

УДК 621.45-55:004.052.32

doi: 10.32620/akt.2023.4sup1.09

А. В. ДУНАЙ, С. Р. ВЯЛОВ

АТ «Елемент», Одеса, Україна

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ ПАРИРУВАННЯ ВІДМОВ ДАТЧИКІВ ПРИ УПРАВЛІННІ РОБОТОЮ МАЛОРОЗМІРНОГО АВІАДВИГУНА

Предметом дослідження є застосування методу парирування відмов датчиків – одного із прогресивних підходів щодо забезпечення безперебійної роботи складних систем автоматичного управління. Дана стаття присвячена застосуванню цього методу при управлінні малорозмірним авіадвигуном. Метою роботи є вибір оптимального методу парирування відмов датчиків малорозмірного авіадвигуна шляхом аналізу існуючих методів, а також вибір параметрів двигуна, які доцільно використовувати для парирування. Завдання. Розглянути основні методи парирування відмови датчика. Навести основні принципи методу заміщення значення параметра на всіх етапах розробки блока управління малорозмірного авіадвигуна та здійснити аналіз недоліків і переваг такого підходу. Провести аналіз імітації окремих параметрів малорозмірного авіадвигуна та запропонувати параметри, заміщення яких при відмові датчиків є доцільним. Методи дослідження. Порівняльний аналіз методів парирування відмов датчиків та моделей імітації параметрів малорозмірних авіадвигунів суміжними. Результати. Проаналізовано метод заміщення значення параметра суміжним, перехід на резервне значення, редундантність, а також використання резервних джерел даних. Серед методів парирування виділено два оптимальних (метод заміщення значення параметра датчика, що відмовив, суміжним параметром і метод переходу на резервне значення) та описано алгоритми їх роботи. Переваги полягають у підвищенні надійності та ефективності функціонування двигуна, запобіганні втраті інформації, адаптивності, а також вдосконаленні діагностики. Серед недоліків виділено існування ризиків помилкових вимірювань, комплексність налаштування, обмеження точності, залежність від інших параметрів, вартість та складність системи. На прикладі блоку ECU-35 розробки АТ «Елемент» було описано модель заміщення параметра частоти обертання ротора двигуна за допомогою поточної температури газів за турбіною з урахуванням калібрування каналу вимірювання. Висновки (наукова та практична новизна). Виявлено, що застосування методу ідентифікації та парирування відмов датчиків забезпечило безперебійну роботу системи управління при відмові окремих датчиків. Завдяки методу парирування відмов датчиків вдалося досягти покращення показників роботи малорозмірного авіадвигуна.

Ключові слова: парирування відмов датчиків; імітація параметра; метод заміщення; функція перетворення; реконструкція параметра; перехід на резервне значення; редундантність; резервний параметр.

Вступ

Управління роботою малорозмірного авіадвигуна є складною задачею, яка вимагає точності, надійності та ефективності. Одним з ключових аспектів цього процесу є забезпечення безперебійної роботи датчиків, що моніторять стан двигуна. В разі виникнення відмови датчика, недостовірна або неповна інформація може призвести до небезпечних ситуацій. Для забезпечення неперервної роботи системи необхідно мати методи, які здатні ефективно виявляти та компенсувати відмови датчиків.

Один з таких методів, який виявився ефективним, є метод парирування відмов датчиків. Цей метод базується на ідеї компенсації відмови датчика за допомогою іншого параметра. Альтернативний датчик для вимірювання взаємопов'язаного параметра може бути використаний для оцінки відсутнього або непрацездатного датчика. Шляхом аналізу залежностей та кореляцій між параметрами можна розробити

алгоритми, які дозволяють реконструювати відсутній параметр на основі наявних даних. Цей підхід дозволяє забезпечити надійність і точність вимірювань навіть при відмові окремого датчика.

