

УДК 681.518:519.87:004.8(045)

**О. С. ЯКУШЕНКО, П. В. КОРОЛЬОВ, В. Є. МІЛЬЦОВ,
Г. Ю. БОРИСЮК, О. І. ЧУМАК***Національний авіаційний університет, Україна***МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ НАКОПИЧЕННЯ ПОШКОДЖЕНЬ НА ЗЛЬОТІ
ПРИ ВИКОРИСТАННІ РІЗНИХ ЗАКОНІВ УПРАВЛІННЯ ГТД**

Створено метод моделювання процесу накопичення пошкодженості конструктивних елементів (КЕ) авіаційного газотурбінного двигуна (ГТД) при використанні різних законів керування силовою установкою (СУ) повітряного судна (ПС) на етапі розбігу. Як об'єкт дослідження було обрано лопатки другого ступеня турбіни високого тиску (ТВТ) ГТД ПС-90А. Як міру вичерпання ресурсу використано пошкодженість КЕ за критерієм тривалої міцності. Дослідження проводилося методом чисельного експерименту із застосуванням нелінійної математичної моделі робочого процесу середньостатистичного ГТД. Моделювався зліт літака в стандартних атмосферних умовах (САУ) при зміні його злітної маси. Розглядалися два закони керування СУ: тяга СУ максимальна, частота обертання ротору високого тиску постійна і нижче максимально можливої.

Ключові слова: газотурбінний двигун, математичне моделювання, пошкодженість, тривала міцність, конструктивний елемент, ПС-90А.

Вступ

Однією з важливих задач, що встають перед розробниками та експлуатантами ПС є підвищення надійності та довговічності основних виробів і, на самперед, силової установки. Одним із шляхів вирішення цієї задачі є оптимізація режимів роботи СУ з ціллю зменшення пошкодженості її КЕ.

Постановка задачі

При зльоті ПС зі злітною масою, меншою за максимальну, є можливість використати різні закони керування СУ. При цьому рівень пошкодженень у КЕ ГТД буде суттєво відрізнятися. Ціллю роботи є створення методу оцінки пошкодженості КЕ при використанні різних законів керування СУ ПС. Об'єктом дослідження обрано лопатки другого ступеня ТВТ двоконтурного двигуна ПС-90А [1], а мірою вичерпання ресурсу обрано пошкодженість КЕ ψ , що була накопичена за критерієм тривалої міцності.

Розроблений метод базується на математичному моделюванні зльоту ПС з використанням нелінійної математичної моделі функціонування середньостатистичного двигуна ПС-90А [2]. Моделювався зліт ПС у САУ при різній злітній масі ПС $m_{зл}$ [3].

1. Модель навантаженості та пошкодженості матеріалу конструктивних елементів ГТД

Відповідно до принципу лінійного сумування

ушкодженень значення пошкодженості, що накопичена за польотний цикл у КЕ при нестационарному тривалому навантаженні, знаходиться як [4]:

$$\psi_{\Pi} = \sum_{i=1}^n \psi_i = \sum_{i=1}^n t_i / \tau_i(\sigma_i, T_i),$$

де n – число стаціонарних режимів (кадрів реєстрації) у польотному циклі;

ψ_i – пошкодженість КЕ на i -му стаціонарному режимі;

t_i – тривалість i -го стаціонарного режиму;

$\tau_i(\sigma_i, T_i)$ – модель тривалої міцності матеріалу, яка функціонально зв'язує діючі на i -му режимі напруження σ_i і температуру T_i з довговічністю τ_i

Пошкодженість матеріалу КЕ, яка накопичена за деяке число польотних циклів N_k може бути знайдена адитивним сумуванням:

$$\psi_{N_k} = \sum_{j=1}^{N_k} \psi_{\Pi_j} = \sum_{j=1}^{N_k} \sum_{i=1}^n t_{ij} / \tau_{ij}(\sigma_{ij}, T_{ij}),$$

де ψ_{Π_j} – пошкодженість ПД у j -му польотному циклі.

