УДК 629.7.036

П. М. Швець, В. А. Хлоп'ячий

ОБҐРУНТУВАННЯ ВИКОРИСТАННЯ ДИНАМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ РОТОРА ДЛЯ ДІАГНОСТУВАННЯ НЕШТАТНИХ РЕЖИМІВ ЗАПУСКУ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Анотація. *Розглянуто можливості використання частоти обертання ротора та темпу її зміни для діагностування нештатних режимів запуску авіаційного газотурбінного двигуна. На основі аналізу динаміки обертального руху обґрунтовано відмінність діагностичної інформативності зазначених параметрів. Показано, що їх спільне використання дозволяє характеризувати як досягнутий стан розгону ротора, так і тенденцію подальшого розвитку процесу запуску. Визначено обмеження такого підходу та напрям подальших досліджень.*

Ключові слова: *газотурбінний двигун; система запуску; параметричне діагностування; частота обертання ротора; темп розгону.*

Abstract*. The possibilities of using rotor rotational speed and its rate of change for diagnosing abnormal aircraft gas turbine engine starting conditions are considered. Based on rotational dynamics, the different diagnostic information provided by these parameters is substantiated. Their combined use is shown to characterize both the achieved rotor acceleration state and the trend of further development of the starting process. The limitations of this approach and directions for further research are identified.*

Keywords: *gas turbine engine; starting system; parametric diagnostics; rotor speed; acceleration rate.*

Запуск авіаційного газотурбінного двигуна це нестаціонарний процес, під час якого відбувається перехід від примусового розкручування ротора пусковим пристроєм до його самостійного обертання за рахунок енергії газового потоку. Характер розвитку цього процесу визначається співвідношенням рушійних моментів та моментів опору, які змінюються залежно від частоти обертання ротора, умов роботи пускового пристрою та стану двигуна.

Одним із проявів порушення нормального перебігу запуску є недостатня інтенсивність розгону ротора, яка може призвести до збільшення тривалості запуску або неможливості виходу двигуна на режим малого газу. Своєчасне виявлення таких відхилень потребує аналізу параметрів, які характеризують не лише поточний стан двигуна, а й динаміку його зміни.

У попередньому дослідженні [1] розглянуто шляхи удосконалення систем запуску авіаційних двигунів шляхом використання параметричного принципу керування. Одним із запропонованих напрямів було врахування частоти обертання ротора та темпу її зміни. Водночас діагностичні можливості спільного використання зазначених параметрів потребують окремого теоретичного обґрунтування. Актуальність аналізу динамічних характеристик газотурбінних двигунів підтверджується сучасними дослідженнями перехідних процесів та методів їх моделювання [2, 3].

Метою роботи є обґрунтування доцільності спільного використання частоти обертання ротора та темпу її зміни як діагностичних ознак порушення процесу запуску авіаційного газотурбінного двигуна.

Частота обертання ротора $n(t)$ характеризує досягнутий стан його розгону. Контроль цього параметра дозволяє визначати відповідність фактичної частоти обертання встановленим значенням, однак не забезпечує однозначної оцінки характеру подальшого розвитку процесу.

За однакового значення частоти обертання ротор може перебувати у різних динамічних станах: продовжувати інтенсивно розганятися, розганятися з незначним прискоренням або обертатися практично з незмінною частотою. Отже, однакові значення $n(t)$ не обов'язково відповідають однаковому перебігу процесу запуску.

Для аналізу динаміки запуску розглянемо спрощене рівняння обертального руху ротора за умови сталого приведеного моменту інерції:

$$J \cdot d\omega/dt = M_n + M_m - M_{on}, \qquad (1)$$

де J – приведений момент інерції ротора;

ω – кутова швидкість ротора;

M_n – момент, створюваний пусковим пристроєм;

$M_т$ – рушійний момент турбіни;

$M_{оп}$ – сумарний момент опору обертанню.

Рівняння (1) показує, що прискорення ротора визначається результуючим моментом, який утворюється внаслідок взаємодії пускового пристрою, турбіни та споживачів механічної енергії. На різних етапах запуску співвідношення зазначених моментів змінюється, що зумовлює відповідну зміну інтенсивності розгону.

Оскільки кутова швидкість ω пропорційна частоті обертання n, похідна dn/dt характеризує прискорення ротора та відображає поточну динаміку розвитку процесу запуску.

