

ІНЖЕНЕРНІ НАУКИ

УДК 629.765

<https://doi.org/10.35546/kntu2078-4481.2020.4.1>

С.І. ВЛАДОВ

Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук
ORCID 0000-0001-8009-5254

В.С. КОВАЛЬСЬКИЙ

Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук
ORCID 0000-0003-1700-3550

В.Л. ДЯТЛОВСЬКА

Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук
ORCID 0000-0001-8125-1407

А.А. ЯНИЦЬКИЙ

Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук
ORCID 0000-0001-5318-1915

Р.А. ВАКУЛЕНКО

Кременчуцький національний університет імені Михайла Остроградського, м. Кременчук
ORCID 0000-0002-8845-962X**ВІДМОВОСТІЙКИЙ АЛГОРИТМ ІДЕНТИФІКАЦІЇ БОРТОВОЇ
МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА ТВ3-117 В СКЛАДІ
ЙОГО СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ**

Предметом дослідження в статті є авіаційний двигун ТВ3-117 та методи контролю і діагностики його технічного стану. Мета роботи – розробка відмовостійких алгоритмів ідентифікації бортової математичної моделі авіаційного двигуна ТВ3-117 в складі його системи автоматичного управління в польотних режимах. В статті вирішуються наступні завдання: обґрунтування доцільності використання Калман-фільтрації в системі автоматичного управління авіаційного двигуна ТВ3-117, визначення передавальної функції фільтра Калмана, визначення алгоритму виявлення та локалізації відмови каналу двоканального датчика, визначення частотних характеристик системи автоматичного управління авіаційного двигуна ТВ3-117, доказ рівності одиниці коефіцієнта посилення розробленого відмовостійкого блоку фільтрації. Використовуються такі методи: методи теорії ймовірностей і математичної статистики, методи нейроінформатики, методи теорії інформаційних систем та обробки даних. Висновки: Використання автоасоціативної нейронної мережі у бортовій системі контролю і діагностики для Досліджено частотні властивості системи автоматичного управління авіаційного двигуна ТВ3-117, підтверджено і доведено рівність одиниці коефіцієнта посилення розробленого відмовостійкого блоку фільтрації і відсутності додаткових фазових зсувів, внесених можливим чистим запізненням, обумовленим особливостями реалізованих алгоритмів виявлення відмов вимірювальних каналів і Калман-фільтрації вхідної інформації бортової вбудованої математичної моделі. Доводиться відсутність їх впливу на стійкість системи автоматичного управління авіаційного двигуна ТВ3-117. Апробація розроблених алгоритмів показала, що середня відносна помилка у динаміці не перевищує 0,15 %, а в статичці при максимальній витраті – знижується до 0,01 %, що відповідає сучасним вимогам точності алгоритмів ідентифікації по контуру дозувальної голки.

Ключові слова: авіаційний двигун, нейронна мережа, Калман-фільтрація, виявлення та локалізація відмови

С.І. ВЛАДОВ

Кременчугский летный колледж Харьковского национального университета внутренних дел, г. Кременчуг
ORCID 0000-0001-8009-5254

В.С. КОВАЛЬСКИЙ

Кременчугский летный колледж Харьковского национального университета внутренних дел, г. Кременчуг
ORCID 0000-0003-1700-3550

В.Л. ДЯТЛОВСКАЯ

Кременчугский летный колледж Харьковского национального университета внутренних дел, г. Кременчуг
ORCID 0000-0001-8125-1407

А.А. ЯНИЦЬКИЙ

Кременчугский летный колледж Харьковского национального университета внутренних дел, г. Кременчуг
ORCID 0000-0001-5318-1915

Р.А. ВАКУЛЕНКО

Кременчугский национальный университет имени Михаила Остроградского, г. Кременчуг
ORCID 0000-0002-8845-962X

ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫЙ АЛГОРИТМ ИДЕНТИФИКАЦИИ БОРТОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВ3-117 В СОСТАВЕ ЕГО СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Предметом исследования в статье является авиационный двигатель ТВ3-117 и методы контроля и диагностики его технического состояния. Цель работы – разработка отказоустойчивых алгоритмов идентификации бортовой математической модели авиационного двигателя ТВ3-117 в составе его системы автоматического управления в полетных режимах. В статье решаются следующие задачи: обоснование целесообразности применения Калман-фильтрации в системе автоматического управления авиационного двигателя ТВ3-117, определение передаточной функции фильтра Калмана, определение алгоритма обнаружения и локализации отказа канала двухканального датчика, определение частотных характеристик системы автоматического управления авиационного двигателя ТВ3-117, доказательство равенства единицы коэффициента усиления разработанного отказоустойчивого блока фильтрации. Выводы: Исследованы частотные характеристики системы автоматического управления авиационного двигателя ТВ3-117, подтверждено и доказано равенство единице коэффициента усиления разработанного отказоустойчивого блока фильтрации и отсутствие дополнительных фазовых сдвигов, вносимых возможным чистым опозданием, обусловленным особенностями реализованных алгоритмов обнаружения отказов измерительных каналов и Калман-фильтрации входящей информации бортовой встроенной математической модели. Приходится отсутствие их влияния на устойчивость системы автоматического управления авиационного двигателя ТВ3-117. Апробация разработанных алгоритмов показала, что средняя относительная ошибка в динамике не превышает 0,15 %, а в статике при максимальном расходе – снижается до 0,01 %, что соответствует современным требованиям точности алгоритмов идентификации по контуру дозированной иглы.

Ключевые слова: авиационный двигатель, нейронная сеть, Калман-фильтрация, обнаружение и локализация отказов

S.I. VLADOV

Kremenchuk Flight College of Kharkiv National University of Internal Affairs, Kremenchuk
ORCID 0000-0001-8009-5254

V.S. KOVALSKYI

Kremenchuk Flight College of Kharkiv National University of Internal Affairs, Kremenchuk
ORCID 0000-0003-1700-3550

V.L. DIATLOVSKA

Kremenchuk Flight College of Kharkiv National University of Internal Affairs, Kremenchuk
ORCID 0000-0001-8125-1407

A.A. YANITSKYI

Kremenchuk Flight College of Kharkiv National University of Internal Affairs, Kremenchuk
ORCID 0000-0001-5318-1915

R.A. VAKULENKO

Kremenchuk Mykhailo Ostrohradskyi National University, Kremenchuk
ORCID 0000-0002-8845-962X

FAILURE-TOLERANT IDENTIFICATION ALGORITHM OF THE ON-BOARD MATHEMATICAL MODEL OF TV3-117 AIRCRAFT ENGINE AS A PART OF ITS AUTOMATIC CONTROL SYSTEM

The subject matter of the article is TV3-117 aircraft engine and methods for monitoring and diagnosing its technical condition. The goal of the work is development of fault-tolerant algorithms for identification of the onboard mathematical model of the TV3-117 aircraft engine as part of its automatic control system in flight modes. The following tasks were solved in the article: recovering of lost information by an auto-associative neural network in case of a single sensor failure, recovering of lost information by an «optimal» auto-associative neural network in case of single sensor failures of the on-board control and diagnostic system, recovering of lost information by an auto-associative neural network and an on-board control and diagnostic

system from the gas temperature registration sensor in front of the turbine compressor in case of failure. The following methods used are – substantiation of expediency of Kalman-filtration use in TV3-117 aircraft engine automatic control system, determination of Kalman filter transfer function, determination of algorithm of detection and localization of channel failure of two-channel sensor, determination of frequency characteristics of TV3-117 aircraft engine automatic control system, proof of equality of unit coefficient fault-tolerant filter unit. Conclusions: The frequency properties of the automatic control system of the aircraft engine TV3-117 are investigated, the equality of the unit of the gain of the developed fault-tolerant filtering unit and the absence of additional phase shifts introduced by the possible net delay due to the peculiarities of the implemented algorithms mathematical model. The absence of their influence on the stability of aircraft engine TV3-117 automatic control system is proved. Approbation of the developed algorithms showed that the average relative error in dynamics does not exceed 0.15 %, and in statics at the maximum expense – decreases to 0.01 % that corresponds to modern requirements of accuracy of algorithms of identification on a contour of dosing needle.