Оцінка довговічності τ здійснюється на основі параметричних температурно-часових залежностей. Однією з найбільш відомих та широко використовуваних параметричних моделей тривалої міцності жароміцних матеріалів на основі нікелю є залежність Ларсона-Міллера [4,5]. При використанні цієї моделі довговічність обчислюється як

$$\tau(\sigma, T) = 10^{\left[\frac{P}{T} - c \right]}$$

де c – постійна моделі (для матеріалу ЖС26ВСНК – $c = 20$);

$P = f(\sigma)$ – характеристика матеріалу КЕ, яка залежить від напружень. Для ЖС26ВСНК дана залежність може бути описана рівняннями:

$$P = \begin{cases} -34207227 + 7684940 \lg(\sigma) - 431356 \lg^2(\sigma); & \text{при } \lg(\sigma) \geq 8,91 \\ -2672855 + 628332 \lg(\sigma) - 36585 \lg^2(\sigma); & \text{при } 8,7 \leq \lg(\sigma) < 8,91 \\ -67394 + 30235 \lg(\sigma) - 2260,9 \lg^2(\sigma); & \text{при } \lg(\sigma) < 8,7. \end{cases} \quad (1)$$

Залежність (1) отримано шляхом апроксимації за методом найменших квадратів даних [5].

Для розрахунку параметрів навантаження КЕ (температури T , [К] та напруги σ , [МПа]) використано залежності:

$$T = a_0 + a_1 \left(\frac{n_{\text{ВТ}}}{n_{\text{НТ}}} \right)^2 + a_2 T_{\text{Г}}^* + a_3 n_{\text{ВТ}}, \quad (2)$$

$$\sigma = 9,81 \left(a_0 + a_1 P_{\text{К}}^* + a_2 n_{\text{ВТ}}^2 \right),$$

де $n_{\text{ВТ}}$ – частота обертання ТВТ, об/хв;

$n_{\text{НТ}}$ – частота обертання ротору низького тиску, об/хв;

$T_{\text{Г}}^*$ – температура на виході із турбіни, К;

$P_{\text{К}}^*$ – тиск за компресором, МПа.

Значення коефіцієнтів a для регресійних моделей наведено в табл.1 ($I_{\text{ВД}}=1$ – ознака включення повного відбору повітря на охолодження деталей гарячої частини).

Таблиця 1

Значення g для залежності (2)

Параметр	$I_{\text{ВД}}$	a_0	a_1	a_2	a_3
T	1	219,1	-133,1	1,038	1,099
T	0	400,2	-190,6	1,2707	-1,992
σ	0-1	0,313	-0,239	0,00534	-

2. Моделювання процесу зльоту

У ході моделювання зльоту ПС проводилася оцінка пошкодженості робочих лопаток другого ступеня ТВТ, яка була накопичена на ділянці польоту з початку розбігу до моменту відриву ПС від злі-

тно-посадкової смуги при різній злітній масі ПС [3].

При моделюванні досліджуваної ділянки значення швидкості ПС V_i ($i=1 \dots n$, n – кількість ділянок розбиття) змінювалося від 0 до швидкості відриву ПС V_{lof} з кроком $\Delta V = \frac{V_{\text{lof}}}{n}$.

Значення V_{lof} визначалося за формулою:

$$V_{\text{lof}} = \left(\frac{(2 m_{\text{зл}} g)}{(S \rho C_{\text{ya зл}})} \right)^{0,5}$$

Приріст часу Δt_i , необхідний для зміни швидкості від V_{i-1} до V_i , визначався за залежністю:

$$\Delta t_i = \frac{V_i - V_{i-1}}{W_i},$$

де W_i – прискорення ПС на i -й елементарній ділянці зльоту.

