

УДК 621.452.3.037.026.8

doi: 10.32620/aktt.2022.5.05

С. В. ЄНЧЕВ, С. О. ТАКУ

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ІДЕНТИФІКАТОР ПЕРЕДПОМПАЖНИХ СТАНІВ КОМПРЕСОРА АВІАЦІЙНОГО ГТД

Помпаж – це небезпечний режим роботи компресора, у цьому режимі відбувається дестабілізація і, зрив потоку, які викликають інтенсивні коливання тиску робочого тіла в проточній частині або газодинамічні удари. Помпажні явища в ГТД призводять до втрати тяги, супроводжуються зростанням температури газів перед турбіною і підвищенням рівня вібрацій в результаті великих амплітуд пульсацій тиску і масових витрат по тракту двигуна. Можливість появи цих явищ є серйозною перешкодою на шляху збільшення надійності ГТД зокрема і безпеки польотів в цілому. Дослідження нестационарних процесів у компресорах показує, що помпажу передують такі явища як передзрив та обертовий зрив, які називаються передпомпажним станом компресора авіаційного ГТД. Метою дослідження є розробка інформативних критеріїв для своєчасного виявлення передпомпажного стану компресора авіаційного ГТД і побудова антипомпажного алгоритму функціонування пропонованого ідентифікатора, що базується на розроблених критеріях. Для оцінки стійкості періодичностей пульсацій тиску пропонується обробляти та порівнювати сигнали, отримані від розташованих у компресорі малоінерційних датчиків. У статті сформовані інформативні критерії для ідентифікації передпомпажного стану компресора авіаційного ГТД. Перший критерій – рівень стійкості періодичної складової пульсацій тиску. Другий критерій – межа відносного розмаху пульсацій тиску в компресорі. За допомогою отриманих критеріїв передпомпажну область поділена на передзрив, слабкий зрив та інтенсивний зрив. Така деталізація дозволяє запобігти помилковому спрацюванню (на режимах великих витрат) і передчасного спрацювання (при неінтенсивному зриві) системи антипомпажного регулювання. На основі отриманих критеріїв розроблено алгоритм для антипомпажного регулювання, за яким антипомпажна система готується до спрацювання, коли в проточній частині компресора виникає передзрив або слабкий зрив, і спрацьовує при появі інтенсивного зриву. На підставі антипомпажного алгоритму пропонується схема ідентифікатора передпомпажних станів компресора авіаційного ГТД у вигляді трирівневої системи сигналізації та захисту. Сформульовані рекомендації для практичної реалізації ідентифікатора.

Ключові слова: авіаційний газотурбінний двигун; газодинамічна стійкість; компресор; ідентифікатор; передпомпаж; алгоритм.

Вступ

Помпаж – це небезпечний режим роботи компресора, у цьому режимі відбувається дестабілізація і, зрив потоку, які викликають інтенсивні коливання тиску робочого тіла в проточній частині або газодинамічні удари. Компресор може перейти від нормальної роботи до помпажного стану за десятки мілісекунд [1]. Тому дослідження спрямовані на завчасне виявлення – ідентифікацію помпажу на етапі його «зародження» - передпомпажу, є актуальною науковою задачею.

1. Постановка проблеми

Як показують результати досліджень представлених в [1-5], помпажні явища в ГТД призводять до втрати тяги, супроводжуються зростанням температури газів перед турбіною і підвищенням рівня вібрацій в результаті великих амплітуд пульсацій тиску

і масових витрат по тракту двигуна. Можливість появи цих явищ є серйозною перешкодою на шляху збільшення надійності ГТД зокрема і безпеки польотів в цілому [4].

Дослідження нестационарних процесів у компресорах [1] показує, що помпажу передують такі явища як передзрив та обертовий зрив, які називаються передпомпажним станом компресора авіаційного ГТД. Аналіз літературних джерел вказує, що проблема ідентифікації передпомпажного стану наразі недостатньо вивчена. Необхідно розробити нові алгоритми для своєчасного виявлення цього стану за допомогою сучасних методів обробки нестационарних сигналів. Тому сформулюємо мету дослідження, як розробка інформативних критеріїв для своєчасного виявлення передпомпажного стану компресора авіаційного ГТД і побудова антипомпажного алгоритму функціонування пропонованого ідентифікатора, що базується на розроблених критеріях.