Keywords: aircraft engine, neural network, Kalman filtering, failure detection and localization

Постановка проблеми

На теперішній час апаратне представлення цифрових систем управління авіаційних газотурбінних двигунів (САУ ГТД), в тому числі, і вертолітних (наприклад, ТВ3-117), визначається у вигляді двоканальної (дубльованої) схеми. Вимога подальшого підвищення надійності системи виконується шляхом не апаратного (троювання, квадриування), а алгоритмічного резервування. З цією метою в САУ ГТД ТВ3-117 вбудовується математична модель двигуна, що дозволяє виконувати не тільки функції визначення відмов інформаційних каналів, а й заміщення інформації відмовили каналів. Бортова вбудована математична модель двигуна (БВММ ГТД) належить до особливого класу моделей в силу специфічних вимог до неї: надійна робота у реальному масштабі часу (а, отже, високою швидкодією, оскільки частота видачі рішення складає 50 Гц), обмежений обсяг пам'яті (обсяг складає близько 100 кБ) при збереженні досить високих вимог до точності відображення у статичі і динаміці у великому діапазоні режимів роботи, польотних умов і станів двигуна [1, 2]. При цьому важливою умовою виконання вимог точності є забезпечення коректності керуючого сигналу на вході БВММ, що досягається ідентифікацією несправності інформаційних каналів.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

На наш час генеральним напрямом підвищення надійності цифрових систем автоматичного управління авіаційними ГТД у тому числі, і авіаційного ГТД ТВ3-117, є створення алгоритмічної надмірності інформації за допомогою БВММ ГТД [3]. Актуальною задачею сучасних цифрових систем САУ ГТД є забезпечення відмовостійкості алгоритмів [4]. Зокрема, виникає проблема ідентифікації БВММ ГТД [5], в тому числі, і авіаційного ГТД ТВ3-117, з подальшим заміщенням некоректної інформації.

Формулювання мети досліджень

Метою даної роботи є аналіз точності розроблених алгоритмів ідентифікації вхідних інформаційних потоків ВММ ГТД ТВ3-117, що ґрунтуються на методах Калман-фільтрації [6–8] із вбудованою логікою виявлення відмови вимірювального каналу.

Викладення основного матеріалу дослідження

Оскільки одною із пріоритетних задач САУ ГТД ТВ3-117 є забезпечення стабільності параметрів роботи двигуна шляхом коректного дозування подачі палива (витрати палива – G_T) в камеру згоряння, для забезпечення надійності вхідної інформації БВММ ГТД ТВ3-117 проводиться фільтрація вхідних інформаційних потоків [6–8], для чого будується відмовостійкий блок фільтрації, що включає математичну модель каналу дозувальної голки голки (ДГ). Математична модель ДГ дозволяє отримати розрахункові дані щодо витрати палива за заданим значенням положення поршня ДГ $X_{ДГ}^{зад}$. Вихідним сигналом моделі ДГ є прогнозоване (модельне) значення положення поршня – $x_{ДГ}$. При цьому передавальна функція ДГ має вигляд:

$$W_{ДГ}(p) = \frac{X_{ДГ}^{зад}}{X_{ДГ}} = \frac{1}{0,1p+1}. \quad (1)$$

З огляду на, що САУ авіаційного двигуна ТВ3-117 працює в умовах перешкод, як в каналі моделі (обумовлених її неточністю), так і в каналі вимірювання (обумовлених похибкою датчиків), для забезпечення надійності ідентифікації керуючого сигналу G_T на виході моделі ДГ підключений рекурсивний фільтр Калмана, основною властивістю якого є його здатність до адаптації – самокорекції в процесі фільтрації даних. Алгоритми самокорекції будуються на визначенні в поточний момент t_k оптимального коефіцієнта Калмана (K_k) в результаті розв'язання задачі мінімізації математичного

очікування квадрата помилки ідентифікованого параметра $\min M(e_{k+1}^2)$ з урахуванням оптимальної оцінки в попередній момент. Коефіцієнт Калмана задає розподіл усіх співвідношення модельної і вимірної складових в оптимальному значенні ідентифікованого $X_{ДГ}$. Алгоритм Калман-фільтрації [8–11] включає обчислення на кожному кроці:

$$M(e_{k+1}^2) = \frac{\sigma_{\eta_k}^2 (M(e_k^2) + \sigma_{\zeta_k}^2)}{M(e_k^2) + \sigma_{\zeta_k}^2 \sigma_{\eta_k}^2}; \quad (2)$$

$$K_{k+1} = \frac{M(e_k^2) + \sigma_{\zeta_k}^2}{M(e_k^2) + \sigma_{\zeta_k}^2 \sigma_{\eta_k}^2};$$

(3)

$$X_{ДГ_{k+1}}^{opt} = K_{k+1} Z_{ДГ_{k+1}} + (1 - K_{k+1}) (X_{ДГ_k}^{opt} + \Delta X_{ДГ_k}). \quad (4)$$

де $M(e_{k+1}^2)$ – мінімальне значення математичного очікування квадрата помилки; ζ_k, η_k – похибки моделі і датчика; K_{k+1} – коефіцієнт Калмана; $\sigma_{\zeta_k}, \sigma_{\eta_k}$ – дисперсії моделі і датчика; $X_{ДГ_k}^{opt}$ – оптимальна оцінка ідентифікованої величини переміщення поршня; z_k – показання датчика переміщення поршня; $X_{ДГ_k} = X \Delta t$ – приріст переміщення поршня, отриманий на $(k + 1)$ -му кроці за допомогою розробленої математичної моделі ДГ.

