незважаючи на значний обсяг досліджень в даних областях, інформаційні технології моніторингу технічного стану ГТД не є досконалими з ряду причин, основними з яких є, з одного боку, роз'єднаність баз даних випробувань, контролю та діагностики, відсутність інтелектуальних компонентів, що дозволяють якісно й ефективно здійснювати підтримку прийняття відповідальних рішень і, як наслідок, зменшувати загальний час, що витрачається на обслуговування ГТД, з іншого боку, нестаціонарність фізичних процесів в авіаційному двигуні, складність його математичного опису, залежність технічних характеристик двигуна від зовнішніх умов роботи, обмежений склад вимірюваних термогазодинамічних параметрів двигуна і т. д. Зазначені фактори призводять до необхідності прийняття рішень про технічний стан двигуна в умовах істотної невизначеності.

Актуальність досліджень. Слід зазначити, що використання нейронних мереж (НМ) для моделювання в умовах невизначеності є складним. Ефективний інструмент для подібного моделювання дає теорія нечітких множин. На даний момент нечітка логіка розглядається як стандартний метод моделювання та проектування. У 1997 р. мова нечіткого керування (Fuzzy Control Language) внесена до Міжнародного стандарту програмованих контролерів ІЕС 1131-7.

Системи на нечітких множинах розроблені й успішно впроваджені в таких галузях, як: медична діагностика, технічна діагностика, фінансовий менеджмент, управління персоналом, біржове прогнозування, розпізнавання образів, виявлення шахрайства, управління комп'ютерними мережами, управління технологічними процесами, управління транспортом, логістика, пошук інформації, радіозв'язок та телебачення. Спектр додатків дуже широкий – від побутових відеокамер, пилососів і пральних машин до засобів наведення ракет протиповітряної оборони і управління бойовими вертольотами і літаками. Практичний досвід розробки систем на нечітких множинах свідчить, що терміни і вартість їх проектування значно нижче, ніж при використанні традиційного математичного апарату. При цьому забезпечуються необхідні рівні якості. Батько нечіткої логіки



Лотфі Заде якось з цього приводу зауважив, що «майже завжди можна зробити такий же самий продукт без нечіткої логіки, але з нечіткою буде швидше і дешевше» [2].

Реалізація FDI-методу з прийняттям рішення на основі нечіткої логіки. При реалізації FDI-методу (Fault Detection and Identification), заснованого на порівнянні результатів вимірювань газодинамічних параметрів реального ГТД з розрахунковими параметрами, обчисленими по його математичній моделі [3], в середовищі експертної системи можна використовувати два підходи до адаптації математичної моделі авіаційного двигуна в базі знань (БЗ):

- математична модель суворо налаштовується на середньостатистичний по парку ГТД;

- математична модель адаптується в БЗ під індивідуальний авіаційний двигун (з урахуванням даних, що характеризують його паспортні значення).

Налаштування (підгонка коефіцієнтів) математичної моделі на індивідуальний ГТД передбачає використання методу зрівняння [3], суть якого полягає в мінімізації нев'язок між параметрами, обчисленими з математичної моделі і вимірними з її фізичного аналога, шляхом послідовних ітерацій (настройки коефіцієнтів поправок для всіх вимірюваних і обчислюваних величин).

Для підвищення точності діагнозу по середньостатистичній математичній моделі можна використовувати два підходи:

- по-перше, середньостатистичну модель можна замінити індивідуальною, тобто для кожного ГТД та його підсистем коригувати еталонну модель шляхом ідентифікації останньої за результатами здавальних випробувань (уточнюються індивідуальні границі параметрів стану, які будуть більш вузькими, а отже, і більш надійними);

- по-друге, замість постійних границь параметрів стану можна використовувати змінні, що враховують дрейф цих границь з урахуванням зносу і старіння двигуна, застосовуючи елементи нечіткої логіки.

Критерії ефективності ідентифікації середньостатистичної математичної моделі ГТД в середовищі експертної системи можуть бути представлені у вигляді:

$$\begin{aligned} \delta_p &= \frac{1}{mz} \sum_{Ij}^{mz} (P_{Ij} - P_{M_i})^2; \\ \delta_x &= \frac{1}{nz} \sum_{ij}^{nz} (x_{g_j} - x_{M_{ij}})^2. \end{aligned} \quad (1)$$

де P_{Ij}, P_{M_i} – відповідно виміряні при випробуваннях і розраховані за адекватною математичною моделлю значення параметрів проточної частини ГТД; $x_{g_j}, x_{M_{ij}}$ – дійсні та розраховані за математичною моделлю значення характеристик вузлів ГТД (варійовані параметри моделі); $I = \overline{1, m}$, де m – число вимірюваних при випробуваннях параметрів ГТД; $i = \overline{1, n}$, де n – число варійованих параметрів математичної моделі; $j = \overline{1, z}$, де z – число повторних вимірювань параметрів ГТД.

