

де $P(A_i/B)$ – ймовірність стану A_i при наявності комплексу ознак B ; $P(A_i)$ – апіорна ймовірність стану A_i ; $P(B/A_i)$ – ймовірність появи комплексу ознак B при стані об'єкта A_i .

Список літератури

1. Shmelov Y., Vladov S., Klimova Y., Kirukhina M. Expert system for identification of the technical state of the aircraft engine TV3-117 in flight modes. *System Analysis & Intelligent Computing: IEEE First International Conference on System Analysis & Intelligent Computing (SAIC)*, 08–12 October 2018. 2018. P. 77–82.
2. Welch C., Bednar P., Milner C. Knowledge management: an open systems approach. *Information systems: a crossroads for organization, management, accounting and engineering ItAIS*. 2011. 8 p.
3. Klimontovich Yu. L. Statistical Theory of Open Systems. Volume 1: A Unified Approach to Kinetic Description of Processes in Active Systems. 1995. Springer. 588 p.
4. Lotfi F. H., Fallahnejad R. Imprecise Shannon's entropy and multi attribute decision making, *Entropy*. 2010. Vol. 12. P. 53–62.

УДК 629.735

Владов С. І., к.т.н.

Шмельов Ю. М., к.т.н.

Пилипенко Л. М., викладач

Тугова Н. В., викладач

Москалик В. М., викладач

Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук, Україна

ЛІНІЙНА АДАПТИВНА БОРТОВА МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА ТВ3-117 В УМОВАХ ЙОГО БОРТОВОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

У даний час підвищення надійності авіаційного двигуна ТВ3-117 здійснюється за рахунок створення алгоритмічної надмірності інформації за допомогою вбудованої (бортової) математичної моделі двигуна [1]. Бортові моделі двигуна відносяться до особливого класу моделей, сутнісними властивостями яких є компактність, швидкодія, а також прийнятна для виконання основної функції точність відображення параметрів двигуна в статиці і динаміці у великому діапазоні режимів роботи, польотних умов і станів багатовимірною об'єкта (двигуна). Очевидно, що забезпечити виконання всіх цих вимог в математичній моделі двигуна вкрай складно. Компроміс досягається в основному за рахунок точності моделі, так як вимоги компактності і швидкодії є безумовними [1].

У зв'язку з цим виникає проблема вибору рівня математичної моделі для розв'язку поставленої задачі. Необхідно відзначити, що на сьогодні є досвід

застосування як лінійних, так і нелінійних повузлових моделей в системах моделювання, супроводжуючих льотні випробування [2].

Оскільки розмірність простору станів двигуна, як правило, значно перевищує розмірність векторувимірних параметрів на борту повітряного судна, в силу чого встановити детерміновану однозначну відповідність між ними важко. В результаті виникає проблема як ідентифікації відмови датчика (інформаційного каналу) з подальшим заміщенням інформації модельним значенням, так і розпізнавання «відмови» (зміни конфігурації) двигуна.

В даній роботі представлена лінійна адаптивна бортова модель авіаційного двигуна ТВ3-117 (LABEM), призначена для роботи спільно з системою управління двигуном в реальному середовищі і, задовольнить вимогам, що пред'являються [3].

У загальному вигляді динамічна лінійна модель для узагальненого вектору входу має наступний канонічний вигляд моделі зі змінними коефіцієнтами:

$$f_1(A, U) = 0; \quad (1)$$

$$Y = f_2(A, X); \quad (2)$$

де f_1 й f_2 – нелінійні вектор-функції; A й U – вектори параметрів двигуна.

Вхідними параметрами системи є приведена витрата палива і відхилення вимірних середніх значень параметрів в справних керуючому і резервному каналах від еталонних (базових) з урахуванням поправок[4]. Після інтерполяції коефіцієнтів впливу в залежності від режиму дані використовуються в системі нормальних лінійних рівнянь, що має вигляд:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left(\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_1} \frac{\delta f_{ij}}{\delta x_1} \right) \delta x_1 + \dots + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left(\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_1} \frac{\delta f_{ij}}{\delta x_k} \right) \delta x_k = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left(\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_1} \right) \delta P_{ij}; \\ \dots \\ \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left(\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_k} \frac{\delta f_{ij}}{\delta x_1} \right) \delta x_1 + \dots + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left(\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_k} \frac{\delta f_{ij}}{\delta x_k} \right) \delta x_k = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left(\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_k} \right) \delta P_{ij}; \end{array} \right. \quad (3)$$

де $\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_k}$ – коефіцієнти впливу, визначені чисельним експериментом на

повузловій нелінійної моделі двигуна; δx_k ($k = 4$) – шукані відхилення невимірюваних параметрів (ККД турбокомпресора, ККД турбіни компресору, площа вихідного пристрою, приведена витрата газів до умов на вході в турбіну); δP_i ($i = 5$) – відносні відхилення вимірюваних параметрів (температура повітря за компресором, тиск повітря за компресором, витрата палива, тяга двигуна, тиск газів за турбіною) від базової характеристики двигуна з урахуванням поправок[5].