Спільне розв'язання диференціальних рівнянь (3)–(4) дозволило визначити передавальну функцію фільтра Калмана:

$$W_K(p) = 1. \quad (5)$$

Можливість використання алгоритму Калман-фільтрації для розв'язання даної задачі обумовлена нормальним розподілом випадкових величин і ергодичністю випадкових процесів в каналах управління і вимірювання, доведеними на основі статистичної обробки даних льотних та/або натурних випробувань ГТД [12] ТВ3-117.

Якість фільтрації багато в чому визначається валідністю використовуваних в обчисленнях вимірювань переміщення поршня ДГ. Реалізоване на практиці апаратне резервування передбачає дублювання вимірювань за допомогою двоканальної системи датчиків. У зв'язку з цим актуальною задачею є забезпечення надійної ідентифікації несправних інформаційних каналів, для чого пропонується в алгоритми Калман-фільтрації включати додаткову логіку виявлення та локалізації відмови (ВЛВ) каналу датчика, що забезпечує підвищення надійності [8].

Несправності датчика є так званими «м'якими» відмовами, що характеризуються відносно невеликим розходженням між істинним і вимірним значеннями, тому їх важко виявити за допомогою звичайної перевірки робочого діапазону. У даній роботі пропонується для оцінки точності вимірювання групи датчиків використовувати банки фільтрів Калмана [5], що дозволяють генерувати вектор (матрицю-стовпець) відхилень [6–8]:

$$\boldsymbol{\varepsilon}^i = \mathbf{x}_{opt}^i - \mathbf{z}_{mv}^i; \quad (6)$$

де для i -датчика: $\boldsymbol{\varepsilon}^i$ – помилка оцінки, \mathbf{x}_{opt}^i – оптимальні оцінка (на виході відповідного фільтра Калмана), \mathbf{z}_{mv}^i – вимірне значення переміщення поршня.

Для ідентифікації відмови датчиків обчислюється матриця зважених сум квадратів відхилень **WSSR** (Weighted Sum of the Squares of Residuals), яку називають також ознакою або сигнатурою відмови [13, 14], за допомогою матричного рівняння:

$$\mathbf{WSSR}^i = \frac{\mathbf{W}_r^i (\boldsymbol{\varepsilon}^i)^T \boldsymbol{\varepsilon}^i}{\Sigma^i}; \quad (7)$$

де матриця $\Sigma^i = \text{diag}[\boldsymbol{\sigma}^i]^2$.

Вектор σ^i становить стандартні (паспортні) відхилення i -датчика і нормує вектор відхилень. Матриця скалярних вагових коефіцієнтів W_r включає параметри інженерної настройки, які вибираються таким чином, щоб рівень елементів матриці WSSR не перевищував заданого порогового значення в стані, коли всі датчики справні.

Якщо W_r – одинична матриця і дотримується рівність $\varepsilon^i = \sigma^i$ відповідний елемент матриці WSSR дорівнює числу вимірювальних каналів у даній групі. Для випадку $\varepsilon^i \neq \sigma^i$ застосовна спрощена формула:

$$WSSR = \sum \frac{\varepsilon^2}{\sigma^2}. \tag{8}$$

Варто зазначити, що для одного каналу двоканального датчика також є справедливим вираз (8). Тому чим менше сигнатура відмови, тим менше ймовірність відмови датчика.

У даній роботі сигнал сигнатури відмови виробляється на основі порівняння поточного вимірювання обох каналів $z_{длl}$ ($l = 1, 2$) і оптимальної оцінки величини переміщення поршня x_{opt}^i на попередньому кроці за допомогою алгоритму ВЛВ каналів вимірювання, вбудованого в алгоритм Калман-фільтрації.