2. Основна частина

Інформативні критерії ідентифікації передпомпажного стану компресора авіаційного ГТД

Для оцінки стійкості періодичностей пульсацій тиску необхідно обробляти та порівнювати сигнали, отримані від розташованих у компресорі малоінерційних датчиків за деякий інтервал часу Δt . Величина Δt повинна бути достатньо великою, щоб отримати об'єктивну оцінку стійкості періодичності пульсацій тиску. Однак сумарний проміжок часу (інтервал Δt плюс час, витрачений на підготовку антипомпажної системи до спрацювання) не повинен бути більшим за інтервал часу, протягом якого компресор може перебувати в стані інтенсивного зриву. Іншими словами, сумарний проміжок часу не повинен перевищувати час переходу компресора від стану інтенсивного зриву до помпажу.

Час переходу від інтенсивного зриву до помпажу для різних компресорів можуть відрізнятися. Він залежить від багатьох факторів, включаючи параметри компресора та мережі, на яку компресор працює. Тому вибір Δt повинен бути обраний для кожного авіаційного ГТД на основі експериментальних даних на етапі налагодження антипомпажної системи.

Нехай інтервал часу Δt ділиться на z рівних кадрів. Стійкість періодичності пульсацій тиску в дифузори компресора можна визначати за однаковістю показів розташованих у ньому датчиків. Якщо показання датчиків, розташованих на колі одного діаметра дифузора, близькі за періодом низькочастотних виявлених періодичних складових і відносного розмаху A за весь інтервал Δt , тобто результати обробки всіх кадрів близькі, то періодичності пульсацій можна вважати стійкими. Якщо періодичності пульсацій стійкі крім декількох моментів, їх можна назвати квазістійкими. Таким чином, стійкі періодичності пульсацій відносяться до стійкому зриву; а квазістійкі - до передзриву або інтенсивного, але не стійкого зриву.

Через нестаціонарність пульсацій тиску, а також округлення при обчисленні, період стійких періодичностей пульсацій тиску, що реєструються розташованими на колі одного діаметра дифузора датчиками, може незначно відрізнятися. Для аналізу та порівняння рекомендується використовувати середній для всіх датчиків період.

Нехай є n датчиків, розташованих на колі одного діаметра; $T_i, i=1...n$, - період, обчислений за показами датчика i ; $T_{\max}, T_{\min}, \bar{T}$ - відповідно максимальний, мінімальний та середній період для всіх датчиків:

$$T_{\max} = \max \{T_i\}, i = \overline{1, n};$$

$$T_{\min} = \min \{T_i\}, i = \overline{1, n}; \quad \bar{T} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n T_i.$$

Виходячи з чисельного дослідження результатів обробки даних [1], періодичну складову пульсацій можна вважати стійкою (по колу), якщо $\frac{T_{\max} - T_{\min}}{\bar{T}} \leq 0,06$. У протилежному випадку вона вважається нестійкою. Для зручності при прийнятті рішення рекомендується рахувати $\bar{T} = 0$, якщо $\frac{T_{\max} - T_{\min}}{\bar{T}} > 0,06$. Таким чином,

$$\bar{T} = \begin{cases} \bar{T}, & \text{якщо } \frac{T_{\max} - T_{\min}}{\bar{T}} \leq 0,06; \\ 0, & \text{якщо } \frac{T_{\max} - T_{\min}}{\bar{T}} > 0,06. \end{cases} \quad (1)$$

При зміні числа зон зриву період (детермінованих) складових пульсацій тиску може змінюватися стрибкоподібно [2]. Тому для оцінки стану періоду за z кадрів рекомендується не обчислювати середньоквадратичне відхилення періоду, а сумарне відхилення періоду поточного кадру від попереднього періоду кадру. Відхилення обчислюється лише один раз у разі одиночного стрибка періоду.

Нехай $\bar{T}_K$ - середній період поточного кадру, а $\bar{T}_{K-1}$ і $\bar{T}_{K-2}$ - середній період попередніх двох кадрів. Вводяться такі позначення щодо відхилення періоду

$$\begin{cases} \delta \bar{T}_K = \frac{2|\bar{T}_K - \bar{T}_{K-1}|}{\bar{T}_K + \bar{T}_{K-1}}, \\ \delta \bar{T}'_K = \frac{2|\bar{T}_K - \bar{T}_{K-2}|}{\bar{T}_K + \bar{T}_{K-2}}, \\ \delta \bar{T}_{K-1} = \frac{2|\bar{T}_{K-1} - \bar{T}_{K-2}|}{\bar{T}_{K-1} + \bar{T}_{K-2}}. \end{cases} \quad (2)$$

