

Є.Ю. Іленко<sup>1</sup>, М.Б. Сушак<sup>2</sup>, П.М. Стешенко<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

<sup>2</sup> Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

## ВИЗНАЧЕННЯ МІЖРЕМОНТНОГО РЕСУРСУ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ У ПРОЦЕСІ ІМПОРТОЗАМІЩЕННЯ КОМПЛЕКТУЮЧИХ ВИРОБІВ

У статті представлено результати аналізу існуючих підходів щодо визначення ресурсу авіаційних двигунів, на які під час відновлення мають встановлюватись комплектувальні вироби, виготовлення яких освоєно вітчизняними підприємствами. рішення даної задачі можливе шляхом проведення прискорених циклічних еквівалентних випробувань газотурбінних двигунів, які дозволяють у короткі терміни виявити основні дефекти двигуна, здійснити заходи щодо їх усунення та визначити ресурс двигуна. у статті обґрунтовані особливості програми проведення таких випробувань.

**Ключові слова:** імпортозаміщення, запас міцності, надійність, ресурс, еквівалентне випробування, випробувальний цикл, модель процесу збільшення міжремонтного ресурсу.

### Вступ

Постановка проблеми. На сьогодні, враховуючи те, що більша частина комплектуючих деталей, вузлів, які входять до складу конструкції газотурбінних двигунів (далі – ГТД) військових літаків Збройних Сил України, розроблені та виробляються в Російській Федерації, стало питання щодо постачання еквівалентних штатним виробів з інших країн (диверсифікація закупівель) або налагодження вітчизняного виробництва останніх (імпортозаміщення). Зазвичай певна частина деталей (вузлів) в процесі ремонту авіаційних двигунів підлягає обов'язковій заміні (або в залежності від технічного стану).

До такої номенклатури, що входить до складу авіаційних двигунів, наприклад, відносяться окремі підшипники кочення та сільфони. Так, замість штатних підшипників та сільфонних вузлів, виробником яких є Російська Федерація, державні авіаремонтні підприємства (далі – АРП) опрацьовують питання щодо імпортозаміщення комплектуючих спільно з потенційними вітчизняними виробниками, такими як:

– ТОВ “Науково-дослідний інформаційний центр “АРМАТОМ” – виробництво сільфонів та сільфонних вузлів;

– ТОВ “УКРТЕХАВІА” – виробництво підшипників. Разом з тим слід зазначити, що до авіаційних підшипників та сільфонів нормативними документами зазначені досить жорсткі вимоги щодо рівня їх надійності. Так, відповідно до вимог ГОСТ 21482-76, рівень ймовірності безвідмовної роботи одношарових вимірювальних металевих сільфонів має бути не менше 0,99 за 60 000 циклів при навантаженні їх змінним внутрішнім тиском.

Для авіаційних підшипників передчасний вихід із ладу взагалі не допускається [1]. При дефектації підшипників на АРП керуються вимогами, що пред'являються до підшипників протягом міжремонт-

ного терміну служби, встановленого для конкретного ГТД.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій.** Ресурс ГТД як складної технічної системи, що включає набір агрегатів, комплектуючих елементів з різноманітними процесами їх навантажень, можливо визначити як час напрацювання до ремонту, протягом якого доцільно і допустимо використовувати двигун в конкретних умовах експлуатації.

Сама оцінка доцільності та допустимості цього визначається виконанням вимог нормативних показників справності парку військової авіаційної техніки (далі – АТ), що визначає максимальний економічний ефект з необхідним рівнем надійності [2–3].

**Постановка задачі.** В умовах заміщення вузлів та агрегатів ГТД вітчизняними виробами виникає необхідність корегування ресурсу двигуна та його деталей (вузлів). Техніко-економічний зміст поняття ресурсу ГТД залежить від багатьох факторів. Обґрунтоване призначення ресурсу передбачає врахування фізичних факторів, що визначають зміну властивостей двигуна в часі (процес старіння), і економічних, що визначають доцільність подальшого збільшення ресурсу при конкретних умовах експлуатації, обслуговування та ремонту, за критерієм “ефективність – вартість”.

**Метою статті** є аналіз існуючих підходів щодо визначення ресурсу авіаційних двигунів, на які, під час відновлення, мають встановлюватись комплектувальні вироби, виготовлення яких освоєно вітчизняними підприємствами та обґрунтування програм еквівалентних та циклічних випробувань для визначення ресурсу окремих вузлів авіаційних двигунів.

### Виклад основного матеріалу

При встановленні ресурсу ГТД важливо правильно врахувати зв'язок ресурсу та надійності. Схематично цей зв'язок представлено на рис. 1.

Відмови, що відносяться до категорії “відмови, що призвели до зриву виконання завдання”, визначають необхідний рівень забезпечення основних функцій двигуна. Відмови призводять до демонтажу двигуна з літака з наступним відправлення його на АРП, або до виконання робіт щодо усунення несправностей в умовах експлуатації. Все це призводить до додаткових матеріальних витрат в процесі

життєвого циклу ГТД.