Критерій δ_p характеризує точність обчислення параметрів ГТД середньостатистичною моделлю в порівнянні з аналогічними параметрами, отриманими в процесі стендових випробувань, а критерій δ_x – точність визначення значень характеристик вузлів ГТД.

Компонентна математична модель в розрахунково-логічній експертній системі в узагальненому вигляді може бути представлена [1, 3]:

$$Z_{\xi, k}^*(t) = P_{\xi, k}(\tilde{Z}_{\xi}(t), R_k, Q_k, S_k, T_k), \quad (2)$$



де $Z_{\xi,k}^*(t)$ – вектор вихідних параметрів, обчислених по компонентній математичній моделі ГТД; $\tilde{Z}_{\xi}(t)$ – вектор вхідних впливів, що задає режим роботи ГТД, $\xi = \overline{1, \varepsilon}$; $R_k = \{r_1, r_2, \dots, r_k\}$ – безліч компонент, що входять до складу математичної моделі ГТД і знаходяться в концептуальній БЗ експертних систем, які характеризуються k -м поєднанням в узагальненій семантичній мережі, $k = \overline{1, K}$; Q_k – оператор перетворення вектора вхідних впливів у вектор вихідних параметрів, що розраховуються з обчислювальної моделі; S_k – рівняння зв'язку для побудови компонентної моделі (визначення зв'язуючих змінних окремих компонентів); T_k – тривалість функціонування.

На рис. 1 показаний процес формування (наповнення) баз даних дефектів, а також реалізація FDI-методу в середовищі експертної системи. При цьому в процесі формування бази даних (БД) дефектів мається на увазі, що користувач попередньо «налаштував» сформовану ним з окремих понять (компонентів) у концептуальній БЗ математичну модель ГТД. У процесі роботи з даною компонентною математичною моделлю він на етапі її адаптації в середовищі експертних систем по відомим вхідним параметрам формує еталонний вектор даних, які характеризують бездефектний стан останньої. Еталонний вектор даних зберігається у вбудованій БД експертних систем у вигляді «атрибут – значення». Далі вирішується «пряма» задача: по відомому дефекту знаходяться відхилення від еталонного стану. Для цього користувачем у компоненти математичної моделі вносяться характерні дефекти. Розрахунки, проведені по математичній моделі з попередньо внесеними дефектами, формують на її виході відповідний вектор параметрів, порівняння якого з еталонним дає вектор відхилень (факти), який у якості статистичного матеріалу заповнює БД дефектів.

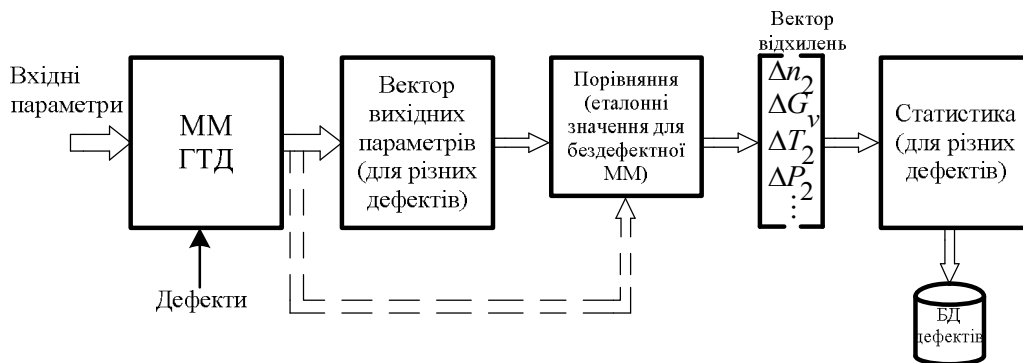


Рисунок 1 – Процес формування бази даних дефектів

Реалізація FDI-методу в середовищі експертної системи (рис. 2) передбачає рішення «зворотної задачі»: по вектору відхилень, на конкретному режимі роботи ГТД, здійснюється локалізація дефекту з прийняттям відповідного рішення. Для цього дані з БД випробувань ГТД (вхідні параметри) подаються на вхід компонентної математичної моделі, а потім вектори вихідних параметрів моделі і даних зі штатних датчиків на стенді (попередньо оброблених і записаних в БД випробувань) порівнюються. У результаті виходить вектор відхилень, аналіз якого базою нечітких правил експертних систем формує відповідне діагностичне рішення про фактичний технічний стан авіаційного двигуна з рекомендаціями щодо його експлуатації. Таким чином, математична модель є додатковим інформаційним каналом для передачі діагностичної інформації.