Значення $\delta \bar{T}_K$ визначається таким чином:

$$\delta \bar{T}_K = \begin{cases} \delta \bar{T}'_K, & \text{якщо } \delta \bar{T}_K, \delta \bar{T}_{K-1} \gg 0 \wedge \delta \bar{T}'_K \approx 0; \\ \delta \bar{T}_K, & \text{якщо } \delta \bar{T}_K, \delta \bar{T}_{K-1} \gg 0 \wedge \delta \bar{T}'_K \approx 0. \end{cases} \quad (3)$$

Прийнято такі умови:

$$\delta \bar{T}_1 = 0, \text{ якщо } \bar{T}_1 \neq 0;$$

$$\delta \bar{T}_K = 0, \text{ якщо } \bar{T}_K \neq 0 \wedge \bar{T}_{K-1} \neq 0; \quad (4)$$

$$\delta \bar{T}_K = 1, \text{ якщо } \bar{T}_K = 0;$$

$$\delta \bar{T}'_1 = 1; \delta \bar{T}'_2 = 1.$$

Якщо відносне відхилення періоду поточного кадру порівняно з періодом попереднього кадру близьке до нуля, періодичну складову пульсацій тиску можна вважати стійкою в поточному кадрі. Пропонується наступна умова прийняття рішення:

$$\delta \bar{T}_K = \begin{cases} 0, & \text{якщо } \delta \bar{T}_K \leq 0,1; \\ 1, & \text{якщо } \delta \bar{T}_K > 0,1. \end{cases} \quad (5)$$

Це означає, що якщо $\delta \bar{T}_K \leq 0,1$, то періодична складова вважається стійкою в даному кадрі, а якщо $\delta \bar{T}_K > 0,1$ - нестійкою.

Якщо позначити pT — ймовірність потенційної небезпеки для роботи компресора з погляду стійкості періодичностей пульсацій тиску, то

$$pT_K = \begin{cases} 1, & \text{якщо } \delta \bar{T}_K = 0; \\ 0, & \text{якщо } \delta \bar{T}_K = 1. \end{cases} \quad (6)$$

Якщо $pT_K = 1$, то кадр вважається потенційно небезпечним. Введемо величину R_s - відносна частота потенційно небезпечних кадрів до загальної кількості z :

$$R_s = \frac{1}{z} \sum_{k=1}^z pT_K \leq 1.$$

Позначимо R_{s1} та R_{s2} так значеннями, що за $R_{s1} \leq R_s < R_{s2}$ періодичності пульсацій тиску вважається квазістійкими; за $R_{s2} \leq R_s < 1$ - стійкими; а при $R_s = 1$ - стабільно стійкими.

Через нестаціонарність пульсацій тиску у просторі їх відносний розмах у різних точках на колі одного діаметра в проточній частині при квазістійких або стійких періодичності може (незначно) відрізнятися. Для прийняття рішення рекомендується використовувати середній для всіх датчиків відносний розмах $\bar{A} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n A_i$, де n - число встановлених у даному перерізі датчиків. Середній відносний розмах пульсацій тиску за z кадрів визначається як

$$\bar{A}_z = \frac{1}{z} \sum_{K=1}^z \bar{A}_K,$$

де $\bar{A}_K$ - середній відносний розмах у кадрі K .

Позначимо A_1 і A_2 - такі порогові значення відносного розмаху пульсацій тиску на вході в компресор, що при наявності стійких періодичних складових і $A_1 \leq \bar{A}_z < A_2$ компресор знаходиться в стані передзриву або стійкого, але слабого зриву, а при $\bar{A}_z \geq A_2$ - у стані інтенсивного зриву. Для дослідженого компресора [1] $A_1 = 0,015$ та $A_2 = 0,02$.

Деталізація передпомпажного стану компресора залежно від R_s та $\bar{A}_z$ наведено у табл. 1.