Для виявлення відмови каналу одного датчика відповідний йому WSSR порівнюється з граничним значенням, величина якого вибирається шляхом експертної оцінки на основі статистичної обробки експериментальних даних для індивідуального двигуна. Також слід урахувувати, що мала величина порогового значення може призвести до помилкових спрацьовувань, значна – до зменшення чутливості системи до відмов. У роботах [15, 16] рекомендується вибирати сигнатуру відмови в діапазоні 1,5...2. У даній роботі використовується поріг, що дорівнює двом. Алгоритм виявлення та локалізації відмови каналу датчика ходу поршня проілюстрований в табл. 1.

Таблиця 1

Алгоритм виявлення та локалізації відмови каналу двоканального датчика [6]

$WSSR_1$	$WSSR_2$	Ситуація	На вихід надходить
≤ 2	≤ 2	Обидва канали справні	Відфільтроване (по Калману) вимірювання каналу з найменшим WSSR
≤ 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

З виходу відмовостійкого блоку фільтрації (з вбудованим алгоритмом ВЛВ) сигнал ходу поршня надходить на диференційний клапан (регулятор перепаду тиску), математична модель якого будується на співвідношеннях:

$$G_T = G_T + \Delta G_T; \tag{9}$$

$$\frac{dG_T}{dt} = \frac{1}{T_1} (G_T - G_T); \tag{10}$$

де $T_1 = 0,05$ с, а залежності $\Delta G_T = f(X_{дл})$, $G_T = f(X_{дл})$ задаються у вигляді експериментальних таблиць. Вихідним параметром диференціального клапана є витрата палива G_T , який надходить на вхід лінійної адаптивної бортової моделі (надалі – LABEM) [3] авіаційного двигуна ТВ3-117.

Результати і обговорення

Результати моделювання випадків, коли обидва вимірювальних канали двоканального датчика переміщення поршня справні (вихідним сигналом виявлення та локалізації відмови береться сигнал з датчика з меншим WSSR) 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.

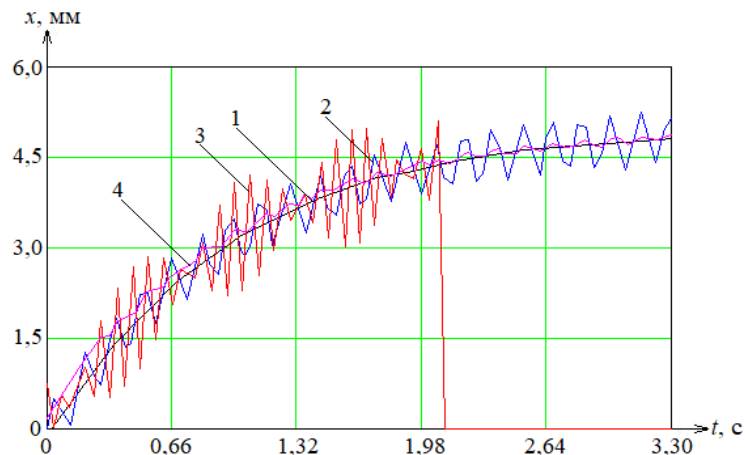


Рис. 1. Результати моделювання в середовищі Matlab (з подальшою обробкою в пакеті MathCAD) ситуацій, коли обидва вимірювальних канали двоканального датчика справні і за несправності другого каналу (1 – модельне значення; 2, 3 – вимірювання першого і другого каналу; 4 – вихідний сигнал) [6]

Важливим показником надійності системи є її стійкість, що визначається видом частотних характеристик систем. Результати моделювання в середовищі Matlab логарифмічних амплітудо- і фазочастотних характеристик (ЛАЧХ і ЛФЧХ) з'єднання елементів, що включає фільтр Калмана з вбудованим блоком ВЛВ і диференційний клапан (регулятор перепаду тиску), наведені на рис. 2. На вхід послідовного з'єднання елементів подається сигнал $X_{дг}$ з виходу математичної моделі ДГ, на виході – сигнал витрати палива G_T .

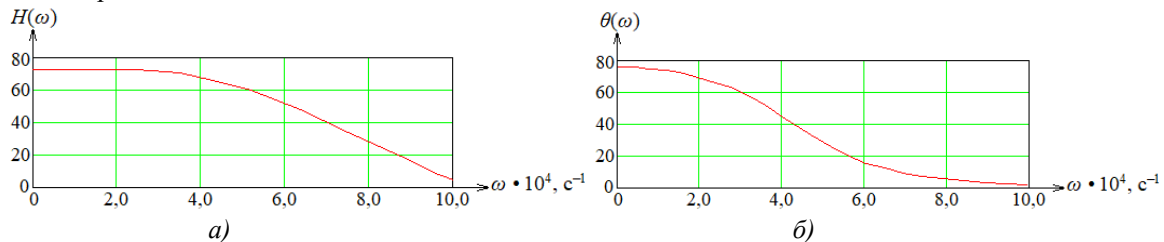


Рис. 2. ЛАЧХ (а) і ЛФЧХ (б) частини блоку введення інформації в ЛАВЕМ, отримані в Matlab (аналогічно як у [8])