У рамках FDI-методу, згідно рис. 1 і 2, налаштована на індивідуальний авіаційний ГТД компонентна математична модель була адаптована в БЗ експертної системи.

Далі на цій моделі були отримані: вектор еталонного стану ГТД і вектори, що характеризують дефектний стан двигуна. У процесі порівняльного аналізу еталонного і дефектних векторів були отримані вектори відхилень (нев'язок), що утворюють базу



даних дефектів (статистика по різних дефектах), на основі якої була розроблена експертна база знань, яка реалізує алгоритми прийняття рішення.

Елементи нечіткої логіки доцільно застосовувати спільно з такими класичними методами, як:

- метод діагностичних матриць (матриць Л. А. Урбана);
- варіювання коефіцієнтів параметрів стану двигуна, з метою мінімізації нев'язок між вимірними і розрахунковими параметрами ГТД [2, 3].

Особливості розв'язку задач контролю і діагностики ГТД. Наведені нижче приклади ілюструють особливості застосування запропонованого підходу, враховуючи якісні зміни, що відбуваються у ГТД, наприклад, деградацію його характеристик.

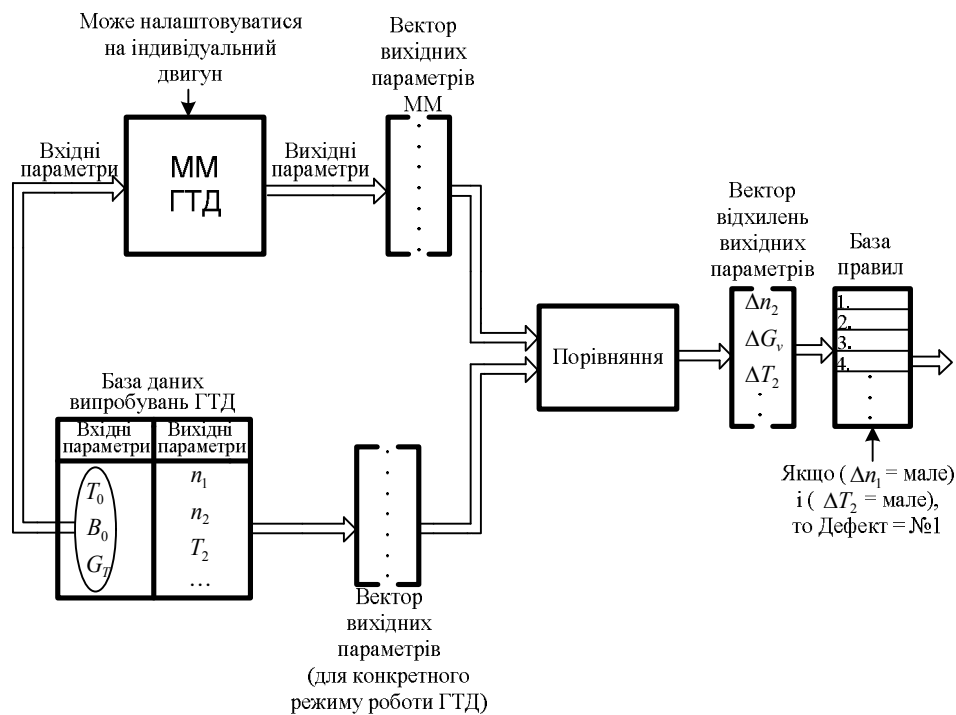


Рисунок 2 – Реалізація FDI-методу з прийняттям рішень на основі нечіткої логіки

Задачі семантичної візуалізації [4], а також реконфігурації математичної моделі (зворотне доведення теорем, автоматичний синтез програм) вирішуються на основі математичної моделі двовального двоконтурного ГТД.

Математична модель діагностуючого авіаційного двигуна налаштована на індивідуальний ГТД з урахуванням розсіювання параметрів компресорних характеристик. Розв'язок даної задачі здійснювалося в два етапи:

- пряма задача, для розв'язку якої була використана статистика характерних дефектів, що проявилися в процесі експлуатації даного ГТД, а також подібна статистика, отримана на адекватній математичній моделі (рис. 1);
- зворотна задача, розв'язок якої дозволяє по результуючому вектору відхилень (покомпонентне порівняння параметрів математичної моделі та вимірних даних зі штатних датчиків) прийняти рішення про фактичний технічний стан ГТД (рис. 2).