Таблиця 1
Передпомпажний стан компресора

Стан компресора	R_s	$\bar{A}_z$
передзрив	$R_{s1} \leq R_s < R_{s2}$	$A_1 \leq \bar{A}_z$
стійкий слабкий зрив	$R_{s2} \leq R_s < 1$	$A_1 \leq \bar{A}_z < A_2$
стійкий інтенсивний зрив	$R_{s2} \leq R_s < 1$	$\bar{A}_z \geq A_2$

Ступінь компресора ГТД знаходиться в передпомпажному стані, якщо одночасно виконані два критерії:

1. Критерій рівня стійкості низькочастотних періодичних складових пульсацій статичного тиску в проточній частині компресора: низькочастотні періодичні складові пульсацій статичного тиску повинні бути принаймні квазістійкими, тобто $R_s \geq R_{s1}$.

2. Критерій рівнів інтенсивності пульсацій статичного тиску в проточній частині компресора: відносний розмах пульсацій статичного тиску в безлопатковому просторі має бути не менше того, що відповідає початку передзриву або слабого зриву, тобто $\bar{A}_z \geq A_1$.

Антипомпажна система компресора ГТД повинна готуватися до спрацювання при виникненні передзриву або слабого зриву ($R_s \geq R_{s1}$ і $A_1 \leq \bar{A}_z < A_2$) і спрацювати, коли з'являється стійкий інтенсивний зрив ($R_s \geq R_{s2}$ та $\bar{A}_z \geq A_2$). Таким чином, можна запобігти попаданню компресора в помпаж. Зв'язок між станом антипомпажного пристрою та значеннями R_s і $\bar{A}_z$ наведені в табл. 2.

З табл. 2 слідує, що антипомпажний алгоритм повинен мати конкретний вихідний параметр для керування положенням антипомпажного клапана. Якщо позначити цей параметр KL , тоді $KL = 0$ відповідає стану «закритий»; $KL = 0,5$ - «готовий до відкриття»; а $KL = 1$ - «відкритий». Таким чином, $KL = 0$ відповідає нормальному компресору;

$KL = 0,5$ – передзриву або стійкого слабого зриву;
а $KL = 1$ – інтенсивному зриву (квазістійкого і стійкого інтенсивного зриву).

Таблиця 2
Стан антипомпажного пристрою (клапану)

Стан антипомпажного клапану	R_s	$\bar{A}_z$
закритий	$R_s < R_{s1}$	$A_1 < \bar{A}_z$
готовий до відкриття	$R_s \geq R_{s1}$	$A_1 \leq \bar{A}_z < A_2$
відкритий	$R_{s2} \leq R_s \leq 1$	$\bar{A}_z \geq A_2$

Антипомпажний алгоритм компресора авіаційного ГТД

На базі викладеного пропонується антипомпажний алгоритм компресора авіаційного ГТД.

Введемо позначення:

Δt – інтервал часу, протягом якого досліджується стан компресора;

z – число кадрів для обробки, що містяться в Δt , $z \geq 2$;

n_{in} – число датчиків, встановлених на колі одного діаметра на вході в компресор;

n_{out} – число датчиків, встановлених на колі одного діаметра на виході компресора;

$T_{in,i}$ – період низькочастотних періодичних складових пульсацій тиску на вході компресора, що реєструються датчиком «і»;

$T_{in,max} = \max\{T_{in,i}\}, i=\overline{1, n_{in}}$ – максимальне значення періоду T_{in} ;

$T_{in,min} = \min\{T_{in,i}\}, i=\overline{1, n_{in}}$ – мінімальне значення періоду T_{in} ;

$T_{out,j}$ – період низькочастотних періодичних складових пульсацій тиску на виході компресора, що реєструються датчиком «j»;

$T_{out,max} = \max\{T_{out,j}\}, j=\overline{1, n_{out}}$ – максимальне значення періоду T_{out} ;

$T_{out,min} = \min\{T_{out,j}\}, j=\overline{1, n_{out}}$ – мінімальне значення періоду T_{out} ;

$\bar{T}_{in}, \bar{T}_{out}$ – середній період низькочастотних періодичних складових пульсацій тиску на вході та виході компресора відповідно, визначається за формулою (1);

$\delta\bar{T}$ – відносне відхилення середнього періоду, що визначається за виразами (3) – (5);

p_{TK} – ймовірність потенційної небезпеки для роботи компресора періодичних складових пульсацій тиску в кадрі "K" (6);

$\Sigma T = \sum_{K=1}^z p_{TK}$ – сума ймовірностей потенційної небезпеки періодичних складових пульсацій тиску з z кадрів;

$\Sigma A = \sum_{K=1}^z \bar{A}_K$ – сума відносних розмахів пульсацій тиску за z кадрів.