Однією з переваг імітації параметра авіадвигуна є здатність продовжувати нормальну роботу системи навіть після відмови одного датчика. Імітація параметра дозволяє забезпечити стабільну і надійну інформацію про стан авіадвигуна, що є критичним для прийняття рішень під час польоту. Крім того, цей метод може бути використаний для прогнозування можливих відмов і вжиття відповідних заходів щодо попередження небезпеки

Мета цієї статті полягає у розгляді принципів та переваг методу парирування відмов датчиків при управлінні роботою малорозмірного авіадвигуна. Ми розглянемо основні принципи функціонування цього методу, його застосування в реальних умовах та переваги, які він принесе у сфері авіаційної техніки. Розглянувши ці аспекти, ми зможемо краще зрозуміти

важливість та потенційні можливості методу парирування відмов датчиків для забезпечення безпеки та надійності авіаційних систем.

1. Методи парирування відмови датчика

Парирування відмови датчика може бути реалізовано за допомогою декількох методів.

1. Метод заміщення значення параметра датчика, що відмовив. При цьому вхідними даними є значення інших параметрів, що перетворюються за допомогою функції або точково-лінійної функції.

2. Перехід параметра на своє резервне значення.

3. Редундантність – використання кількох датчиків для вимірювання одного параметра. У разі відмови одного датчика інші забезпечать необхідну інформацію.

4. Використання резервних параметрів. При відмові основного датчика використовуються резервні джерела даних.

Аналіз показує, що реалізація методів редундантності та використання резервних параметрів потребує апаратного доопрацювання, тому релевантно використовувати методи заміщення значення параметра та переходу на резервне значення.

Оскільки метод переходу на резервне значення не характеризується гнучкістю реалізації, при парируванні сигналу датчика доцільно використовувати метод заміщення. Однак у випадку відмови датчика параметра, що використовується для заміщення суміжного, доцільно використати перехід на резервне значення.

Ефективним є метод комбінації парирування та використання резервного значення. Даний підхід враховує всі комбінації відмов різних параметрів. Схеми алгоритмів даних методів наведені на рис. 1 і 2.

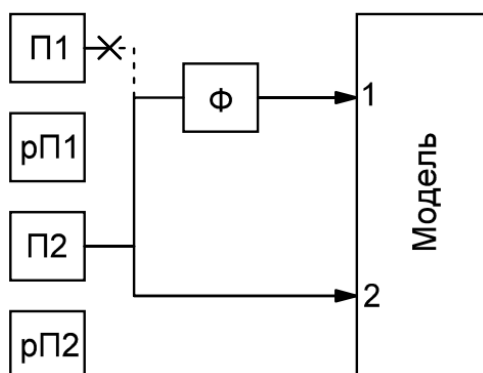


Рис. 1. Схема алгоритму методу заміщення параметра датчика, що відмовив:

П1 – параметр датчика, що відмовив;
 рП1 – резервне значення параметра П1;
 П2 – суміжний параметр, який заміщує П1;
 Ф – функція перетворення параметра П2 на П1

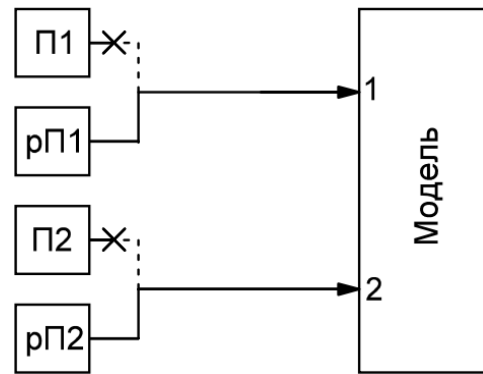


Рис. 2. Схема алгоритму методу використання резервного значення параметра (при відмові П1 і П2):

рП1 – резервне значення параметра П1;
 рП2 – резервне значення параметра П2

2. Основні принципи методу заміщення значення параметра

Система моніторингу авіадвигуна повинна мати здатність виявляти відмову датчика, який відповідає за вимірювання конкретного параметра. Це може здійснюватися за допомогою аналізу відхилень вимірених значень від очікуваних або порівняння з іншими незалежними датчиками.

Після виявлення відмови необхідно вибрати імітований параметр, який буде використовуватися для компенсації. Цей параметр повинен бути взаємопов'язаним з вимірюваним параметром і може базуватися на знаннях про фізичні залежності між ними.