Отримані в результаті модельного експерименту ЛАЧХ і ЛФЧХ відповідають класичному аперіодичній ланки першого порядку з параметрами (аналогічно як у [8]):

- коефіцієнт підсилення визначається з $20 \lg k = 46$ дБ і дорівнює $k \approx 200$;
- постійна часу $T_2 = \frac{1}{\omega_2} = 0,05$ с;
- нахил ЛАЧХ при $\omega > \omega_1$ дорівнює -20 дБ/дек;
- частота зрізу визначається з $L(\omega_{зр}) \approx 20 \lg \left(\frac{k}{T \omega_{зр}} \right) = 0$ і дорівнює $\omega_{зр} = \frac{k}{T} \approx 4 \cdot 10^3$ рад/с ;
- фаза на всьому діапазоні частот змінюється від 0 до -90° ;
- величина фази на частоті зрізу $\theta_{зр} = -\arctg(T_1 \omega_{зр}) \approx -90^\circ$.

Передавальна функція розглянутого з'єднання елементів збігається з функцією передачі диференціального клапана (регулятора перепаду тиску):

$$W_2(p) = \frac{G_T(p)}{X_{дг}(p)} = \frac{200}{0,05p + 1}. \quad (11)$$

Це підтверджує правильність аналітичних перетворень, що дозволили обчислити передавальну функцію фільтра Калмана у вигляді (5). Крім того, результати модельного експерименту дозволяють стверджувати, що

$$W_{ВЛВ}(p) = 1. \tag{12}$$

Загальна передавальна функція відмовостійкого блоку введення вхідної інформації LABEM авіаційного двигуна ТВ3-117 дорівнює:

$$W(p) = \frac{1}{0,1p+1} \cdot \frac{200}{0,05p+1}. \tag{13}$$

Оскільки корені характеристичного рівняння розглянутого блоку введення $p_1 = -10 \text{ с}^{-1}$, $p_2 = -20 \text{ с}^{-1}$ – дійсні і негативні, він є аперіодичною ланкою другого порядку (аналогічно як у [8]). ЛАЧХ і ЛФЧХ відмовостійкого блоку введення інформації представлені на рис. 3.

Параметри відмовостійкого блоку введення інформації:

- коефіцієнт підсилення визначається з $20\lg k = 46 \text{ дБ}$ і дорівнює $k \approx 200$;
- постійні часу: $T_2 = \frac{1}{\omega_2} = 0,05 \text{ с}$; $T_1 = \frac{1}{\omega_1} = 0,1 \text{ с}$;
- нахил ЛАЧХ при $\omega_1 < \omega < \omega_2$ дорівнює -20 дБ/дек , при $\omega > \omega_2$ дорівнює -40 дБ/дек .

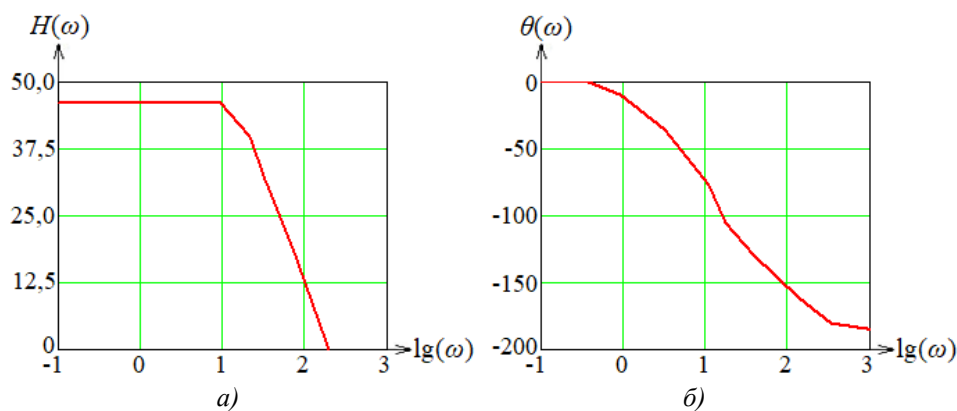


Рис. 3. ЛАЧХ (а) і ЛФЧХ (б) відмовостійкого блоку введення вхідної інформації LABEM (аналогічно як у [8])

Слід зазначити, що розглянутий блок охоплений через САУ зворотним зв'язком, що підвищує його запас стійкості [8].