Прискорення ПС знаходилося за формулою:

$$W = g \left[\frac{-\mu - f - \frac{C_x \rho (M_{\text{П}} A)^2 (1 - kf) S}{2mg}}{\mu - f - \frac{C_x \rho (M_{\text{П}} A)^2 (1 - kf) S}{2mg}} \right],$$

де g – прискорення вільного падіння, м/с^2 ;

m – маса літака, кг;

A , ρ – відповідно, швидкість звуку, щільність повітря на заданій висоті;

C_x , k – відповідно, коефіцієнт лобового опору і аеродинамічна якість ПС;

S – площа крила ПС (для літака ІЛ-96-300 прийнято $S=391,6 \text{ м}^2$ [6];

f – коефіцієнт тертя шасі об покриття злітно-посадкової смуги;

$$\mu = \frac{n_{\text{дв}} R_{\text{потр}}^{\text{В}}}{m g} - \text{тягоозброєність літака};$$

$n_{\text{дв}}$ – кількість двигунів на ПС. При розрахунку було прийнято, що на ПС встановлено двигуни, котрі мають однакові тягові характеристики.

Для етапу розбігу від моменту початку руху до моменту підйому передньої опори були прийняті наступні припущення:

– розбіг здійснюється при постійному куті атаки. При цьому, коефіцієнти підйомної сили C_{ya} і лобового опору C_{xa} постійні ($C_{\text{ya}} = 0,77$, $C_{\text{xa}} = 0,1$) [3, 6];

– коефіцієнт тертя кочення f постійний і не залежить від швидкості ПС (для сухого бетону $f=0,3$);

– рух починається у момент виходу ГТД на злітний режим.

Для етапу розбігу від моменту підйому передньої опори до моменту відриву ПС від злітно-посадкової смуги були прийняті такі припущення:

– як C_{ya} і C_{xa} приймалися коефіцієнти аеро-

динамічних сил, які були визначені для швидкості відриву V_{lof} ($C_{ya} = C_{ya\ zл} = 1,4$, $C_{xa} = 0,16$) [3, 7];

– коефіцієнт тертя кочення $f_1 = 0,8 f$.

Переміщення ПС ΔL_i на i -й ділянці за час Δt_i розраховувався за співвідношенням:

$$\Delta L_i = V_{i-1} \Delta t_i + 0,5 W_i \Delta t_i^2.$$

Поточне значення наявної тяги R_{pi} обчислювалося за допомогою математичної моделі робочого процесу ГТД [7] у відповідності із заданими умовами та обраним законом керування двигуном.

Поточні значення часу розбігу t_i і переміщення ПС L_i обчислювалися підсумовуванням відповідних приростів.

3. Оцінка пошкодженості конструктивних елементів силової установки при різних законах керування

При максимальній злітній масі ПС для забезпечення безпечного зльоту на ділянці від виходу СУ на режим зльоту до моменту досягнення ПС швидкості відриву для типового польотного циклу зазвичай приймається закон керування двигуном, який направлено на отримання максимальної можливої тяги: $R_p = R_{max}$. При цьому режим роботи двигуна лімітується значенням одного з параметрів, які мають обмежувачі в системі автоматичного керування ГТД. В деяких випадках (при сприятливих атмосферних умовах, при злітній масі ПС, меншій за максимальну злітну масу $m_{зл,max}$) можливо починати зліт на режимі нижче злітного. При цьому, закон керування ГТД до моменту спрацювання обмежувача, який лімітує використовуваний режим двигуна, може бути різним. При цьому на етапі зльоту буде дві

ділянки з різними законами керування ГТД. На першій ділянці діє закон керування ГТД $R_p < R_{max}$, на другій – закон $R_p = R_{max}$ (двигун виходить на обмеження).