Наступним кроком є розробка математичної моделі, яка описує залежність імітованого параметра від доступних вимірюваних параметрів. Ця модель може включати рівняння, алгоритми та статистичні методи, які дозволяють відтворити правильні значення імітованого параметра.

Після розробки математичної моделі необхідно провести її калібрування за допомогою експериментальних даних або інженерних розрахунків. Це дозволяє забезпечити точність та достовірність імітації, враховуючи особливості конкретної системи та умов експлуатації.

Після калібрування моделі реалізується алгоритм імітації, який використовує виміряні значення доступних параметрів для визначення імітованого параметра. Цей алгоритм може включати обчислення, фільтрацію та компенсацію збурень для досягнення максимально точного імітаційного значення.

Результати імітації параметра піддаються валідації та тестуванню для перевірки їхньої точності. Це може включати порівняння імітованих значень з виміреними даними, аналіз статистичних показників та проведення випробувань в різних умовах.

Після валідації імітаційного методу може бути необхідно налаштувати його параметри для досягнення оптимальних результатів. Це може включати тюнінг алгоритмів, вибір оптимальних фільтрів та вдосконалення математичних моделей.

Останній етап полягає в інтеграції імітаційного методу в систему управління роботою малорозмірного авіадвигуна. Це може включати забезпечення взаємодії з іншими компонентами системи, розробку інтерфейсів та налагодження взаємодії між імітованим та реальними параметрами.

Після впровадження імітаційного методу необхідно забезпечити постійний моніторинг та підтримку його роботи. Це може включати моніторинг якості вимірювань, періодичне оновлення математичних моделей відповідно до змін умов експлуатації, а також відстеження ефективності імітаційного методу.

При використанні методу імітації параметра авіадвигуна при відмові датчика, особлива увага повинна бути приділена безпеці та надійності системи. Необхідно забезпечити перевірку та захист від нежаданих або некоректних імітаційних значень, а також впровадити механізми виявлення та вирішення потенційних проблем, пов'язаних з використанням імітаційного методу.

Імітаційний метод не є статичним, і його ефективність може бути покращена шляхом подальшого дослідження та вдосконалення. Застосування нових технологій, алгоритмів та моделей може покращити точність, швидкість та надійність імітації параметра авіадвигуна.

3. Переваги і недоліки методу

Імітація параметра малорозмірного авіадвигуна при відмові датчика за допомогою суміжного параметра є потужним інструментом для компенсації відмов та забезпечення безперебійної роботи авіаційних систем. Однак, перед впровадженням цього методу необхідно ретельно оцінити його переваги та недоліки, враховуючи особливості конкретної системи, а також вимоги до надійності та точності вимірювань.

Серед переваг імітації параметра при відмові датчика можна виділити наступні:

1. Надійність. Використання імітації параметра дозволяє забезпечити надійність вимірювань навіть у випадку відмови окремого датчика. Це дозволяє підтримувати безперебійну роботу системи та забезпечувати безпеку польоту.

2. Запобігання втраті інформації. Імітація параметра дозволяє запобігти втраті важливої інформації про стан авіадвигуна, яка може бути необхідна для прийняття рішень під час польоту. Це допомагає зберегти точність та достовірність даних про роботу двигуна.

3. Гнучкість та адаптивність. Імітація параметра авіадвигуна дозволяє бути гнучким та адаптивним до зміни умов експлуатації. Залежно від ситуації та доступності датчиків, можна використовувати різні параметри для імітації. Це дозволяє системі управління пристосовуватись до змін, забезпечуючи безперебійну роботу.

4. Економія ресурсів. Використання імітації параметра може допомогти економити ресурси, оскільки необхідності у негайній заміні відмовленого датчика можна уникнути. Це зменшує час та витрати на обслуговування та ремонт системи, забезпечуючи більш ефективне використання ресурсів.

5. Вдосконалення діагностики. Використання імітації параметра дозволяє збільшити можливості діагностики системи. Шляхом аналізу відхилень між вимірними значеннями імітованого параметра та реальними вимірними значеннями, можна виявляти аномалії та виробляти детальнішу діагностику стану авіадвигуна.