Для розв'язку задачі локалізації несправних модулів проточної частини ГТД використовується метод діагностичних матриць, що встановлює зв'язки між відхиленнями вимірюваних термогазодинамічних параметрів робочого процесу і відхиленнями розрахункових конструктивних параметрів стану вузлів двигуна.

Такі моделі можуть бути задані у векторній формі у вигляді:

$$\vec{\delta x} = A^{-1} \cdot B \cdot \vec{\delta y}, \quad (3)$$



де $\vec{\delta x}$ – вектор параметрів стану двигуна; $\vec{\delta y}$ – вектор діагностичних ознак, відносних відхилень вимірюваних параметрів ГТД; B і A – матриці коефіцієнтів, що дозволяють встановлювати кількісний взаємозв'язок зазначених параметрів на певних режимах роботи двигуна. Діагностична матриця конкретного двигуна на певному режимі являє собою таблицю чисельних значень коефіцієнтів a_{ij} і b_{ij} , які дозволяють по відхиленнях ряду вимірюваних параметрів δy_{ij} визначити відхилення невимірюваних параметрів стану окремих вузлів δx_{ij} .

Нехай у процесі контролю технічного стану ГТД з програмою регулювання ($n_1 = const, F_C = const$) були заміряні наступні параметри: n_2 – частота обертання ротора компресора високого тиску (%); G_V – витрата повітря (кг/с); T_2^* – температура повітря за компресором (К); P_2^* – тиск повітря за компресором (Па); T_3^* – температура газів на виході з камери згоряння (К); T_4^* – температура газів за турбіною (К); P_4^* – тиск газів за турбіною (Па); F_C – площа соплового апарату (см); G_t – витрата палива (кг/год); R – тяга, яка розвивається двигуном (Н).

Аналіз статистичних даних про характерні дефекти у вузлах ГТД, а також доповнення їх шляхом імітації (внесенням дефекту) на математичній моделі ГТД дозволили побудувати діагностичну матрицю у вигляді:

$$DEF\gamma_i = \overline{M}_p, \quad (4)$$

де γ_i – перший стовпець матриці, що містить імітовані дефекти; $i=1, \dots, N$ – кількість дефектів; \overline{M}_p – вектор параметрів, отриманий в процесі розрахунків по компонентній математичній моделі (реакція на прояв дефекту); $p=1, \dots, K$ – кількість вимірюваних параметрів.

Перший рядок даної матриці – еталонний стан ГТД, який містить нульові елементи. Усі наступні рядки – відхилення від еталонного стану внаслідок прояву дефекту. Всього було розглянуто 15 різних дефектів на максимальному режимі роботи авіаційного двигуна. Імітація кожного дефекту на математичній моделі була обумовлена зміною внутрішнього параметра ГТД в діапазоні 1...5%.

Зворотна діагностична матриця була отримана шляхом перетворення діагностичної матриці до вигляду:

$$\overline{M}_p = DEF\gamma_i. \quad (5)$$

Фрагмент даної матриці наведено в табл. 1. Тут D_{y_i} – значення параметрів ГТД, які відповідають відхиленням від їх еталонних даних; *REZULT* – стовпець даних, які описують певну ситуацію. Наприклад, запис *PIK_ND3%* означає зменшення ступеня підвищення тиску в компресорі низького тиску на 3% від еталонного значення. Адаптація діагностичної матриці в експертну базу знань здійснюється у вигляді продукцій, а на логічному рівні – верхній рядок матриці – атрибути експертної бази знань; наступні рядки – значення атрибутів. Аналіз даної діагностичної матриці показує, що внесення дефекту в конкретний вузол ГТД (імітація на компонентній математичній моделі в процесі розв'язку «прямої» задачі діагностики), призводить до істотної зміни декількох параметрів в рядку.

Проводячи порядкову оцінку зміни параметрів двигуна на виникнення в ньому того чи іншого дефекту, можна побудувати таблицю, з одного боку, яка характеризує зміну поведінки кожного окремо взятого параметра, а з іншого – мінімізує кількість штатних датчиків (виділяються найбільш істотні) (табл. 2).