- частота зрізу визначається з $L(\omega_{zp}) \approx 20\lg\left(\frac{k}{T_1 T_2 \omega_{zp}}\right) = 0$ і дорівнює $\omega_{zp} = \frac{k}{T_1 T_2} \approx 200 \text{ рад/с}$;
- фаза на всьому діапазоні частот змінюється від 0 до -180° ;
- величина фази на частоті зрізу $\theta_{zp} = -\arctg(T_1 \omega_{zp}) + \arctg(T_2 \omega_{zp}) \approx -180^\circ$.

Важливим результатом проведеного дослідження частотних властивостей є доказ рівності одиниці коефіцієнта посилення розробленого відмовостійкого блоку фільтрації і відсутності додаткових фазових зрушень, внесених можливим чистим запізненням, обумовленим особливостями реалізованих алгоритмів виявлення відмов вимірювальних каналів і Калман-фільтрації вхідної інформації LABEM [8]. Тим самим доводиться відсутність їх впливу на стійкість САУ авіаційного двигуна ТВ3-117.

Висновки

Важливим результатом проведеного у роботі дослідження частотних властивостей є підтвердження [8] і доведення рівності одиниці коефіцієнта посилення розробленого відмовостійкого блоку фільтрації і відсутності додаткових фазових зсувів, внесених можливим чистим запізненням, обумовленим особливостями реалізованих алгоритмів виявлення відмов вимірювальних каналів і Калман-фільтрації вхідної інформації БВММ. Тим самим доводиться відсутність їх впливу на стійкість САУ ГТД ТВ3-117.

Апробація розроблених алгоритмів показала, що середня відносна помилка у динаміці не перевищує $0,15 \%$, а в статичі при максимальній витраті – знижується до $0,01 \%$, що відповідає сучасним вимогам точності алгоритмів ідентифікації по контуру ДГ.

Список використаної літератури

1. Ntantis E. L., Li Y. G. The impact of measurement noise in GPA diagnostics analysis of a gas turbine engine. *International Journal of Turbo & Jet Engine*. 2013. Vol. 30 (4). P. 401–408.
2. Liu X., Shi J., Qi Y., Yuan Y. Design for aircraft engine multi-objective controllers with switching characteristics. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2014. Vol. 27. Issue 5. P. 1097–1110.
3. Підвищення надійності системи автоматичного управління авіаційного двигуна ТВ3-117 з використанням його бортової нейромережевої моделі / Владов С. І., Шмельов Ю. М., Сіора А. С., Яніцький А. А., Пономаренко А. В. *Вісник Кременчуцького національного університету імені Михайла Остроградського*. 2020. Вип. 2/2020 (121). С. 91–96.
4. Panov V. Auto-tuning of real-time dynamic gas turbine models. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*, June 16–20, 2014. 2014. 10 p.
5. A study on practical condition monitoring system for 2-spool Turbofan Engine using artificial intelligent algorithms / Kong Ch., Kang M., Koh S., Park G. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2013. 9 p.
6. Vladov S. Algorithms for diagnostic and parameter of failures of channels of measurement of TV3-117 aircraft engine automatic control system in flight modes based of neural network technologies. *Proceedings of the National Aviation University*. 2020. No. 3 (84). P. 27–37.
7. Кузнецова Т. А., Августинович В. Г., Губарев Е. А. Алгоритмы диагностики и парирования отказов каналов измерения системы автоматического управления авиационным двигателем. *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета*. 2015. № 16. С. 5–14.
8. Кузнецова Т. А., Губарев Е. А. Отказоустойчивые алгоритмы идентификации входной информации бортовой математической модели в составе системы автоматического управления авиационного двигателя. *Фундаментальные исследования*. 2015. № 6-1. С. 39–43.
9. Kuznetsova T., Gubarev E., Likhacheva Iu. The optimal filtering algorithms in tasks of automatic control aircraft engine parameters identification. *Information-measuring and Control Systems*. 2014. Vol. 12. No. 9. P. 12–20.
10. Haykin S. *Neural Networks and Learning Machines (Third Edition)*, New York, Prentice Hall, 2009. 936 p.
11. Haykin S. *Neural networks: full course*, Moscow, Williams, 2006. 1104 p.
12. Kuznetsova T., Avgustinovich V., Iakushev A. The statistical analysis of processes in aircraft engine control systems with on-board mathematical models. *Scientific and Technical Volga region Bulletin*. 2014. No. 35. P. 236–238.
13. Kobayashi T., Simon D. L. Application of a bank of Kalman filters for aircraft engine fault diagnostics. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2003*. 2003. 10 p.
14. Kobayashi T., Simon D. L. Aircraft Engine On-Line Diagnostics Through Dual-Channel Sensor Measurements: Development of Baseline System. *Proceedings of ASME Turbo-Expo 2008*, June 09–13, 2008. 2008. 13 p.
15. Borguet S., Leonard O. A sensor-fault-tolerant diagnosis tool based on a quadratic programming approach. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2007*. 2007. 10 p.
16. Kobayashi T., Simon D. L. Integration of on-line and off-line diagnostic algorithms for aircraft engine health management. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2007*. 2007. 11 p.

