

УДК 629.7.083.

ЛОБУНЬКО О.П., начальник науково-дослідного відділу, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник

ГРЕНЬ В.М., старший науковий співробітник

ШУЛЬГІН А.А., науковий співробітник

СИСТЕМА МОНІТОРИНГУ ЦИКЛІЧНОЇ ПОШКОДЖЕНОСТІ ОСНОВНИХ ДЕТАЛЕЙ ДВИГУНА ЛІТАКА-ВИНИЩУВАЧА

У статті обґрунтовано наукові аспекти оцінювання можливості збільшення ресурсних показників на підставі моніторингу циклічної пошкодженості основних деталей двигунів

Ключові слова: ресурс, пошкодженість, основні деталі, міцність, напружено-деформований стан, польотний цикл, ТРДДФ

Величина напрацювання з початку експлуатації деякими авіаційними двигунами літаків тактичної авіації Повітряних Сил досягає значень, які наближаються до встановленого ресурсу. Це обумовлює потребу вивчення можливості подальшого збільшення або індивідуального продовження за технічним станом саме встановленого ресурсу основних деталей (ОД) певних типів двигунів за умови забезпечення безпеки їх застосування у наступний період. При цьому виникає низка проблемних питань, пов'язаних з потребою всебічного дослідження і обґрунтування можливості збільшення ресурсних показників як парку, так і індивідуально кожному з турбореактивних двоконтурних двигунів з форсажною камерою згоряння (ТРДДФ), які встановлюються на літаках-винищувачах.

Одним з найбільш перспективних напрямків забезпечення досягнення високих ресурсних показників і забезпечення повноти виробітку ресурсу ТРДДФ є моніторинг накопиченої пошкодженості його ОД за параметричною інформацією, яка реєструється в польоті. Обравши як параметр, що адекватно описує виробіток ресурсу ТРДДФ та фіксує накопичену циклічну пошкодженість ОД, можна досягнути найбільш достовірного оцінювання частки використаного ресурсу.

Рішення цієї дуже складної задачі потребує використання комплексу моделей: робочого процесу ТРДДФ, граничних умов теплообміну, теплового стану деталей, навантаження, напруженого стану деталей, накопичення пошкодженості. У поточний час відома невелика кількість робіт, у яких розглянуто проблеми створення та досвіду сукупного використання такої низки моделей [1].

Проблему створення систем моніторингу накопичення пошкодженості деталями авіадвигунів розглянуто в роботах С.В. Єпіфанова, Д.Ф. Симбірського, А.В. Олейника, О.Г. Кучера, О.В. Шереметьєва, І.М. Тюльпакова, Л.П. Лозицького, N.D. Alexopoulos, T.M. Edmunds та інших авторів. Однак в усіх відомих роботах не розглядалось саме термомеханічне навантаження ТРДДФ (рис. 1) та його вплив на накопичення пошкодженості ОД в умовах експлуатації у складі літака-винищувача.

Для вирішення вказаної задачі проведено дослідження щодо створення відповідного науково-методичного апарату, який базується на моделюванні теплового і напружено-деформованого станів (НДС) ОД ТРДДФ з використанням зареєстрованих значень фізичних параметрів польоту та враховує розвиток дефекту до критичного розміру [2, 3].

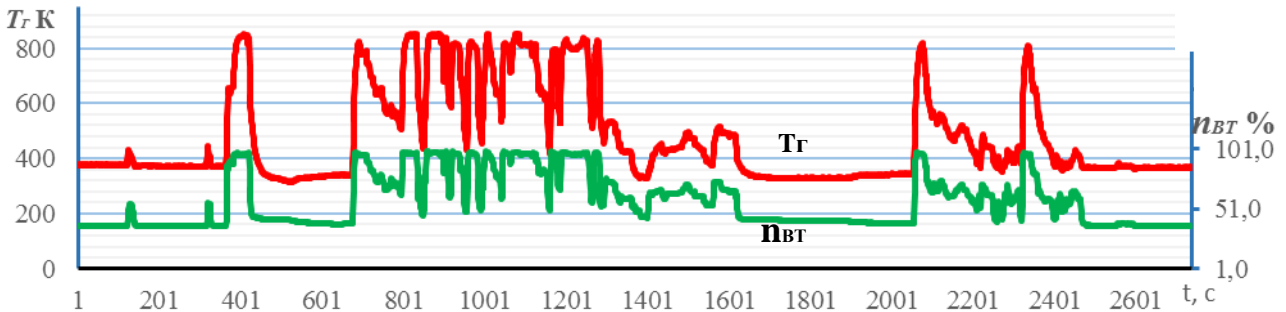


Рис. 1. Залежність частоти обертання n_{BT} та температури T_G від часу польоту літака-випробувача

Перш за все, проведено декомпозицію та ранжування деталей ТРДДФ на функціональні групи по типам, встановленим ресурсам, рівню навантаженості та наслідкам повного руйнування для літального апарату. Диск турбіни високого тиску (ТВТ) ТРДДФ розглядався як найбільш пошкоджуваний і відповідальний елемент. Основними пошкоджувальними факторами вказаної деталі є відцентрові сили та температурні напруження, які змінюються за час t роботи двигуна в залежності від режиму його роботи та зовнішніх умов польоту.