Таблиця 1 – Діагностична матриця двоконтурного ГТД

<i>D N₂</i>	<i>D G_V</i>	<i>D T₂</i>	<i>D P₂</i>	<i>D T₃</i>	<i>D T₄</i>	<i>D P₄</i>	<i>D P₆</i>	<i>D F_C</i>	<i>D G_t</i>	<i>D R</i>	<i>REZULT</i>
0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	ETALON
-0,19	0,11	0,17	0,13	0,00	-0,09	-0,32	-0,32	0,39	-0,04	-0,07	PiKND1%
-0,48	0,33	0,52	0,39	0,00	-0,27	-0,93	-0,93	1,11	-0,11	-0,18	PiKND3%
-0,68	0,55	0,87	0,65	0,00	-0,46	-1,57	-1,57	1,87	-0,19	-0,31	PiKND5%
0,19	0,07	-0,30	0,06	0,00	0,16	0,82	0,82	-0,66	0,33	0,49	KPDKND1%
0,78	0,24	-0,93	0,18	0,00	0,49	2,53	2,53	-2,08	1,03	1,54	KPDKND3%
1,16	0,39	-1,61	0,27	0,00	0,85	4,27	4,28	-3,60	1,76	2,62	KPDKND5%
-0,10	0,84	0,13	0,85	0,00	-0,07	0,53	0,53	0,28	0,72	1,02	GVND1%
-0,29	2,46	0,36	2,49	0,00	-0,19	1,60	1,60	0,79	2,16	3,01	GVND3%
-4,28	6,80	2,16	5,10	0,00	-1,16	-0,11	-0,14	4,55	3,21	5,14	GVND5%
-0,78	-0,06	0,05	-0,06	0,00	-0,03	-0,18	-0,18	0,11	-0,10	-0,15	PiKVD1%
-2,33	-0,21	0,15	-0,18	0,00	-0,08	-0,53	-0,53	0,30	-0,34	-0,47	PiKVD3%
-4,07	-0,37	0,25	-0,32	0,00	-0,13	-0,96	-1,00	0,55	-0,59	-0,84	PiKVD5%
0,68	0,21	-0,12	0,25	0,00	0,06	0,53	0,53	-0,28	0,31	0,46	KPDKVD1%
2,04	1,20	-0,41	0,58	0,00	0,21	1,64	1,64	-0,92	0,95	1,38	KPDKVD3%
3,39	1,46	-0,70	0,97	0,00	0,37	2,70	2,71	-1,55	1,60	2,32	KPDKVD5%
-0,19	0,00	0,00	-1,96	0,00	0,00	-1,96	-1,96	0,00	-1,97	-1,97	GVVD1%
0,00	0,46	0,22	0,00	0,00	0,20	0,00	0,00	0,11	0,00	0,00	GVVD3%
0,00	0,00	0,52	1,27	0,00	0,61	0,89	0,89	0,21	0,80	-1,97	GVVD5%
-0,58	-0,11	-0,17	-2,47	-1,00	-1,18	-3,42	-3,42	0,73	-4,06	-3,28	Fkr_c1%
-1,94	-0,37	-0,58	-3,66	-3,00	-3,51	-6,30	-6,31	2,07	-8,22	-5,88	Fkr_c3%
-3,20	-0,59	-0,96	-4,78	-5,00	-5,85	-9,15	-9,16	3,34	-9,39	-8,39	Fkr_c5%
0,68	0,21	0,15	-1,73	0,00	0,06	-1,42	-1,43	-0,28	-1,88	-1,50	KPDMVD1%
1,94	0,59	0,40	-1,34	0,00	0,22	-0,36	-0,36	-0,88	-1,72	-0,60	KPDMVD3%
3,39	0,99	0,66	-0,88	0,00	0,37	0,78	0,78	-1,55	-1,52	0,37	KPDMVD5%
0,00	0,00	0,00	-1,96	0,00	0,14	-1,32	-1,32	-0,57	-1,97	-1,63	KPDMND1%
0,00	0,00	0,00	-1,96	0,00	0,42	0,00	0,00	-1,75	-1,97	-0,93	KPDMND3%
0,00	0,00	0,00	-1,96	0,00	0,72	1,39	1,35	-3,00	-1,97	-0,19	KPDMND5%
0,68	0,22	0,16	-1,71	0,00	-0,09	-1,53	-1,53	-0,25	-1,88	-1,61	KPDTVD1%
2,23	0,65	0,44	-1,26	0,00	-0,24	-0,68	-0,68	-0,74	-1,68	-0,89	KPDTVD3%
3,69	1,08	0,71	-0,80	0,00	-0,38	0,25	0,25	-1,31	-1,47	-0,13	KPDTVD5%
0,00	0,00	0,00	-1,96	0,00	0,00	-1,32	-1,32	-0,63	-1,97	-1,71	KPDTND1%
0,00	0,00	0,00	-1,96	0,00	0,00	0,00	-0,04	-1,94	-1,97	-1,15	KPDTND3%

Знак «мінус» у рядках матриці показує тенденцію до зменшення значення вимірюваного параметра, а знак «плюс» – до його збільшення. Помічені знаком ⊗ рядки показують суттєве відхилення вимірюваних параметрів. Дані рядка лягли в основу створення бази експертних знань, яка формується на основі табл. 3 та функцій належності відповідних лінгвістичних змінних, наприклад, рис. 3-6. Таким чином, база експертних знань (база правил) на логічному рівні буде мати вигляд, показаний в табл. 3. У цьому стані експертна система «навчена» тільки на розпізнавання фактичного технічного стану ГТД за умови, що вектор відхилень вихідних параметрів авіаційного двигуна містить нев'язки, відповідні 5% зміни параметрів його вузлів.