References

1. Ntantis, E. L., Li, Y. G. (2013), “The impact of measurement noise in GPA diagnostics analysis of a gas turbine engine”, *International Journal of Turbo & Jet Engine*, vol. 30 (4), pp. 401–408.
2. Liu, X., Shi, J., Qi, Y., Yuan, Y. (2014), “Design for aircraft engine multi-objective controllers with switching characteristics. *Chinese Journal of Aeronautics*”, vol. 27, issue 5, pp. 1097–1110.
3. Vladov, S., Shmelov, Yu., Siora, A., Yanitskyi, A., Ponomarenko, A. (2020), “Improving the reliability of TV3-117 aircraft engine automatic control system using its on-board neural network model”, *Transactions of Kremenchuk Mykhailo Ostrohradskyi National University*, issue 2/2020 (121), pp. 91–96.
4. Panov, V. (2014), “Auto-tuning of real-time dynamic gas turbine models”, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*, June 16–20, 2014, 10 p.
5. Kong, Ch., Kang, M., Koh, S., Park, G. (2013), “A study on practical condition monitoring system for 2-spool Turbofan Engine using artificial intelligent algorithms”, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 9 p.
6. Vladov, S. (2020), “Algorithms for diagnostic and parameter of failures of channels of measurement of

TV3-117 aircraft engine automatic control system in flight modes based of neural network technologies”, *Proceedings of the National Aviation University*, no. 3 (84), pp. 27–37.

7. Kuznetsova, T., Avgustinovich, V., Gubarev, E. (2015), “Algorithms for diagnosing and diagnostic and parameter of failures of measurement channels of aircraft engine automatic control system”, *Bulletin of the Perm National Research Polytechnic University*, no. 16, pp. 5–14.

8. Kuznetsova, T., Gubarev, E. (2015), “Fault-tolerant algorithms for identifying input information of an onboard mathematical model as part of aircraft engine automatic control system”, *Basic research*, no. 6-1, pp. 39–43.

9. Kuznetsova, T., Gubarev, E., Likhacheva, Iu. (2014), “The optimal filtering algorithms in tasks of automatic control aircraft engine parameters identification”, *Information-measuring and Control Systems*, vol. 12, no. 9, pp. 12–20.

10. Haykin, S. (2009), *Neural Networks and Learning Machines (Third Edition)*, New York, Prentice Hall, 936 p.

11. Haykin, S. (2006), *Neural networks: full course*, Moscow, Williams, 1104 p.

12. Kuznetsova, T., Avgustinovich, V., Iakushev, A. (2014), “The statistical analysis of processes in aircraft engine control systems with on-board mathematical models”, *Scientific and Technical Volga region Bulletin*, no. 35, pp. 236–238.

13. Kobayashi, T., Simon, D. L. (2003), “Application of a bank of Kalman filters for aircraft engine fault diagnostics”, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2003*, 10 p.

14. Kobayashi, T., Simon, D. L. (2008), “Aircraft Engine On-Line Diagnostics Through Dual-Channel Sensor Measurements: Development of Baseline System”, *Proceedings of ASME Turbo-Expo 2008*, June 09–13, 2008, 13 p.

15. Borguet, S., Leonard, O. (2007), “A sensor-fault-tolerant diagnosis tool based on a quadratic programming approach”, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2007*, 10 p.

16. Kobayashi, T., Simon, D. L. (2007), “Integration of on-line and off-line diagnostic algorithms for aircraft engine health management”, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2007*, 11 p.