Визначені параметри використовуються як вихідні дані в термодинамічній поелементній математичній моделі (ТПММ) ТРДДФ. Застосування ТПММ надає можливість адекватно визначити нереєстровані параметри, – коефіцієнт тепловіддачі α_i та температуру T_i^* на i -х ділянках поверхні диска ТВТ. ТПММ ТРДДФ реалізовується як процедура чисельного розв’язання системи диференціальних рівнянь. Як вихідні параметри блоку “турбіна” використано значення n_{BT} , T_G і тиск P_{TV} газу на вході в ТВТ. Крім того, враховувалась величина витрати $G_{охл}$ і температури охолоджувального повітря $T_{охл}$ [4].

Для дослідження кінетики теплового та НДС диска ТВТ ТРДДФ з використанням даних параметрів польотного циклу та ТПММ розроблено комп’ютерну 3D модель першого рівня (рис. 2 а). Розрахункова схема моделі другого рівня з фрагментованою сіткою кінцевих елементів у місцях конструктивних концентраторів напруження показана на рис. 2 б.

На основі ідентифікованих фізичних параметрів польоту літака-випробувача сформовано цикл роботи ТРДДФ (рис. 3). Зміна частоти обертання n_{BT} і температури газу T_G в циклі є вихідними даними для подальшого розрахунку теплового і НДС диска ТВТ. Загальний вигляд визначених граничних умов 3-го роду T_i^* і коефіцієнта тепловіддачі α_i для різних ділянок диску ТВТ показано у роботі [5].

При моделюванні термічних напружень (пружних та пружно-пластичних) граничні умови враховували відцентрові сили. Врахування впливу пластичності і повзучості на НДС виконано на основі теорії малих деформацій.

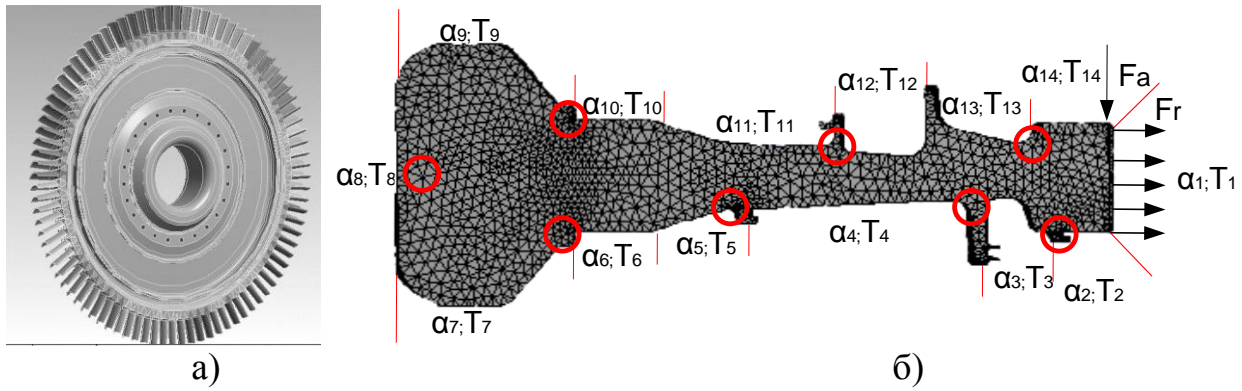


Рис. 2. 3D-модель диска ТВТ ТРДДФ

За результатами моделювання отримано розподіл максимальної та мінімальної температури диска ТВТ впродовж розрахункового польотного циклу (рис. 3). Аналіз показує, що впродовж процесу запуску і виходу двигуна на максимальний режим, температура диска постійно змінюється і не встигає набутися сталого значення. Таким чином, характер і величина теплового навантаження на диск ТВТ істотно змінюється. Найбільший градієнт температур диска ТВТ виявлено на 60...80 секунді роботи ТРДДФ. T_{max} диска ТВТ спостерігається на 300 с та відповідає режиму роботи ТРДДФ “повний форсаж”. Для моделювання НДС задавався розподіл n_{BT} відповідно до циклу роботи ТРДДФ.

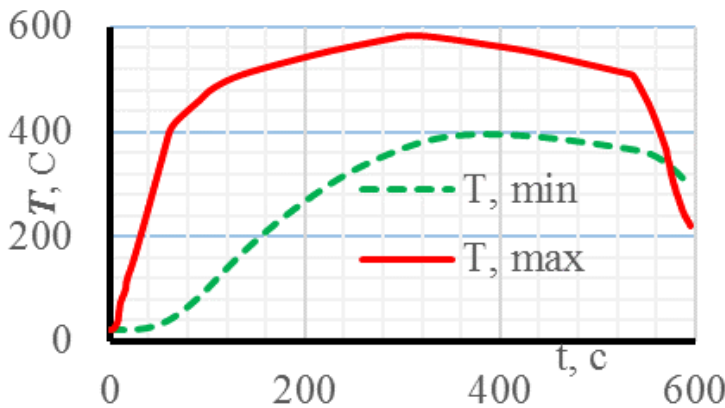


Рис. 3. $T_{max}(t), T_{min}(t)$ диска ТВТ в розрахунковому циклі



Рис. 4. Розподіл еквівалентних напружень в диску ТВТ по радіусу

Результати розподілу напружень по Мізесу при нелінійному квазістаціонарному розрахунку в диску ТВТ для найбільш навантаженого режиму роботи ТРДДФ (300 с) показано на рис. 4.