У табл. 3 наведені параметри відхилень (нев'язок) і відповідні їм лінгвістичні змінні: LN (Large Negative) – дуже мале; MN (Middle Negative) – невелике; Z (Zero) – близько нуля; MP (Middle Positive) – середнє; LP (Large Positive) – дуже велике.

Процес тестування працездатності експертної системи будемо перевіряти за тими рядкам бази правил (табл. 3), які не увійшли до навчальної множини: по двох попередніх рядках (з відхиленням параметрів стану ГТД у вузлах на 1 і 3 % відповідно)



Таблиця 2 – Формування бази нечітких правил на основі діагностичної матриці

$D N_2$	$D G_V$	$D T_2$	$D P_2$	$D T_3$	$D T_4$	$D P_4$	$D P_6$	$D F_C$	$D G_t$	$D R$	РЕЗУЛТ
0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	ETALON
-	+	+	+	-	-	-	-	+	-	-	PIKND1%
-	+	+	+	-	-	-	-	+	-	-	PIKND3%
-	+	+⊗	+	-	-	-⊗	-⊗	+⊗	-	-	PIKND5%
+	+	-	+	-	+	+	+	-	+	+	KPDKND1%
+	+	-	+	-	+	+	+	-	+	+	KPDKND3%
+⊗	+	-⊗	+	-	+	+	+	-⊗	+⊗	+	KPDKND5%
-	+	+	+	-	-	+	+	+	+	+	GVND1%
-	+	+	+	-	-	+	+	+	+	+	GVND3%
-⊗	+	+⊗	+⊗	-	-	-	-	+	+	+⊗	GVND5%
-	-	+	-	-	-	-	-	+	-	-	PIKVD1%
-	-	+	-	-	-	-	-	+	-	-	PIKVD3%
-⊗	-⊗	+	-⊗	-	-	-	-	+	-	-⊗	PIKVD5%
+	+	-	+	-	+	+	+	-	+	+	KPDKVD1%
+	+	-	+	-	+	+	+	-	+	+	KPDKVD3%
+⊗	+⊗	-⊗	+	-	+	+	+	-	+	+⊗	KPDKVD5%
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	GVVD1%
-	+	+	-	-	+	-	-	+	-	-	GVVD3%
-	-	+⊗	+⊗	-	+⊗	+	+	+	+⊗	-	GVVD5%
-	-	-	-	-	-	-	-	+	-	-	Fkr_c1%
-	-	-	-	-	-	-	-	+	-	-	Fkr_c3%
-⊗	-	-	-	-	-⊗	-	-	+	-⊗	-⊗	Fkr_c5%
+	+	+	-	-	+	-	-	-	-	-	KPDMVD1%
+	+	+	-	-	+	-	-	-	-	-	KPDMVD3%
+	+	+	-⊗	-	+	+⊗	+⊗	-	-⊗	+	KPDMVD5%
-	-	-	-	-	+	-	-	-	-	-	KPDMND1%
-	-	-	-	-	+	-	-	-	-	-	KPDMND3%
-	-	-	-	-	+⊗	+⊗	+⊗	-	-	-⊗	KPDMND5%
+	+	+	-	-	-	-	-	-	-	-	KPDTVD1%
+	+	+	-	-	-	-	-	-	-	-	KPDTVD3%
+⊗	+⊗	+	-	-	-	+	+	-	-⊗	-⊗	KPDTVD5%