Оскільки вимірювані величини мають статистичний розкид, то при обчисленні згаданих відхилень необхідно використовувати їх осереднене значення, зробивши кілька вимірів j (5...10) або пропустивши через оптимізований фільтр ковзного середнього.

Після визначення відхилень невимірюваних параметрів необхідно провести порівняння з обмежувачами (лімітерами) на відхилення. У разі, якщо

розрахункові відхилення перевищують лімітери, при обчисленні поправок приймаються їх лімітовані значення. Для ККД турбокомпресора обмеження складає $\pm 5\%$, для відборів і витоків обмеження складає $0...10\%$.

Для корекції випадкових похибок моделі в межах певного діапазону передбачається робота інтегратора на сталому режимі, що «підтягує» модельні значення параметрів до середніх вимірних значень справних керуючого і резервного каналів. Це забезпечує стійку ідентифікацію відмов каналу за допомогою моделі і, в разі відмови каналів плавний перехід на управління за модельними значеннями параметрів. При інтегруванні проводиться коригування модельного фізичного значення в сторону зменшення різниці з вимірним значенням:

$$Y' = Y + \int (Y' - Y_{\text{вим}}) dt. \quad (4)$$

При цьому виконуються логічні операції обмеження, внаслідок яких величина абсолютної інтегральної поправки не може перевищувати заздалегідь задану величину. Далі інтегральні поправки обчислюються у відносному вигляді для подальшої корекції моделі. Обчислені поправки підсумовуються лінійно зі своїм знаком з базовою характеристикою.

Вхідна одномірна фільтрація ведеться по ходу дозувальної голки. Для реалізації алгоритму фільтрації Калмана в блок фільтрації вхідних параметрів вбудовується математична модель дозувальної голки, що виробляє сигнал модельного (прогнозованого) значення ходу поршня дозувальної голки. Алгоритми фільтрації Калмана будуються на порівнянні вимірних і модельних значень ходу дозувальної голки з метою визначення в поточний момент матриця підсилення Калмана на основі матриці зважених сум квадратів відхилень [6]. Алгоритм виявлення та локалізації відмови каналу датчика ходу поршня проілюстрований в табл. 1.

Таблиця 1 – Алгоритм виявлення та локалізації відмови каналу двоканального датчика

$WSSR_1$	$WSSR_2$	Ситуація	На вихід надходить
≤ 2	≤ 2	Обидва канали справні	Відфільтроване (по Калману) вимірювання каналу з найменшою матрицею зважених сум квадратів відхилень
≤ 2	≥ 2	Відмова другого каналу	Відфільтроване (по Калману) вимірювання першого каналу
≥ 2	≤ 2	Відмова першого каналу	Відфільтроване (по Калману) вимірювання другого каналу
≥ 2	≥ 2	Обидва канали відмовили	Модельне значення переміщення поршня x

Результати моделювання випадків, коли обидва вимірювальних канали двоканального датчика переміщення поршня справні (вихідним сигналом виявлення та локалізації відмови береться сигнал з датчика з меншою матрицею зважених сум квадратів відхилень) і при несправності другого каналу, що

настав у момент часу $t = 2,1$ с (вихідним сигналом виявлення та локалізації відмови береться сигнал зі справного датчика), у пакеті Matlab з подальшою обробкою в пакеті MathCAD, наведені на рис. 1.