Критерії, що характеризують виконання двигуном основних функцій, та експлуатаційні витрати будуть визначати ефективність системи призначення ресурсу.

Як показано на рис. 1, величина ресурсу, в свою чергу, буде впливати на рівень відмов ГТД.

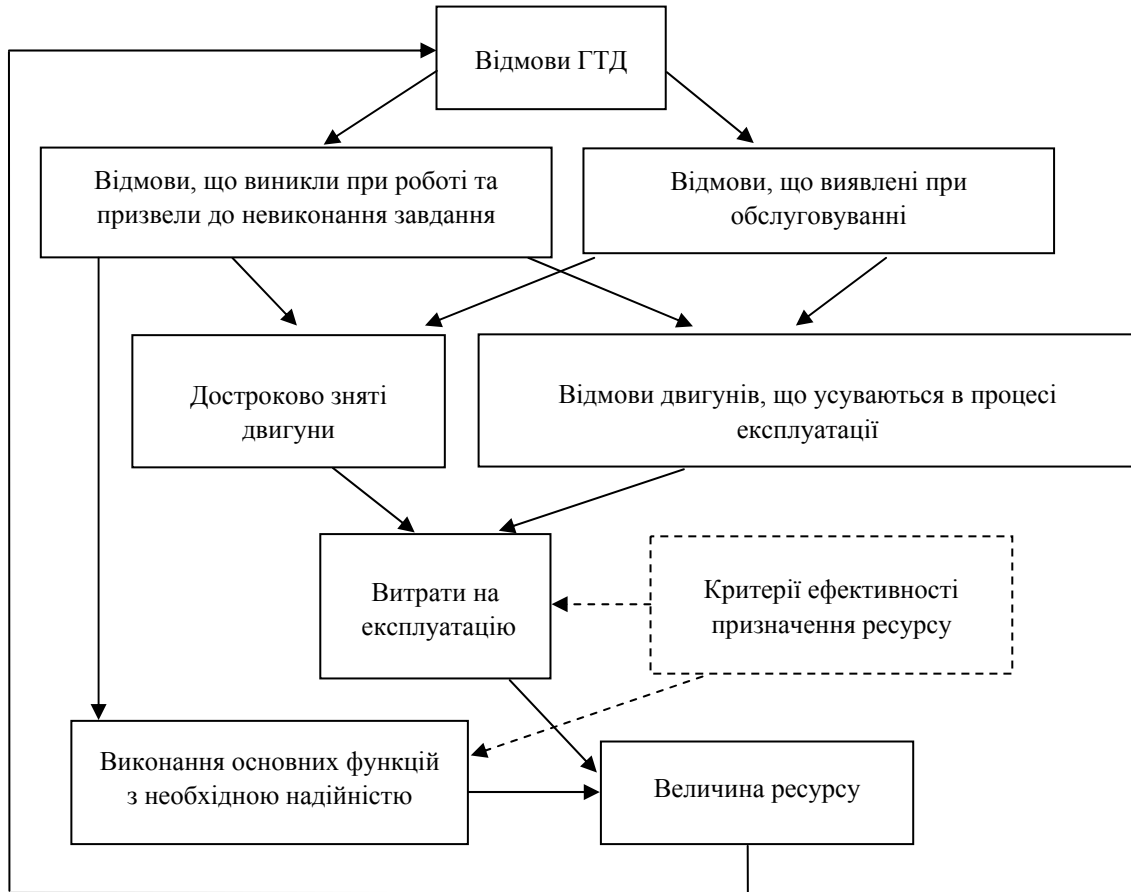


Рис. 1. Принципова схема зв'язку ресурсу та надійності ГТД

В [2] модель процесу збільшення ресурсу представлена наступним чином:

$$S_2 = (\tau, \lambda, \omega) \rightarrow \max \text{ при } S_1 = (\tau) \geq S_0, \quad (1)$$

де  $\tau$  – величина ресурсу, що є незалежною змінною або управляємим параметром;

$\lambda$  та  $\omega$  – інтенсивність та параметр потоку відмов (незалежні змінні);

$S_1$  – критерій, що характеризує виконання ГТД своїх функцій з необхідним рівнем надійності;

$S_2$  – критерій економічної ефективності збільшення ресурсу;

$S_0$  – допустимий рівень критерію  $S_1$ .

В свою чергу

$$\lambda = \lambda(\tau, R) \text{ та } \omega = \omega(\tau, R),$$

де  $R = \{R_1, R_2, \dots, R_m\}$ ;

$R_i$  –  $i$ -й фактор впливу (умови та інтенсивність експлуатації, режими роботи, досконалість системи діагностування, рівень фахової підготовки обслуговуючого персоналу інше).

Враховуючи зв'язки, що показані на рис. 1, функція  $S_2$  може бути виражена через вартісні показники. Оптимальний ресурс буде відповідати її максимуму з урахуванням обмежень, що накладаються на функцію  $S_1$ .