Таблиця 3 – База нечітких експертних правил

Атрибути і їх значення	Результат
Якщо $(\Delta T_2 = Z) \wedge (\Delta P_4 = Z) \wedge (\Delta P_6 = Z) \wedge (\Delta F_C = MP)$	то $Y_1 = PIKND$
Якщо $(\Delta N_2 = Z) \wedge (\Delta T_2 = Z) \wedge (\Delta F_C = MN) \wedge (\Delta G_t = MP)$	то $Y_2 = KPDKND$
Якщо $(\Delta N_2 = LN) \wedge (\Delta T_2 = Z) \wedge (\Delta P_2 = LP) \wedge (\Delta R = LP)$	то $Y_3 = GVND$
Якщо $(\Delta N_2 = LN) \wedge (\Delta G_V = Z) \wedge (\Delta P_2 = Z) \wedge (\Delta R = Z)$	то $Y_4 = PIKVD$
Якщо $(\Delta N_2 = MP) \wedge (\Delta G_V = Z) \wedge (\Delta T_2 = Z) \wedge (\Delta R = MP)$	то $Y_5 = KPDKVD$
Якщо $(\Delta T_2 = Z) \wedge (\Delta P_2 = Z) \wedge (\Delta T_4 = Z) \wedge (\Delta G_t = Z)$	то $Y_6 = GVVD$
Якщо $(\Delta N_2 = MN) \wedge (\Delta T_4 = LN) \wedge (\Delta G_t = LN) \wedge (\Delta R = LN)$	то $Y_7 = FKR$
Якщо $(\Delta P_4 = Z) \wedge (\Delta P_6 = Z) \wedge (\Delta P_2 = Z) \wedge (\Delta G_t = MN)$	то $Y_8 = KPDMVD$
Якщо $(\Delta T_4 = Z) \wedge (\Delta P_4 = Z) \wedge (\Delta P_6 = Z) \wedge (\Delta R = Z)$	то $Y_9 = KPDMND$

Логіка процесу прийняття рішень показана на рис. 3. Вектор відхилень (рядок діагностичної матриці) (табл. 1) обробляється базою експертних знань, що утворює систему правил (продукцій), які дозволяють обчислити рівні активності правил α_i .

Так, для першого рядка (табл. 1) і (табл. 2) маємо рівень активності правила α_1 , для якого відповідно зі справним станом ГТД максимальне значення ступеня впевненості дорівнює 1 і воно характеризує придатний ГТД, а мінімальне значення (нуль) відповідає не придатному двигуну. Проміжні значення ступеня впевненості при постановці діагнозу



можуть означати, наприклад, що двигун «практично не придатний» ($\alpha_1 = 0,3$) або «практично придатний» ($\alpha_1 = 0,7$).

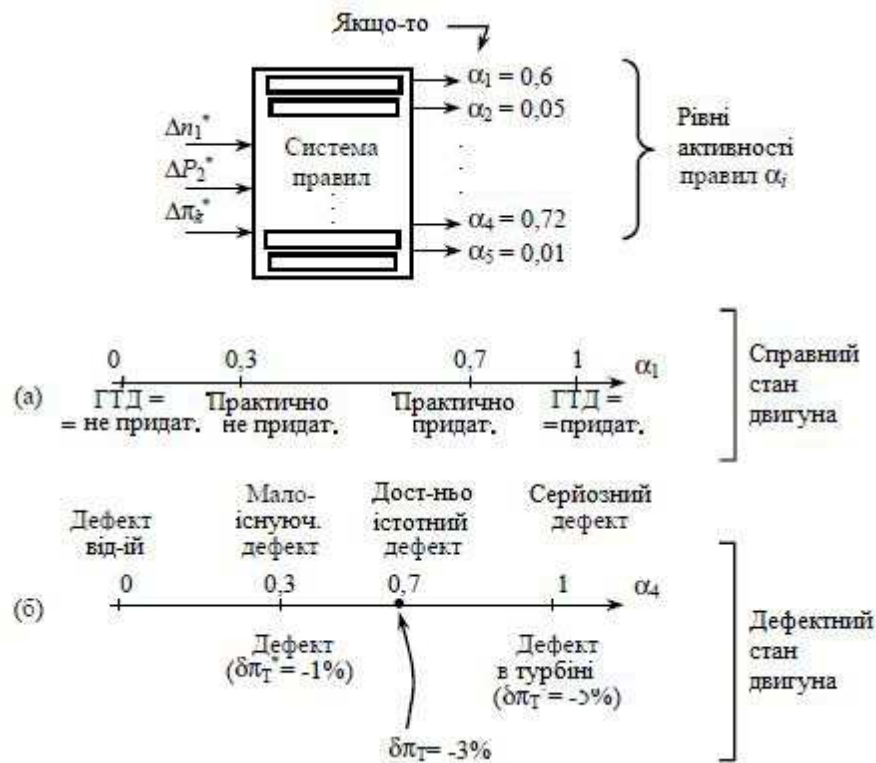


Рисунок 3 – Прийняття рішення діагностичною експертною системою

Четвертий рядок (табл. 1) і (табл. 2) відповідає рівню активності правила α_4 і діагнозу «дефект у вузлі турбіни». Максимальне значення $\alpha_4 = 1$ і в даному випадку характеризує «істотний дефект», який відповідає зменшенню на 5 % ступеня зниження тиску на турбіні $\delta\pi_T^* = -5\%$, а мінімальне значення $\alpha_4 = 0$ означає, що даний дефект відсутній. Проміжні значення α_4 можуть означати, наприклад, що дефект в турбіні низького тиску відповідає зменшенню ступеня пониження тиску на турбіні на 1 % ($\alpha_4 = 0,3$) або на 3% ($\alpha_4 = 0,7$).