Схема запропонованого алгоритму для антипомпажного захисту компресора авіаційного ГТД наведена на рис. 1.

Кожного моменту в алгоритмі використовуються результати обробки z останніх кадрів. Кадр номер z є поточним, інші кадри — передісторія пульсацій тиску. Такий підхід дозволяє уникнути помилкового спрацювання через випадкову появу короткочасних періодичностей з великим розмахом.

Для постійного моніторингу стану компресора слід застосовувати антипомпажний алгоритм методом ковзного вікна зі зсувом, рівним одному кадру. Параметри $\Delta t, R_{s1}, R_{s2}, A_1, A_2$ повинні бути обрані на підставі експериментальних даних для кожного ГТД на етапі налагодження антипомпажної системи.

Структура ідентифікатора передпомпажних станів компресора авіаційного ГТД

На підставі антипомпажного алгоритму пропонується схема ідентифікатора передпомпажних станів компресора авіаційного ГТД у вигляді трирівневої системи сигналізації та захисту (рис. 2).

Для реалізації запропонованого алгоритму антипомпажного захисту необхідно виконати такі умови.

1. Установити, щонайменше, по два малоінерційних датчика тиску на вході та виході компресора. Бажано, щоб кутова відстань між датчиками на вході й виході, була різною [1].

2. Установити вимірювальні прилади для достовірного визначення поточного тиску p_2 і температури T_2 на виході компресора, а також частоти обертання ротора.

3. Провести випробування в робочих умовах для визначення значень налаштовуваних параметрів алгоритму ($T_{min}, T_{max}, \Delta t, R_{s1}, R_{s2}, A_1, A_2$).

4. Визначити частоти дискретизації, коефіцієнт децимації, коефіцієнт перекриття кадрів з умов узгодження обчислювальної швидкодії системи контролю двигуна та динамічних властивостей механічної частини системи антипомпажного захисту ГТД.