Розглянемо два умовні процеси розгону, для яких у певний момент часу частота обертання ротора має однакове значення n_0. У першому випадку темп розгону становить $(dn/dt)_1$, у другому – $(dn/dt)_2$, причому $(dn/dt)_1 > (dn/dt)_2$.

За однакової частоти обертання перший процес характеризується більшим поточним темпом розгону ротора. Це свідчить про відмінність динамічних станів, яка не може бути встановлена лише за поточним значенням частоти обертання.

Таким чином, частота обертання та темп її зміни характеризують різні властивості одного перехідного процесу. Частота обертання визначає досягнутий стан розгону ротора, тоді як її похідна характеризує напрям та інтенсивність зміни цього стану.

Для спільного аналізу зазначених параметрів доцільно розглядати вектор різнорозмірних діагностичних ознак:

$$X(t) = [n(t), dn/dt]. \qquad (2)$$

Використання такого вектора створює передумови для розрізнення станів із близькими значеннями частоти обертання, але різною динамікою розгону.

Водночас значення dn/dt закономірно змінюється протягом нормального запуску. Тому саме по собі зменшення темпу розгону не може вважатися достатньою підставою для висновку про виникнення несправності. Його діагностична оцінка повинна враховувати поточну частоту обертання та характер нормального розвитку процесу.

Додатковим обмеженням є те, що похідна частоти обертання, отримана шляхом чисельного диференціювання вимірюваного сигналу, може бути чутливою до шумів і похибок вимірювання. Тому практичне застосування зазначеної ознаки потребує вибору способу її визначення та оцінювання достовірності отриманих результатів.

Необхідно також враховувати, що зміна темпу розгону може бути спричинена різними фізичними причинами. Отже, спільний аналіз n та dn/dt може використовуватися для виявлення відхилень динаміки запуску, але сам по собі не забезпечує однозначного встановлення несправного агрегату.

Висновки.

На основі аналізу динаміки обертального руху ротора авіаційного газотурбінного двигуна обґрунтовано доцільність спільного використання частоти обертання та темпу її зміни для діагностування порушень процесу запуску. Показано, що частота обертання характеризує досягнутий стан розгону, а її похідна надає додаткову інформацію про динаміку зміни цього стану. Водночас установлено, що діагностична інтерпретація темпу розгону потребує врахування його закономірної зміни протягом нормального запуску. Подальші дослідження доцільно спрямувати на визначення допустимих співвідношень між зазначеними параметрами для нормальних і нештатних режимів запуску та оцінювання можливостей використання цих співвідношень як діагностичних критеріїв.

Список використаних джерел

1. Швець П. М., Хлоп’ячий В. А. Шляхи удосконалення системи запуску авіаційного двигуна. Актуальні проблеми бойового застосування, експлуатації і ремонту зразків озброєння та військової техніки: матеріали V Міжнародної науково-технічної інтернет-конференції, 11–12 листопада 2025 р. Вінниця: ВНТУ, 2025. С. 279–280.
2. Tovkach S. S. Control Programs of the Aviation Gas Turbine Engine in the Modes of Acceleration, Gas Reset, Start-up. Optimization and Estimation of the Quality of Control Programs. Electronics and Control Systems. 2022. No. 4(74). P. 27–38. DOI: 10.18372/1990-5548.74.17293.
3. Yepifanov S., Bondarenko O. Formation of dynamic models of gas turbine engines for use in automatic control and diagnostic systems. Aerospace Technic and Technology. 2023. No. 4. P. 50–61. DOI: 10.32620/aktt.2023.4.06.

Швець Петро Миколайович *– Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, слухач інженерно-авіаційного факультету, Харків, Україна; e-mail: petro200501@gmail.com.*

Хлоп’ячий Вячеслав Анатолійович *– Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, професор кафедри авіаційного обладнання літаків і вертольотів, Харків, Україна; email: 0674648530@ukr.net; ORCID: https://orcid.org/0000-0003-4038-9551*

Petro Mykolayovych Shvets *– Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University, Master's Student, Faculty of Aviation Engineering, Kharkiv, Ukraine; e-mail: petro200501@gmail.com.*

Khlopiachyi Viacheslav Anatoliyovych *– Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University, Professor, Department of Aviation Equipment of Airplanes and Helicopters, Kharkiv, Ukraine; email: 0674648530@ukr.net; ORCID: https://orcid.org/0000-0003-4038-9551*

.