Однак наявність певних конструктивно-виробничих та експлуатаційних факторів вносить корегуючий вплив на формування системи призначення ресурсу (рис. 2), що відповідно до умов, викладених на рис. 1, ускладнює задачу об'єктивного визначення оптимального ресурсу.

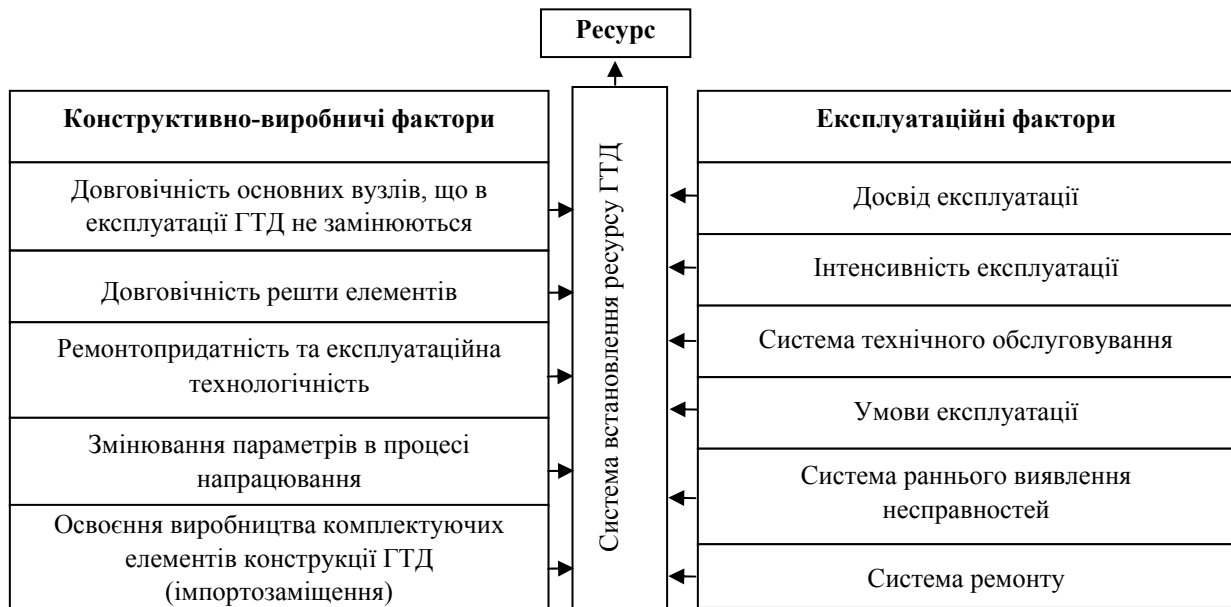


Рис. 2. Фактори, що впливають на визначення величини ресурсу ГТД

На практиці, в залежності від ряду факторів застосовують різні підходи щодо призначення ресурсу ГТД, як результат намагаючись досягнути виконання умов (1). Цим умовам в більшій мірі відповідає система призначення диференційованого ресурсу. Вказана система базується на врахуванні таких факторів, як різна довговічність окремих вузлів та елементів двигунів, вплив на надійність конкретних умов експлуатації, ефективність системи технічного обслуговування (див. рис. 2).

Визначені при ресурсних випробуваннях та в процесі експлуатації показники надійності окремих елементів двигуна дозволяють диференціювати його ресурс по вузлам. При призначенні диференційованого ресурсу вузлів зазвичай призначаються фіксовані строки контролю “слабких” вузлів, до яких в більшості випадків відносяться елементи гарячої частини двигуна (диски та лопатки турбіни, жарові труби камери згорання), які обов’язково або за необхідністю замінюються. В деяких випадках перевірку надійності двигуна та його основних вузлів практикується здійснювати більш економічними прискореними стендовими випробуваннями – шляхом використання найбільш важких з експлуатаційних режимів роботи двигуна, де досягається за більш короткий час така ж пошкодженість, яку отримує двигун за час вироблення ресурсу [4–10].

Прискорені еквівалентні стендові випробування дозволяють у короткі терміни виявити основні дефекти двигуна, здійснити заходи щодо їх усунення та наближено визначити ресурс двигуна. Основою побудови методів проведення прискорених еквівалентних випробувань має бути узгоджене з практикою припущення про те, як витрачається запас працездатності двигуна в залежності від умов проведення випробувань, тобто в залежності від режимів роботи, числа циклів навантажень інше. Витрачання запасу працездатності або ви-

роблення ресурсу має бути однаковим для еквівалентного випробування та роботи двигуна в експлуатації протягом імітуемого прискореними випробуваннями ресурсу.