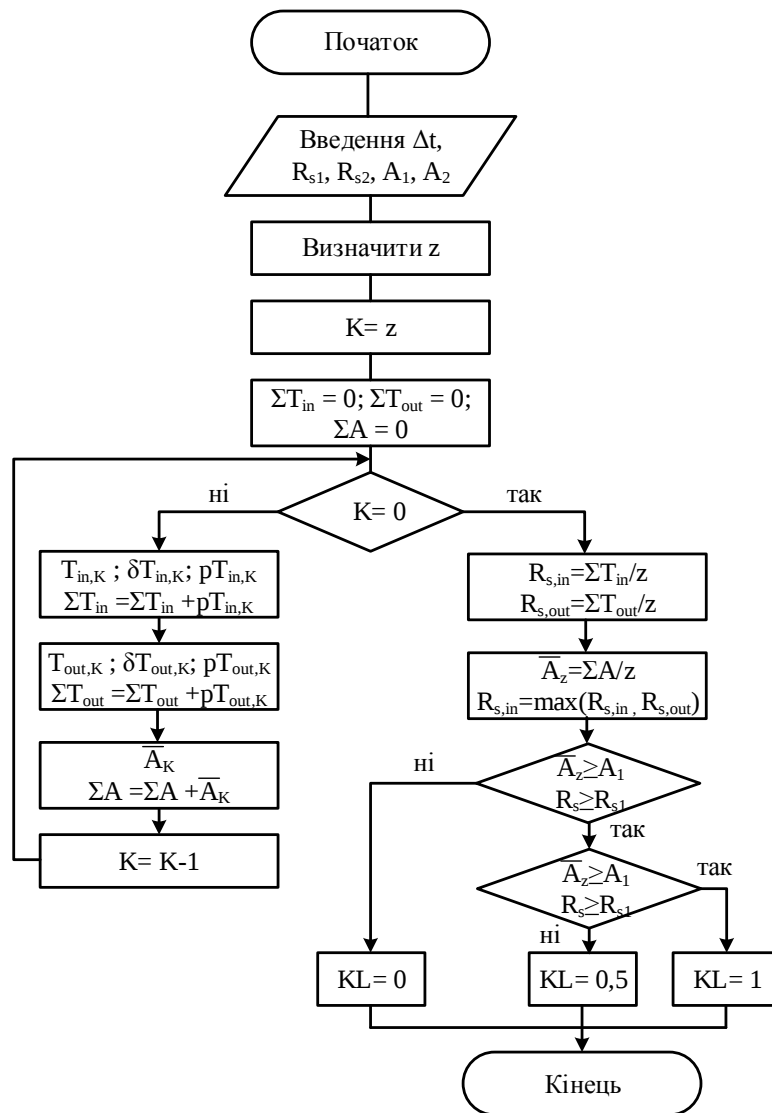


Рис. 1. Схема антипомпажного алгоритму

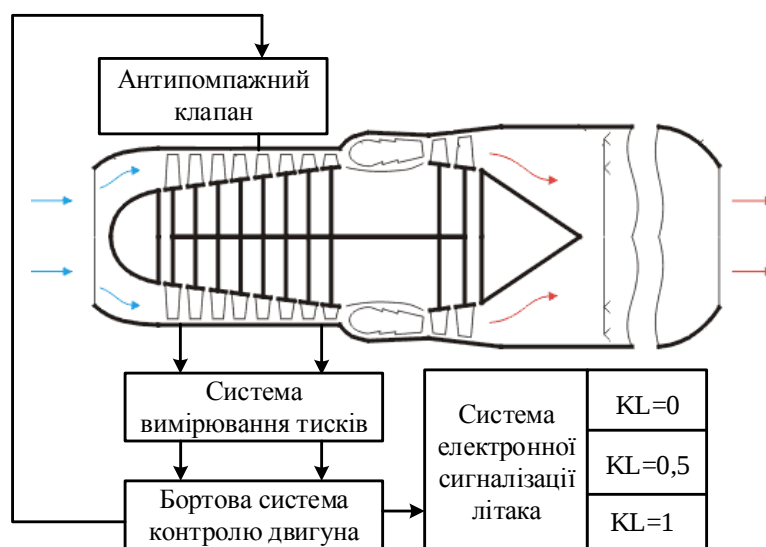


Рис. 2. Схема ідентифікатора передпомпажних станів компресора авіаційного ГТД

5. Для двокаскадного компресора вимірювання пульсацій тиску необхідних для антипомпажного алгоритму, необхідно проводити на вході першої (низького тиску) та виході другої (високого тиску) ступеней

Висновки

У статті сформовані інформативні критерії для ідентифікації передпомпажного стану компресора авіаційного ГТД. Перший критерій – рівень стійкості періодичної складової пульсацій тиску R_s . Другий критерій – межа відносного розмаху пульсацій тиску в компресорі А. За допомогою отриманих критеріїв можна розділити передпомпажної області на передзрив, слабкий зрив та інтенсивний зрив.

Така деталізація дозволяє запобігти помилковому спрацюванню (на режимах великих витрат) і передчасного спрацювання (при неінтенсивному зриві) системи антипомпажного регулювання.

На основі отриманих критеріїв розроблено алгоритм для антипомпажного регулювання, за яким антипомпажна система готується до спрацювання, коли в проточній частині компресора виникає передзрив або слабкий зрив, і спрацьовує при появі інтенсивного зриву.

Питання, які вимагають подальшої розробки, полягають в площині дослідження нестационарних процесів і практичної реалізації:

1. Проблема визначення місця зародження, напрямку та інтенсивності роз поширення обертового зриву по тракту компресора.

2. Задача апаратної реалізації пропонованого алгоритму з використанням сучасних процесорів і відповідних технологій.

3. Оптимізація алгоритму для забезпечення необхідної швидкодії стосовно до систем реального часу.

Література

1. Панин, В. В. Газодинамическая устойчивость компрессоров авиационных ГТД [Текст] : монография / В. В. Панин. – К. : КМУГА, 1998. – 152 с.

2. Cumpsty, N. A. Compressor Aerodynamics [Text] / N. A. Cumpsty. – 2nd Edition. – Krieger Pub Co, 2004. – 552 p.

3. Идентификация помпажа в компрессорах авиационных газотурбинных двигателей с помощью вейвлет-анализа [Текст] / В. В. Панин, С. В. Енчев, А. В. Попов, А. Ю. Сидоренко // *Авиационно-космична техніка і технологія*. – 2011. – № 9 (86). – С. 134–138.

4. Енчев, С. В. Интеллектуальный регулятор запаса газодинамической стойкости компрессора авиационного ГТД [Текст] / С. В. Енчев, С. О. Таку // *Авиационно-космична техніка і технологія*. – 2021. – № 4 (172). – С. 48–52. DOI: 10.32620/aktt.2021.4.07.