При проведенні чисельного експерименту досліджувалися два закони керування двигуном: за наявною тягою – $R_p = R_{max}$ та за частотою обертання ТВТ – $n_{\hat{\Delta}O} = n_{const}$. Із умови забезпечення безпечного зльоту знаходилося значення Δn_{BT} . Ця величина показує на скільки необхідно знизити частоту обертання ротору високого тиску відносно значення цього параметру в момент початку розбігу ПС при виконанні типового польотного циклу.

Було прийнято постійним значення довжини розбігу до моменту відриву ПС від злітно-посадкової смуги: $l_{розб} = l_{const}$. Величина $l_{розб}$ дорівнює довжині розбігу ПС з масою $m_{зл,max}$ при САУ.

Отримані у ході чисельного експерименту результати наведено на рис. 1.

Висновки

Аналіз отриманих розрахункових даних вказує, що в обох розглянутих випадках відбувається зниження пошкодженості КЕ. При законі керування $R_p = R_{max}$ величина пошкодженості ψ знижується пропорційно збільшенню тягоозброєності і обумовленому цим зниженню часу розбігу $\Delta t_{розб}$, необхідного для досягнення швидкості відриву V_{lof} . При використанні закону $n_{BT} = n_{const}$ пошкодженість знижується за рахунок зниження режиму роботи двигуна на першому етапі і обумовленого цим зниження діючих напружень і температур у КЕ.

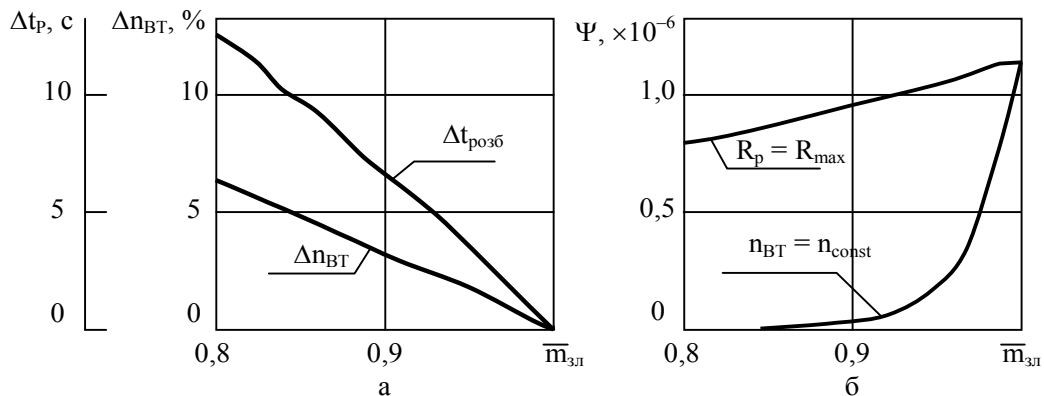


Рис. 1. Залежності величин $\Delta t_{розб}$ та Δn_{BT} (а) та накопиченої в робочих лопатках другого ступеня ТВТ

пошкодженості (б) від зміни відносної злітної маси ПС $\bar{m}_{зл} = m_{зл} / m_{зл,max}$ при розглянутих законах керування ГТД

Из наведенных данных (рис.1) видно, что при збереженні необхідного рівня безпеки на етапі зльоту використання закону керування $n_{VT} = n_{const}$ забезпечує істотне зниження накопиченої пошкодженості двигуна в порівнянні із законом $R_p = R_{max}$.