Визначення об’єктивної міри вироблення ресурсу є проблемним питанням, вирішення якого передбачає знання фізики всіх процесів, що проходять в робочих умовах та призводять при певному напрацюванні до втрати працездатності. Для окремих елементів конструкції при дослідженому характері їх навантаження поняття міри ресурсу більш-менш однозначне. Однак, для такої багатокомпонентної системи як ГТД, закономірності накопичення пошкоджень кожного елемента та вузла врахувати досить складно через відмінність умов їх роботи та характеру навантажень. Тому досить умовно можливо говорити і про міру ресурсу двигуна. Зважаючи на те, що основною умовою еквівалентності випробувань є рівність міри ресурсу, точно визначити умову еквівалентності випробувань двигуна досить важко. В практиці випробувань використовуються моделі еквівалентності режимів для окремих вузлів та деталей при різних типах навантажень. В залежності від того, які саме елементи двигуна і які види їх навантаження визначені як лімітуючі ресурс двигуна, формуються відповідні підходи щодо оцінки умов еквівалентності з наступним складанням програм прискорених випробувань.

В багатьох практично важливих випадках доцільно використовувати міру ресурсу, що пов’язана з запасами міцності. Тоді принцип еквівалентних випробувань зводиться до відповідності запасів міцності при прискорених випробуваннях та випробуваннях за експлуатаційною програмою. Ресурс ГТД в основному визначається елементами гарячої частини двигуна (в першу чергу лопатками і дисками турбіни). При цьому тривала статична міцність є одним з визначальних фак-

торів, що впливає на ресурс турбіни. У зв'язку з цим отримав розвиток підхід до визначення міри еквівалентності режимів прискорених випробувань зазначених елементів ГТД за умови рівності запасів їх статичної міцності.

Детермінована математична модель тривалого статичного руйнування певного елемента конструкції ГТД може бути представлена як

$$\sigma^m t^* = C, \tag{2}$$

де  $t^*$  – час до руйнування елемента при дії статичного напруження  $\sigma$  при температурі  $T$ ;

$m$  та  $C$  – постійна для матеріалу, з якого виготовлений елемент, і температурний коефіцієнт.

В реальних умовах елементи двигуна працюють при змінних умовах навантаження, у зв'язку з чим необхідним є підсумовування пошкоджень для правильної оцінки запасів міцності. Так, в [2] зазначено, що можливість використання лінійної моделі підсумовування пошкоджень, що зв'язані з тривалою статичною міцністю, дає наступну умову руйнування

$$\sum_{i=1}^n (t_i / t_i^*) = 1, \tag{3}$$

де  $n$  – число режимів навантаження;

$t_i$  – час роботи на  $i$ -му режимі з температурою  $T_i$  та при напруженні  $\sigma_i$ ;

$t_i^*$  – час до руйнування при роботі на  $i$ -му режимі.

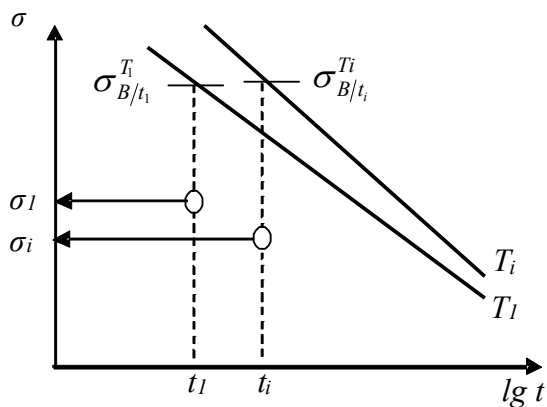


Рис. 3. Графік оцінки еквівалентності режимів з тривалої міцності

Розрахунок тривалої статичної міцності робочої лопатки турбіни на максимальному режимі розраховується за формулою

$$k_1 = \sigma_{B/t_1}^{T_1} / \sigma_1, \tag{4}$$

де  $\sigma_{B/t_1}^{T_1}$  – межа тривалої міцності матеріалу при температурі  $T_1$  та тривалості  $t_1$ , що відповідають максимальному режиму;  $\sigma_1$  – найбільше діюче напруження на цьому режимі.

Аналогічно (4) для будь-якого іншого менш навантаженого режиму можливо записати

$$k_i = \sigma_{B/t_1}^{T_i} / \sigma_i.$$

Якщо врахувати модель руйнування (2), можна замість виразу (4) записати

$$\left( \sigma_{B/t_1}^{T_i} / \sigma_i \right)^{m_1} = k_i^{m_1} = t_1^* / t_i, \tag{5}$$

де  $m_1$  – показник ступеня в залежності час-напруження для тривалої міцності матеріалу при температурі  $T_1$ ;  $t_1^*$  – час до руйнування при температурі  $T_1$  та напруженні  $\sigma_1$ .

Виходячи з умов лінійного підсумовування пошкоджень для еквівалентного запасу міцності з урахуванням роботи на всіх  $n$  режимах, можна записати співвідношення

$$\frac{1}{k_{\text{екв}}^m} = \frac{1}{k_1^{m_1}} + \frac{1}{k_2^{m_2}} + \dots = \sum_{i=1}^n \left( \frac{1}{k_i^{m_i}} \right). \tag{6}$$

Приймаємо величину  $m$  рівною  $m_1$  (її значення найменше)

$$m_i = m_1. \tag{7}$$

Вибираємо за еквівалентний режим – максимальний. Тоді, враховуючи умови (5) та (6), можна записати

$$\sum_{i=1}^n (1 / k_i^{m_1}) = t_{\text{екв}} / t_1^*, \tag{8}$$

де  $t_{\text{екв}}$  – еквівалентний час роботи на максимальному режимі.