Висновок. Запропоновано метод побудови математичної моделі ГТД на основі розширеної семантичної мережі, що дозволяє, шляхом реконфігурації математичної моделі та адаптації її характеристик до індивідуального двигуна, вирішувати широкий набір задач контролю та діагностики технічного стану ГТД; алгоритм контролю і діагностики технічного стану ГТД на основі модифікованого методу діагностичних матриць і правил нечіткої логіки, застосування якого дозволяє ефективно і якісно здійснювати моніторинг технічного стану авіаційного двигуна.

Застосування методів теорії нечітких множин для ідентифікації математичних моделей ГТД є новим напрямком в розвитку ММ ГТД.

Елементи нечіткої логіки доцільно використовувати спільно з нейронними мережами. Проте варто окремо відзначити недоліки та обмеження нейронних мереж і нечітких систем, які необхідно брати до уваги при проектуванні систем.

Основними недоліками апарату нейронних мереж є:

- 1) відсутність суворої теорії за вибором структурної схеми нейронної мережі;
- 2) складність виділення набутих знань з навченої нейронної мережі.

Основні недоліки систем з нечіткою логікою пов'язані з тим, що:

- 1) початковий набір постулюючих нечітких правил формулюється експертом-людиною і може виявитися неповним або суперечливим;



2) вид і параметри функцій приналежності, що описують вхідні і вихідні змінні системи, вибираються суб'єктивно і можуть виявитися не цілком відображаючими реальну дійсність.

Тому з'являється перспектива розвитку апарату гібридних мереж, в яких висновки робляться на основі апарату нечіткої логіки, але відповідні функції приналежності налаштовуються з використанням алгоритмів навчання нейронних мереж. Такі системи не тільки використовують апріорну інформацію, але й можуть набувати нові знання і для користувача є логічно прозорими. На їх основі можна виконувати нечіткі експертні та керуючі системи адаптивними – коректуючи по мірі роботи системи та правила і параметри функцій приналежності.

Подальше дослідження пропонується розвивати в напрямку практичної реалізації даної методики для конкретних ГТД.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Жернаков С. В. Интеллектуальный мониторинг и диагностика параметров газотурбинного двигателя гибридными экспертными системами / С. В. Жернаков // Автоматизация и современные технологии. – М. : Машиностроение, 2001. – № 12. – С. 16-22.
2. Штовба С. Д. Проектирование нечетких систем средствами MATLAB / С. Д. Штовба. – М. : Горячая линия-Телеком, 2007. – 288 с.
3. Таран Е. М. Универсальный метод согласования математической модели ГТД с результатами испытаний / Е. М. Таран // Испытания авиационных двигателей. – Уфа : УГАТУ, 2012. – № 14 – С. 63-70.
4. Соломатин Н. Н. Информационные семантические системы / Н. Н. Соломатин, Ю. М. Смирнов. – М. : Высшая школа, 2001. – 127 с.

Енчев С.В., Товкач С.С. ДИАГНОСТИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ

Рассматривается один из подходов построения нечеткой экспертной системы для оценки технического состояния узлов авиационных газотурбинных двигателей. Предложенный алгоритм контроля и диагностики технического состояния ГТД на основе модифицированного метода диагностических матриц и правил нечеткой логики. Разработана инженерная методика, которая может быть применена на этапе испытаний авиационных двигателей.

Ключевые слова: контроль, диагностика, нечеткая логика, база данных, семантические сети.

Enchev S.V., Tovkach S.S. DIAGNOSTIC OF THE TECHNICAL CONDITION AVIATION ENGINES IS BASED ON FUZZY LOGIC

Considered an approach of creation a fuzzy expert system for the estimation of the technical condition for gas turbine engine elements. Proposed algorithm of control and technical diagnosis of gas turbine engine is based on the modified method of diagnostic matrix and fuzzy logic. Developed engineering technique can be applied at the stage of testing of aircraft engines.

Keywords: control, diagnosis, fuzzy logic, database, semantic networks.