Недоліки імітації параметра авіадвигуна при відмові датчика наступні:

1. Ризик помилкових вимірювань. Імітація параметра може створювати ризик помилкових вимірювань, особливо якщо недостатньо точно відтворюється реальний стан авіадвигуна. Це може призвести до неправильних аналізів та рішень, що потенційно можуть погіршити безпеку польоту.

2. Комплексність налаштування. Імітація параметра вимагає детального вивчення та налаштування математичних моделей та алгоритмів для відтворення правильних значень параметра при відмові датчика. Це може бути часо- та ресурсозатратним процесом.

3. Обмеження точності. Використання імітації параметра може впливати на точність вимірювань, оскільки вона базується на підрахунках і моделях. Це може призвести до певної похибки в визначенні реального стану авіадвигуна.

4. Залежність від інших параметрів. Ефективність імітації параметра авіадвигуна може залежати від доступності та якості інших параметрів, які використовуються для компенсації відмови датчика. Якщо інші параметри також постраждали або не є достатньо точними, це може вплинути на точність імітації та надійність вимірювань.

5. Вартість і складність системи. Впровадження імітації параметра може вимагати додаткових витрат на обладнання та програмне забезпечення, необхідних для підтримки цього методу. Крім того, вимагається підтримка технічного персоналу для налаштування, моніторингу та обслуговування системи імітації.

Отже, метод імітації параметра авіадвигуна шляхом заміщення його значення суміжним має ряд

переваг і недоліків. При використанні даного методу необхідно вжити заходи для реалізації всіх перерахованих переваг, а також мінімізувати недоліки.

4. Вибір оптимальних параметрів для реалізації методу заміщення

Управління двигуном за одержуваними розрахунками параметрами, що безпосередньо що характеризують робочий процес у двигуні, але є недоступними для вимірювання, таким як запаси ГДУ компресорів, температура газу в камері згоряння, тяга двигуна, коефіцієнт надлишку повітря в камері згоряння та ін. дає можливість підвищити якість регулювання та обмеження критичних властивостей робочого процесу [1].

Найважливішими параметрами, що визначають ефективність роботи двигуна, є тяга P і питома витрата палива $C_{уд}$. P і $C_{уд}$ є основними робочими параметрами, але через труднощі точного їх вимірювання у якості робочих використовують такі параметри робочого процесу в двигуні, що опосередковано характеризують P і $C_{уд}$. До таких параметрів належать: частота обертання n ; температура газу T_r ; температура форсажної камери T_{ϕ} ; ступінь підвищення тиску в турбіні π_r ; ступінь підвищення тиску в компресорі π_k . Вибір робочих параметрів – відповідальне завдання.

Необхідно, щоб робочий параметр задовольняв ряду вимог: безпосередньо і досить точно вимірювався, безперервно і монотонно змінювався при зміні режиму роботи двигуна і зовнішніх умов, а також характеризував міцність та температурну напруженість вузлів двигуна [2].

АТ «Елемент» розробляє електронний блок ECU-35, в якому реалізований метод парировання відмов датчика. Даний блок призначений для управління роботою малорозмірного авіадвигуна AI-35, що розробляється Запорізьким машинобудівним конструкторським бюро «Прогрес».

Блок ECU-35 приймає сигнал з датчика обертання ротора двигуна. При втраті сигналу від датчика блок використовує значення розрахункової частоти обертання ротора, яка розраховується за формулою 1

$$n_c = n_{r_c} \cdot \sqrt{\frac{t_1 + 273,15}{288,15}}, \quad (1)$$

де n_{r_c} – розрахункова приведена частота обертання ротора, об/хв;

t_1 – поточна температура повітря на вході у двигун, °С.

Розрахункова приведена частота обертання ротора розраховується за формулою 2

$$n_{r_c} = f(X_T; DI_ASI), \quad (2)$$

де X_T – безрозмірний коефіцієнт, що визначається за формулою 3;

DI_ASI – дискретний сигнал «Автономна стендова система».

$$X_T = \frac{t_{5K} + 273,15}{t_1 + 273,15}, \quad (3)$$

де t_{5K} – поточна температура газів за турбіною з урахуванням калібрування каналу вимірювання, °С.