Так як  $t_1^* = t_1 k_1^{m_1}$ , то рівність (8) буде в наступному вигляді

$$t_{\text{екв}} = t_1 \sum_{i=1}^n \left( \frac{k_1}{k_i} \right)^{m_1} = t_1 \left[ 1 + \left( \frac{k_1}{k_2} \right)^{m_1} + \left( \frac{k_1}{k_3} \right)^{m_1} + \dots \right]. \tag{9}$$

Вираз (9) відображає умову еквівалентності – рівність запасів тривалої міцності при прискорених випробуваннях на максимальному режимі та тривалих експлуатаційних випробуваннях. Тобто запас міцності при роботі на максимальному режимі протягом  $t_{\text{екв}}$  буде дорівнювати запасу міцності при роботі на всіх режимах протягом ресурсу. Умова (9) дає значне скорочення часу випробувань.

Так, для авіаційних ГТД:  $t_{\text{екв}} = (1, 2 \dots 2, 5) \cdot t_1$ . Тобто подвоєння часу роботи на максимальному режимі практично еквівалентно за пошкодженістю гарячої частини роботи двигуна за увесь ресурс.

Широко використовуються також циклічні випробування для перевірки міцності елементів гарячої частини і роторів ГТД при малоцикловій втомлюваності. Під час випробувань порівняно мала тривалість циклу

навантажень (10 ... 20 хв.) дозволяє за короткий час відтворити багато тисяч їх. Важливою особливістю циклічних випробувань є пряме врахування статичного розсіювання результатів малоциклових випробувань. Виходячи з можливого розсіювання властивостей турбінних матеріалів (деталей, що з них виготовлені), циклічні випробування проводяться зі значним запасом порівняно з числом циклів запуск-зупинка за ресурс. Число циклів випробувань визначається як

$$N_{\text{випр}} = CN_{\text{рес}} / \eta, \quad (10)$$

де  $N_{\text{рес}}$  – число циклів за перевіряєму циклічними випробуваннями величину ресурсу;  $C$  – запас за кількістю циклів (з урахуванням розсіювання);  $\eta$  – коефіцієнт відповідності робочого та випробувального циклу (при циклічних випробуваннях безпосередньо на двигуні в робочих умовах  $\eta = 1$ ).

Величина  $C$  визначається із наступних умов. Нехай показане на рис. 4 поле розсіювання відповідає розсіюванню результатів малоциклових випробувань зразків.

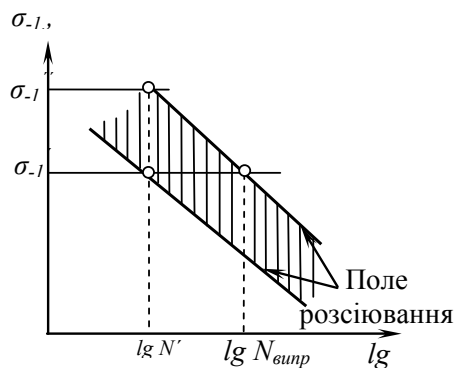


Рис. 4. Графік до врахування розсіювання результатів малоциклових випробувань при циклічних випробуваннях ГТД

Якщо при циклічних випробуваннях виявилось, наприклад, руйнування (тріщина) в диску турбіни при числі циклів  $N_{\text{випр}}$ , то робиться припущення, що це найбільш якісний з можливих диск. Найгірший диск з урахуванням поля розсіювання зразків при тому ж напруженні зруйнується при  $N'$  циклах (рис. 4). Тому потрібно для обґрунтування  $N'$  робочих циклів провести  $N_{\text{випр}}$  випробувальних циклів, тобто  $C = N_{\text{випр}} / N$ . На практиці ця величина може досягати  $C = 2...3$ . Можливий і перевантажувальний варіант випробувань (для скорочення числа випробувальних циклів). Якщо неякісний диск зруйнується при  $N'$  циклах та напруженні  $\sigma_{-1}'$ , то якісний диск напрацює  $N'$  циклів при напруженні  $\sigma_{-1}''$  (рис. 4).

Тоді можливо підтвердити  $N'$  робочих циклів ци-

клічними випробуваннями з числом циклів  $N_{\text{випр}} = N$ , але при напруженнях, що перебільшують робочі в  $\bar{C} = \sigma_{-1}'' / \sigma_{-1}'$  раз.

Узагальнюючи вищезазначене слід зазначити, що в практиці англійської та американської авіапромисловості циклічні випробування є основною формою прискорених випробувань авіаційних ГТД, які дають можливість швидко оцінити довговічність роторів та ряду деталей гарячої частини двигуна [2].

Для проведення прискорених випробувань двигунів також використовується статистичний підхід до оцінки еквівалентності режимів [3], де в якості статистичної міри ресурсу використовується функція, що дорівнює сумі інтенсивностей відмов

$$\phi(t, R) = \int_0^t \lambda(t, R) dt, \quad (11)$$

де  $R$  – режим роботи двигуна.