5. Енчев, С. В. Wavenet-технології в задачах ідентифікації помпажних явищ в компресорах авіаційних ГТД [Текст] / С. В. Енчев // *Авиационно-космична техніка і технологія*. – 2017. – № 8 (143). – С. 121–125.

References

1. Panin, V. V. *Gazodinamicheskaja ustojchivost' kompressorov aviacionnyh GTD* [Analysis Gas-dynamic stability of aviation gas turbine compressors]. Kyiv, 1998. 192 p.

2. Cumpsty, N. A. *Compressor Aerodynamics*. 2nd Edition, Krieger Pub Co, 2004. 552 p.

3. Panin, V. V., Yenchev, S. V., Popov, A. V., Sidorenko, A. Ju. Identifikacija pompazha v kompressorah aviacionnyh gazoturbinnih dvigatelej s pomoshh'ju vejvlet-analiza [Identifying Surge in Aircraft Gas Turbine Compressors Using Wavelet Analysis]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2011, no. 9(86), pp. 134-138.

4. Yenchev, S. V., Taku, S. O. Intelktual'nyy rehulyator zapasu hazodynamichnoyi stiykosti kompresora aviatsiynoho HTD [Intelligent regulator of gas dynamic stability reserve of the compressor of the aviation GTE]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology* 2021, no. 4(172), pp. 48-52. DOI: 10.32620/aktt.2021.4.07.

5. Yenchev, S. V. Wavenet-tehnolohiyi v zadachakh identyfikatsiyi pompazhnykh yavvyshch v kompresorakh aviatsiynykh HTD [Wavenet technologies in the tasks of identification of surge phenomena in compressors of aviation gas turbines]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2017, no. 8(143), pp. 121-125.

IDENTIFIER OF PRE-SURGE STATES OF AN AIRCRAFT GTE COMPRESSOR

Serhii Yenchев, Serhii Taku

Surging is a dangerous operating mode of the compressor; in this mode, destabilization and flow stall occur, causing intense pressure fluctuations of the working fluid in the flow path or gas-dynamic shocks. Surging phenomena in gas turbine engines lead to a loss of thrust, are accompanied by an increase in the temperature of gases in front of the turbine and an increase in the level of vibration because of large amplitudes of pressure pulsations and mass flow rates along the engine path. The possibility of occurrence of these phenomena is a serious obstacle to increasing the reliability of gas turbine engines, including flight safety in general. The study of non-stationary processes in compressors shows that surge is preceded by such phenomena as pre-surge and rotating stall, which are called the pre-surge state of an aircraft GTE compressor. The study aims to develop informative criteria for the timely detection of the pre-surge state of the compressor of an aircraft gas turbine engine and to build an anti-surge algorithm for the functioning of the proposed identifier based on the developed criteria. To assess the stability of pressure pulsation periodicities, it is proposed to process and compare the signals received from fast-response sensors located in the compressor. In this article, informative criteria are formed for identifying the pre-surge state of an aircraft GTE compressor. The first criterion is the level of stability of the periodic component of pressure fluctuations. The second criterion is the limit of the relative range of pressure pulsations in the compressor. With the help of the obtained criteria, the pre-surge area is divided into pre-surge, weak stall, and intense stall. Such detailing makes it possible to prevent erroneous wear (in high-cost modes) and premature wear (in case of non-intensive disruption) of the anti-surge control system. Based on the criteria obtained, an algorithm for anti-surge adjustment was developed, according to which the anti-surge system is prepared for testing when a pre-surge or weak stall occurs in the compressor flow path, and is triggered when an intense stall occurs. Based on the anti-surge algorithm, a scheme for identifying the pre-surge states of an aircraft GTE compressor is proposed in the form of a three-level alarm and protection system. Recommendations for the practical implementation of the identifier are described.

Keywords: aircraft gas turbine engine; gas dynamic resistance; compressor; identifier; pre-surge; algorithm.

Єнчев Сергій Васильович – д-р техн. наук, доц., проф. каф. автоматизації та енергоменеджменту Аерокосмічного факультету, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Таку Сергій Олегович – викладач Фахового коледжу інженерії та управління, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Serhii Yenchев - Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Department of Automation and Energy Management of the Aerospace Faculty of the National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: esw@ukr.net, ORCID: 0000-0001-6994-9378, ResearcherID: AGD-8051-2022.

Serhii Taku – Lecturer at the Professional College of Engineering and Management of the National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: taku_777@ukr.net, ORCID: 0000-0003-0107-5437.