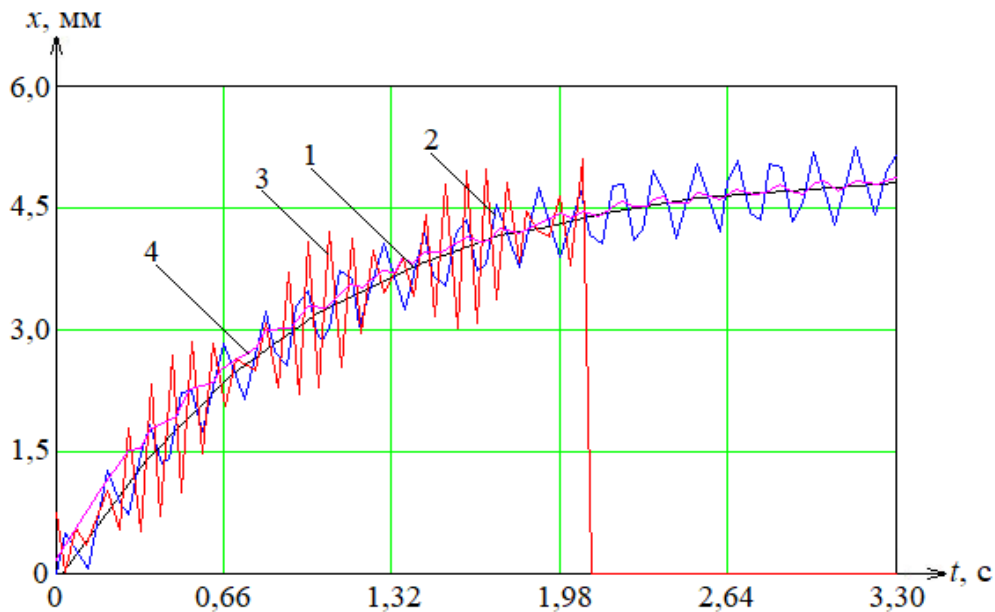


Рисунок 1 – Результати моделювання в середовищі Matlab (з подальшою обробкою в пакеті MathCAD) ситуацій, коли обидва вимірювальних канали двоканального датчика справні і за несправності другого каналу (1 – модельне значення; 2, 3 – вимірювання першого і другого каналу; 4 – вихідний сигнал)

Таким чином, апробація показала, що середня відносна помилка динаміки складає 0,168%. У статичі при максимальній витраті палива помилка знижується до 0,01%, що відповідає сучасним вимогам точності, що пред'являються до систем автоматичного управління авіаційних двигунів. Все це підтверджує працездатність і практичну цінність отриманих результатів.

Список літератури

1. Августинович В. Г., Кузнецова Т. А., Куракин А. Д., Фатыков А. И., Якушев А. П. Линейная адаптивная бортовая математическая модель двигателя для повышения надежности систем автоматического управления авиационными ГТД. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*. 2015. № 42. С. 47–60.
2. Steady state detection in industrial gas turbines for condition monitoring and diagnostics / CelisC., XavierE., TeixeiraT., PintoG. Proceedings of ASME Turbo Expo, 16–20 June, Dusseldorf, 2014. GT2014-25007. 10 p.
3. Onboard parameter identification method of the TV3-117 aircraft engine of the neural network technologies / VladovS., ShmelovYu., KotliarovK., HrybanovaS., HusarovaO., DerevyankoI., ChyzhovaL. Transactions of Kremenchuk Mykhailo Ostrohradskyi National University. 2019. Issue 5/2019 (118). Pp. 90–96.
4. Panov V. Auto-tuning of real-time dynamic gas turbine models. Proceedings of ASME Turbo Expo, 16–20 June, Dusseldorf, 2014. GT2014-25606. 10 p.

5. Владов С. І., Шмельов Ю. М., Пилипенко Л. М., Подгорних Н. В., Назаренко Н. П., Тутова Н. В., Дерябіна І. О. Контроль і діагностика технічного стану авіаційного двигуна ТВЗ-117 із застосуванням модернізованих методів найменших квадратів й зрівнювання. *Вчені записки Таврійського національного університету імені В.І. Вернадського. Серія: Технічні науки*. 2020. Том 31 (70). № 1. Частина 1. С. 14–20.

6. Кузнецова Т. А., Августинович В. Г., Губарев Е. А. Алгоритмы диагностики и парирования отказов каналов измерения системы автоматического управления авиационным двигателем. *Вестник ПНИПУ. Электротехника, информационные технологии, системы управления*. 2015. № 16. С. 5–14.

УДК 629.735

Владов С. І., к.т.н.

Шмельов Ю. М., к.т.н.

Семенов В. О., к.ф.-м.н., доцент

Васильєв Д. О., курсант

Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук, Україна

ВИКОРИСТАННЯ МЕТОДА РЕЛАКСАЦІЇ ДЛЯ РОЗВ'ЯЗАННЯ РІВНЯНЬ РОБОЧИХ ПРОЦЕСІВ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА ТВЗ-117

Авіаційний газотурбінний двигун ТВЗ-117 являє собою складну динамічну систему із взаємопов'язаним впливом газодинамічних і теплофізичних процесів, що протікають в його вузлах. Розробка методу контролю і діагностики технічного стану авіаційного двигуна ТВЗ-117 на основі математичного моделювання термогазодинамічних процесів і реалізація його в бортовій системі є однією із задач загальної проблеми комп'ютерної підтримки, забезпечення надійної і стійкої роботи двигунів в експлуатації.

Передбачається, що в процесі роботи авіаційного двигуна ТВЗ-117, виконуються фундаментальні закони збереження енергії, маси, імпульсу тощо. Тоді рівняння Нав'є-Стокса, що описує рух стиснутого теплопровідного газу, буде мати вигляд [1]:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} = \frac{\partial \mathbf{F}_1}{\partial x_1} + \frac{\partial \mathbf{F}_2}{\partial x_2} + \frac{\partial \mathbf{F}_3}{\partial x_3} = 0; \quad (1)$$

де $\mathbf{F}_j = \mathbf{F}_j(\mathbf{U}, \mathbf{U}_{x_1}, \mathbf{U}_{x_2}, \mathbf{U}_{x_3})$;