Залежність n_{r_c} від X_T при відсутності сигналу «Автономна стендова система» ($DI_ASI = 0$) наведена у таблиці 1.

Таблиця 1
Залежність n_{r_c} від X_T при відсутності сигналу «Автономна стендова система» ($DI_ASI = 0$)

Номер точки	X_T , од.	n_{r_c} , об/хв
1	2,0455	28000
2	2,1115	29000
3	2,1916	30000
4	2,292	31000
5	2,421	32000
6	2,585	33000
7	2,7751	34000
8	2,972	35000
9	3,166	36000
10	3,362	37000
11	3,565	38000
12	3,606	39000

Даний алгоритм дозволяє реалізувати метод парировання відмови датчика за допомогою заміщення параметра з використанням значення суміжного параметра. При цьому модель авіадвигуна забезпечена резервними значеннями параметрів на випадок одночасної відмови обох датчиків.

Окрім ситуацій відмови датчиків, застосування в системах автоматичного управління малорозмірних авіадвигунів математичних моделей, в яких реалізовані функції імітації одних параметрів за допомогою інших, дозволяє принципово змінити спосіб регулювання двигуна шляхом переходу на управління за параметрами, що безпосередньо визначають його основні характеристики, але є недоступними для вимірювання, таких як тяга двигуна R , питома витрата палива C_r , температура газу в камері згоряння T^*_r , запаси газодинамічної стійкості компресорів ΔK_{ϕ} , ККД компресорів η_i , коефіцієнт надлишку повітря в камері згоряння α_{KC} та ряд інших [3].

Внесок авторів: формулювання проблеми – **А. В. Дунай**; аналіз методів парирування відмови датчика і вибір оптимальних параметрів для реалізації – **А. В. Дунай, С. Р. Вялов**.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Висновки

Метод парирування відмов є однією з ключових стратегій, яка дозволяє забезпечити надійність і безпеку управління системою у разі відмови одного або кількох датчиків. Він базується на імітації одного параметра на основі даних про інші параметри.

Застосування методу парирування відмов датчиків у контексті управління роботою малорозмірного авіадвигуна має значний потенціал для поліпшення надійності та безпеки авіаційних систем. Вона дозволяє виявляти та компенсувати відмови датчиків у реальному часі, забезпечуючи неперервну моніторинг та контроль за роботою двигуна. Подальше дослідження та розвиток цього методу може сприяти покращенню ефективності та безпеки авіаційних систем.

Метод парирування відмов датчика вимагає використання математичної моделі двигуна, яка дозволяє застосовувати даний метод. На прикладі блоку ECU-35 виробництва АТ «Елемент» було встановлено, що ефективними є моделі, в яких для парирування відмови датчика використовується комплекс методів заміщення параметра датчика суміжним та використання резервного значення параметра (що реалізовано для параметрів частоти обертання ротора двигуна та поточної температури газів за турбіною).

Використання інших параметрів для заміщення не було досліджено і може негативно вплинути на надійність роботи малорозмірного авіадвигуна, що може призвести до аварійної ситуації. Таким чином, метод парирування відмов датчиків - це корисний, але й порівняно складний підхід, який потребує додаткових зусиль на етапах проектування та налагодження системи.

Надійшла до редакції 15.06.2023, розглянута на редколегії 08.08.2023

APPLICATION OF THE METHOD OF OVERCOMING SENSOR FAILURES DURING THE CONTROLLING THE WORK OF A SMALL-SIZED AIRCRAFT ENGINE

Andrii Dunai, Serhii Vialov

The subject of the research is the application of the method of parrying sensor failures - one of the modern progressive approaches to ensuring the smooth and efficient operation of complex automatic control systems. This article is devoted to the application of this method in the control of a small-sized aircraft engine, which is an actual solution for the development of the aviation industry. **The purpose** of this study is to choose the optimal method for parrying sensor failures of a small-sized aircraft engine by analyzing existing methods and choosing engine parameters that should be used for parrying. **Tasks.** Consider the main methods of countering sensor failure and justify the choice of the most effective one. To state the main principles of the method of replacing the parameter value at all stages of the development of the control unit for the operation of a small-sized aircraft engine and to carry out an analysis of