Якщо для двох режимів  $R_1$  та  $R_2$

$$\int_0^{t_1} \lambda(t, R_1) dt = \int_0^{t_2} \lambda(t, R_2) dt, \quad (12)$$

то це означає, що двигуни виробили однакову долю ресурсу, тобто час роботи  $t_1$  на режимі  $R_1$  еквівалентно часу роботи  $t_2$  на режимі  $R_2$ .

Враховуючи залежність

$$P(t) = e^{-\int_0^t \lambda(t) dt}, \quad (13)$$

де  $P(t)$  – ймовірність безвідмовної роботи;  $t$  – час напрацювання;  $\lambda(t)$  – інтегрована функція часу нароби́тку, вираз (12) означає рівність ймовірностей безвідмовної роботи, а саме

$$P(t_1, R_1) = P(t_2, R_2). \quad (14)$$

У випадку використання середньостатистичних показників надійності функція  $\phi(t, R)$  може бути представлена, як

$$\int_0^t \lambda(t, R) dt = \lambda_{\text{ср}}(R) t, \quad (15)$$

де  $\lambda_{\text{ср}}(R)$  – середнє значення інтенсивності відмов в інтервалі  $(0; t)$ .

Враховуючи рівність (15), умова еквівалентності роботи на різних режимах (12) запишеться як

$$\lambda_{\text{ср}}(R_1) t_1 = \lambda_{\text{ср}}(R_2) t_2 \quad (16)$$

або

$$t_1 / T(R_1) = t_2 / T(R_2), \quad (17)$$

де  $T(R_i)$ ,  $(i=1; 2)$  – нароби́ток на відмову при роботі на режимі  $R_i$ .

Узагальнюючи слід зазначити, що в результаті розробки методів прискорених еквівалентних випробувань відпрацьовується відповідна практика їх проведення,

що включає комплекс випробувань на виробках, деталях та всьому двигуні.

Для прискорення перевірки впливу факторів, що визначають витрачання ресурсу деталей (комплектуючих) ГТД, в програму прискорених випробувань рекомендується включати, окрім наробітку на максимальному режимі, також наробіток при частотах обертання, на яких існують резонансні коливання лопаток, а також наробіток при крейсерських (для валів) частотах обертання [11–12]. Повністю відтворюються всі перехідні режими за ресурс: запуски, в тому числі холодні, з виходом на максимальний режим, приймання та скидання обертів двигуна з витримуванням на максимальному режимі та малому газі, реверс тяги (для двигуна Д-30КП). При еквівалентних випробуваннях двигунів, у яких крейсерські режими відрізняються меншим наван-

таженням від максимального, за еквівалентний режим вибирається максимальний.

Так, для прикладу, основні характеристики програми еквівалентних випробувань турбореактивного двоконтурного двигуна (далі –ТРДД) складають загальну тривалість 840 год. за ресурс 5000 год. В експлуатації зазначений двигун за кожні 1000 год. напрацювання на максимальному режимі в середньому напрацьовує близько 20 год., на номінальному – близько 200 год., решта часу – на крейсерських режимах.

За ці 1000 год. здійснюється в середньому 500 запусків та приймань, а також по 300 вмикань реверсу та його переключок на режимі “Малий газ”. В табл. 1 наведено розподіл режимів еквівалентних випробувань ТРДД.

Таблиця 1

Режим еквівалентного випробування ТРДД за 5000 год.

Режими	1 етап	140 етапів	Режими	1 етап	140 етапів
Максимальний	1 год	140 год	Запуски	26	3640
На резонансних площадках	По 22 хв.	51 год. 20 хв.	Переключка реверса на режимі “Малий газ”	13	1820
Приймання	39	5460	Тривалість випробувань	6 год.	840 год.
Виходи на максимальну негативну тягу	13	1820			

Після проведення прискорених еквівалентних випробувань за відповідною програмою був проведений порівняльний аналіз дефектів, виявлених при цих випробуваннях та при тривалих випробуваннях за експлуатаційною програмою. Було встановлено, що ймовірність виявлення дефектів практично однакова для обох видів випробувань [2].

Для двигунів типу РД-33, АЛ-31Ф у випадках коли літаки типу МиГ-29, Су-27 відповідно виконують складні бойові завдання щодо перехвату та знищення повітряних цілей з частим використанням перехідних режимів роботи ГТД (з максимально допустимими перевантаженнями), для скорочення часу еквівалентних стено-

вих випробувань доцільно збільшувати навантаження на зазначені двигуни вище робочих максимальних режимів, принаймні, підвищувати температуру газу в камері згорання.

## Висновки

Таким чином, доведена доцільність проведення еквівалентних циклічних випробувань газотурбінних двигунів в процесі відновлення їх на вітчизняних АРП при імпортозаміщенні комплектуючих виробів, рівень надійності яких є визначальним для двигуна.