Література

1. Двигатель ПС-90А. Руководство по технической эксплуатации. В 3-х книгах [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.twirpx.com/file/300192/>. – 2.02.2015.
2. Игнатович, С. Р. Использование математической модели рабочего процесса ГТД при прогнозировании его остаточного ресурса [Текст] / С. Р. Игнатович, А. С. Якушенко // Тр. 2-го конгресса двигателестроителей Украины. – Х. : ИМиС, 1997. – С. 279 – 281.
3. Иценко, С. А. Метод оценки располагаемой тяги воздушных судов гражданской авиации на взлетном режиме в условиях эксплуатации [Текст] / С. А. Иценко // Моделирование полета и идентификация характеристик воздушных судов гражданской авиации : сб. науч. тр. – К. : КИИГА, 1992. – С. 90 – 99.
4. Термопрочность деталей машин [Текст] / И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, И. В. Демьяненко [и др.]. – М. : Машиностроение, 1975. – 455 с.
5. Двигатель ПС 90А. Алгоритмы наземной диагностической обработки параметров двигателя ПС-90А и его систем: Методика 94-00-804ПМ 104. – Пермь : ПМКБ, 1987. – 159 с.
6. Самолет Ил-96-300. [Текст] / под ред. В. Г. Воробьева и Д. В. Лешинера. – М. : МИИГА, 1989. – 325 с.
7. Ідентифікація математичної моделі авіаційного ГТД за польотними даними [Текст] / О. С. Якушенко, П. В. Корольов, В. Є. Мільцов [и др.] // Вісник двигунобудування. – 2014. – № 2. – С. 130-137.

Надійшла до редакції 01.06.2015, розглянута на редколегії 22.06.2015

Рецензент: д-р техн. наук, проф. каф. авіаційних двигунів Ю. М. Терещенко, Національний авіаційний університет, м. Київ.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ НАКОПЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕННОСТЕЙ НА ВЗЛЕТЕ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАЗЛИЧНЫХ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ ГТД

А. С. Якушенко, П. В. Корольов, В. Е. Мильцов, А. Ю. Борисюк, О. И. Чумак

Создан метод моделирования процесса накопления поврежденности конструктивных элементов (КЭ) авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) при использовании различных законов управления силовой установкой (СУ) воздушного судна (ВС) на этапе разбега. В качестве объекта исследования выбраны лопатки 2-го ступени турбины высокого давления (ТВД) ГТД ПС-90А. Мерой истощения ресурса служит накопленная поврежденность КЭ по критерию длительной прочности. Исследование проводилось методом численного эксперимента с применением нелинейной математической модели рабочего процесса среднестатистического ГТД. Моделировался взлет самолета в стандартных атмосферных условиях (САУ) при изменении его взлетной массы. Рассматривалось два закона управления СУ: тяга СУ максимальна, частота вращения ротора ВД постоянна и ниже максимально возможной.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, моделирование, поврежденность, длительная прочность, конструктивные элементы, ПС-90А.

THE MODELLING OF ACCUMULATION OF AVIATION ENGINE'S DAMAGES AT DIFFERENT LAWS OF CONTROL BY ITS OPERATION DURING TAKE-OFF

A. S. Yakushenko, P. V. Korolyov, V. E. Miltsov, A. Y. Borisyuk, O. I. Chumak

The method of mathematical modelling of accumulation of damages of aviation gas turbine engine's constructive elements at different laws of control by its operation during different flight stage was worked out. The method foresees the use of nonlinear, second complication level mathematical model of the engine operation. The rotor blade of second stage of turbine of ПС-90А engine was accepted as a critical constructive element. The accumulated damage of material according to destructive mechanism of long solidity was accepted as a measure of exhausting of its durability resource. The plane's take-off on standard atmosphere conditions at change of plane's mass was modelling. Two laws of control by engine operation were considered: the thrust is maximum; the speed of high pressure shaft rotation is constant.

Key words: gas turbine engine, modelling, damage, long solidity, constructive elements, ПС-90А.

Якушенко Олександр Сергійович – канд. техн. наук, ст. наук. співр., доц. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: yuysss111@gmail.com.

Корольов Петро Васильович – канд. техн. наук, ст. наук. співр., доц. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Мільцов Володимир Євгенійович – наук. співр. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: miltsov@ukr.net.

Борисюк Ганна Юрїївна – інженер каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, (+380)93-246-46-62.

Чумак Олег Іванович – ст. викл. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: chumak113@mail.ru.