Література

1. Гольберг, Ф. Д. *Математическая модель двигателя в САУ ГТД для повышения надежности и качества управления [Текст] / Ф. Д. Гольберг, О. С. Гуревич, А. А. Петухов // Труды МАИ. – 2012. – № 58. – 12 с.*

2. *Системы автоматического регулирования авиационных ГТД [Текст] : учеб. пособие / Е. В. Шахматов [и др.] ; под ред. Е. В. Шахматова. – Куйбышев: Куйбыш. авиац. ин-т, 1990. – 122 с.*

3. Гольберг, Ф. Д. *Применение программного обеспечения «виртуальный двигатель» в системе автоматического управления газотурбинного двигателя [Текст] / Ф. Д. Гольберг, О. С. Гуревич, А. А. Петухов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2016. – Т. 15, № 4. – С. 47-56.*

References

1. Gol'berg, F. D., Gurevich, O. S. & Petuhov, A. A. *Matematicheskaya model' dvigatelya v SAU GTD dlya povysheniya nadezhnosti i kachestva upravleniya* [Mathematical model of the engine in the automatic control system of the gas turbine engine to improve the reliability and quality of control]. *Trudy MAI*, 2012, no. 58. 12 p.

2. Shahmatov, E. V. & Shorin, V. P. *Sistemy avtomaticheskogo regulirovaniya aviatsionnykh GTD* [Automatic control systems for aircraft gas turbine engines]. Kuibyshev, Kuibyshev. aviats. in-t, 1990. 122 p.

3. Gol'berg, F. D., Gurevich, O. S. & Petuhov, A. A. *Primenenie programmnogo obespecheniya «virtual'nyi dvigatel'» v sisteme avtomaticheskogo upravleniya gazoturbinnogo dvigatelya* [Application of software "virtual engine" in the automatic control system of a gas turbine engine]. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie – Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical*, 2016, vol. 15, no. 4, pp. 47-56.

the disadvantages and advantages of such an approach. Consider algorithms for identifying and countering sensor failures for the engine management system. Analyze the simulation of individual parameters of a small-sized aircraft engine and propose parameters that should be replaced in the event of sensor failure. **Research methods.** Comparative analysis of methods of parrying sensor failures and models for simulating the parameters of small-sized aircraft engines with adjacent ones. **The results.** The method for replacing the parameter value with an adjacent one, switching to a backup value, redundancy, and the use of backup data sources are analyzed. Among the parrying methods, the two most optimal ones are selected (the method of replacing the value of the failed sensor parameter with an adjacent parameter and the method of switching to a backup value) and their work algorithms are described. The advantages are increased reliability and efficiency of engine operation, prevention of information loss, adaptability, and improved diagnostics. Among the shortcomings, the existence of risks of erroneous measurements, complex settings, accuracy limitations, dependence on other parameters, cost and complexity of the system are highlighted. Using the example of the ECU-35 unit developed by JSC "Element", the model of replacing the engine rotor speed parameter using the current temperature of the gases behind the turbine, taking into account the calibration of the measurement channel, was described. **Conclusions (scientific and practical novelty).** It was found that the application of the method of identification and parrying of sensor failures ensured the smooth operation of the control system when individual sensors failed. Thanks to the method for parrying sensor failures, it was possible to achieve a significant improvement in the performance of a small-sized aircraft engine.

Keywords: sensor failures parrying; parameter simulation; substitution method; conversion function; parameter reconstruction; transition to a reserve value; redundancy; backup parameter; the condition of a small aircraft engine.

Дунай Андрій Віталійович – інженер електронік АТ "Елемент", Одеса, Україна.

Вялов Сергій Русланович – інженер електронік АТ "Елемент", Одеса, Україна.

Andrii Dunai – Electronic Engineer of JSC "Element", Odessa, Ukraine,
e-mail: adunay99@gmail.com, ORCID: 0009-0009-8639-7777.

Serhii Vialov – Electronic Engineer of JSC "Element", Odessa, Ukraine,
e-mail: vialov0608@gmail.com, ORCID: 0009-0006-7784-8896.