Представлені в статті результати можуть бути рекомендовані для визначення міжремонтного ресурсу ГТД.

## Список літератури

1. Карасьов О.Г. Оцінка технічного стану підшипників кочення при продовженні терміну служби авіаційним ГТД / О.Г. Карасьов, М.І. Шермачков, С.М. Кравченко // Збірник наукових праць Наукового центру Військово-Повітряних Сил України. – 2002. – №5. – С. 152-154.
2. Акимов В.М. Основы надёжности газотурбинных двигателей / В.М. Акимов. – М.: Машиностроение, 1981. – 207 с.
3. Седакин Н.М. Об одном физическом принципе теории надёжности / Н.М. Седакин // АН СССР. Техническая кибернетика. – 1966. – № 3. – С. 35-40.
4. Биргер И.А. Ресурс и эквивалентные испытания авиационных двигателей / И.А. Биргер // Испытания авиационных двигателей. – 1976. – № 4. – С. 17-48.
5. Кузнецов Н.Д. Ускоренные испытания авиационных двигателей / Н.Д. Кузнецов // Испытания авиационных двигателей. – 1976. – № 4. – С. 3-16.
6. Кузнецов Н.Д. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей / Н.Д. Кузнецов, В.И. Цейтлин. – М.: Машиностроение, 1976. – 216 с.
7. Рахмарова М.С. Влияние технологических факторов на надёжность лопаток газовых турбин / М.С. Рахмарова, Я.Г. Мирер – М.: Машиностроение, 1966. – 223 с.
8. Акимов В.М. Вопросы повышения надёжности и ресурса авиадвигателей / В.М. Акимов, С.А. Мирзоян. – М.: Изд. МАИ, 1970. – 180 с.

9. Piscopo Paul F. Integrated engine diagnostics and displays for NAVY aircraft of the 1980's // AIAA Paper. – 1972. – № 72-1034, p. 5.
10. Feulner Albert. Gasturbinenantriebe bei der Deutschen Bundesbahn / A. Feulner // MTZ. – 1975. – No 6(36), P. 161-167.
11. Дорошко С.М. Контроль и диагностирование технического состояния газотурбинных двигателей по вибрационным параметрам / С.М. Дорошко – М.: Транспорт, 1984. – 128 с.
12. Сушак М.Б. Оцінка стану авіаційних двигунів шляхом вібраційної діагностики / М.Б. Сушак, Р.М. Чигрин // VII наукова конференція “Новітні технології – для захисту повітряного простору”. – 2011. – С. 46-47.

## References

1. Karasov, O.H., Shermachkov, M.I. and Kravchenko, S.M. (2002), “Otsinka tekhnichnoho stanu pidshyynykiv kochennia pry pro-dovzhenni terminu sluzhby aviatsiynym HTD” [Assessment of the technical condition of roller bearings during prolongation of the service life of the aircraft GTE], *Zbirnyk naukovykh prats Naukovoho tsentru Viiskovo-Povitrianykh Syl Ukrainy*, No.5, pp. 152-154.
2. Akimov, V.M. (1981), “Osnovy nadezhnosti gazoturbinykh dvigateley” [Fundamentals of reliability of gas turbine engines], Mashinostroyeniye, Moscow, 207 p.
3. Sedyakin, N.M. (1966), “Ob odnom fizicheskom printsipe teorii nadezhnosti” [On a physical principle of the theory of reliability], *AN SSSR. Tekhnicheskaya kibernetika*, No. 3, pp. 35-40.
4. Birger, I.A. (1976), “Resurs i ekvivalentnye ispytaniya aviacionnykh dvigateley” [Resource and equivalent testing of aircraft engines], *Aircraft engine tests*, No.4, pp. 17-48.
5. Kuznecov, N.D. (1976), “Uskorennye ispytaniya aviacionnykh dvigateley” [Accelerated testing of aircraft engines], *Aircraft engine tests*, No.4, pp. 3-16.
6. Kuznecov, N.D. and Ceytin, V.I. (1976), “Ekvivalentnye ispytaniya gazoturbinykh dvigateley” [Equivalent Testing of Gas Turbine Engines], Mashinostroyeniye, Moscow, 216 p.
7. Rakhmarova, M.S. and Mirer, Ya.G. (1966), “Vliyaniye tehnologicheskikh faktorov na nadejnost lopatok gazovykh turbin” [The influence of technological factors on the reliability of gas turbine blades], Mashinostroyeniye, Moscow, 223 p.
8. Akimov, V.M. and Mirzoyan, S.A. (1970), “Voprosy povysheniya nadezhnosti i resursa aviadvigatelay” [Issues of increasing the reliability and resource of aircraft engines], MAI, Moscow, 180 p.
9. Piscopo, Paul, F. (1972), Integrated engine diagnostics and displays for NAVY aircraft of the 1980's, *AIAA Paper* No. 72-1034, pp. 5.
10. Feulner, A. (1975), Gasturbinenantriebe bei der Deutschen Bundesbahn, *MTZ*, No.6(36), pp. 161-167.
11. Doroshko, S.M., (1984), “Kontrol' i diagnostirovaniye tekhnicheskogo sostoyaniya gazoturbinykh dvigateley po vibratsionnym parametram” [Monitoring and diagnosing the technical condition of gas turbine engines by vibration parameters], Transport, Moscow, 128 p.
12. Sushak, M.B. and Chyhryn, R.M. (2011), “Otsinka stanu aviatsiinykh dvyhuniv shliakhom vibratsiinoi diahnostryky” [Assessment of the condition of aviation engines through vibration diagnostics], *VII naukova konferentsiia “Novitni tekhnolohii – dlia zakhystu povitri-anoho prostoru”*, pp. 46-47.

Надійшла до редколегії 28.09.2018

Схвалена до друку 5.11.2018

### Відомості про авторів:

#### Ленко Євген Юрійович

кандидат технічних наук доцент  
заступник начальника кафедри  
Харківського національного університету  
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,  
Харків, Україна  
<https://orcid.org/0000-0001-9405-6598>

#### Сушак Михайло Борисович

кандидат технічних наук  
старший науковий співробітник  
начальник науково-дослідної лабораторії  
Державного науково-дослідного інституту авіації,  
Київ, Україна  
<https://orcid.org/0000-0001-7747-2303>

#### Стешенко Петро Миколайович

кандидат технічних наук  
науковий співробітник  
Державного науково-дослідного інституту авіації,  
Київ, Україна  
<https://orcid.org/0000-0003-1432-6864>

### Information about the authors:

#### Yevhen Lenko

Candidate of Technical Sciences Associate Professor  
Deputy Chief of Department  
of Ivan Kozhedub Kharkiv National  
Air Force University,  
Kharkiv, Ukraine  
<https://orcid.org/0000-0001-9405-6598>

#### Mikhail Sushak

Candidate of Technical Sciences  
Senior Research  
Chief of Research Laboratory of  
State Research Aviation Institute,  
Kyiv, Ukraine  
<https://orcid.org/0000-0001-7747-2303>

#### Petr Steshenko

Candidate of Technical Sciences  
Research Associate of  
State Research Aviation Institute,  
Kyiv, Ukraine  
<https://orcid.org/0000-0003-1432-6864>

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕЖРЕМОНТНОГО РЕСУРСА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПРОЦЕССЕ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ КОМПЛЕКТУЮЩИХ ИЗДЕЛИЙ**

Е.Ю. Иленко, М.Б. Сушак, П.Н. Стешенко

*В статье представлены результаты анализа существующих подходов к определению ресурса авиационных двигателей, на которые при восстановлении устанавливаются комплектующие изделия, изготовление которых освоено отечественными предприятиями. решение данной задачи возможно путем проведения ускоренных циклических эквивалентных испытаний газотурбинных двигателей, которые позволяют в короткие сроки выявить основные дефекты двигателя, принять меры по их устранению и определить ресурс двигателя. В статье обоснованы особенности программы проведения таких испытаний.*

**Ключевые слова:** импортозамещение, запас прочности, надежность, ресурс, эквивалентные испытания, испытательный цикл, модель процесса увеличения межремонтного ресурса.

**DETERMINATION OF THE INTER-REPAIR RESOURCE OF AVIATION ENGINES IN THE PROCESS OF IMPORT SUBSTITUTION OF ACCESSORIES**

Ye. Ilenko, M. Sushak, P. Steshenko

*Currently, most component parts and design components of military aircrafts gas turbine engines in Ukraine Armed Forces have been developed and manufactured in the Russian Federation. The issue has become topical of supplying products, equivalent to the standard ones, from other countries (purchase diversification) or establishing domestic production of the latter (import substitution). Usually, a certain component parts and design elements are to be necessarily replaced in the aircraft engine repairing process (unless depending on the technical condition). Such a nomenclature, being a part of an aircraft engine, for example, are individual rolling bearings and bellows. The resource of such a complex technical system as gas turbine engine, including its set of units with different processes of their loads, can be defined as the time between operating time before repair, during which it is reasonable and acceptable to use the engine for specific operating conditions. The very feasibility and admissibility assessment is determined by fulfilling the requirements of the standard serviceability indicators of a military aircraft fleet, that is, it assumes achieving maximum economic effect together with the required reliability level. In terms of replacing gas turbine engines components and design elements with domestic components, it becomes necessary to correct the resource of the engine and its parts. Technical and economic content of the gas turbine engine resource concept depends on many factors. Justified definition of a resource involves taking physical factors into account, that affect the engine properties change over time (aging process), as well as economic factors that determine feasibility of further increase in resource under specific conditions of operating, maintenance and repair, according to the "cost-effectiveness" criterion. This article's purpose is to analyze existing approaches to determining aircraft engine resource, which should install domestically manufactured components during restoration, and to substantiate content of equivalent and cyclic tests programs in order to determine the aircraft engine individual components resource.*

**Keywords:** import substitution, safety factor, reliability, life, equivalent tests, test cycle, model of the process of increasing the overhaul life.