Ознакою досягнення граничного стану моделі обрано появу тріщини довжиною 0,2 мм. Кількість циклів навантаження до появи тріщини розраховувалась за формулою Коффіна-Менсона [6].

$$\Delta \varepsilon_j = \left[\ln \frac{1}{1 - \varphi(t, T)} \right]^{0,6} \cdot N_{pj}^{-0,6} + \frac{3,5[\sigma_\varepsilon(t, T) - \sigma_{mj}]}{E(T)} \cdot N_{pj}^{-0,12}, \quad (1)$$

де $\Delta \varepsilon_j$ – розмах деформацій, визначений у критичній точці з урахуванням

концентрації напруження в j -му циклічному навантаженні; $\sigma_s(t, T)$ – межа міцності матеріалу; $\varphi(t, T)$ – поперечне звуження; $E(T)$ – модуль пружності; σ_{mj} – статична складова циклу; N_{pj} – кількість циклів до появи тріщини 0,2 мм.

Результати моделювання параметрів НДС засвідчили, що у визначених критичних точках диска ТВТ можливе зародження тріщин малоциклової втоми. Визначення параметрів тріщиностійкості та їх вплив на накопичення циклічної пошкодженості диска ТВТ здійснювалося на основі рівняння Періса-Ердогана [7].

$$\frac{dl}{dN} = C(K_{1\max}, \Delta K)^m, \quad (2)$$

$$N = \int_{l_0}^{l_{кр}} \frac{1}{C(\Delta K_1)^m} dl, \quad (3)$$

де ΔK_1 – розмах коефіцієнта інтенсивності напружень; C та m – феноменологічні параметри; $l, l_{кр}$ – початкове та критичне значення тріщини; N – кількість польотних циклів.

На рис. 5 показана діаграма тріщиностійкості. Яка відображає залежність кількості польотних циклів від глибини тріщини в критичній зоні диска ТВТ.

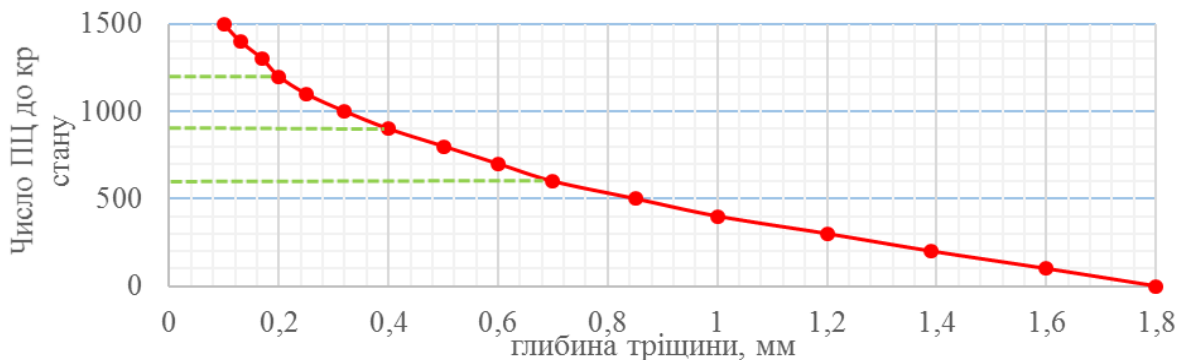


Рис. 5. Діаграма тріщиностійкості диска ТВТ з тріщиною в критичній зоні

Із застосуванням розробленої методики обґрунтовано, що при появі тріщини $l=0,2$ мм та досягненням нею критичного розміру $l=2$ мм довговічність диска ТВТ з дефектом складе 829 циклів. З урахуванням коефіцієнта запасу по циклічній довговічності K_N ресурс складе 165 циклів, тобто збільшується на 16% [8].

Для визначення циклічної пошкодженості використовувались коефіцієнти, які характеризують жорсткість циклу і виражаються в умовній мірі пошкодження

$$P_N = \left(1 + \sum_{j=1}^m n_j \cdot x_j \right) \cdot \frac{1}{N^*}, \quad (4)$$

де $x_j > 0$ – коефіцієнт жорсткості циклу по малоциклової втоми, визначений як відношення довговічностей, N^* – кількість циклів до руйнування.

Основні моделі, які використовуються при створенні системи моніторингу циклічної пошкодженості ОД ТРДДФ, представлені на рис. 6.

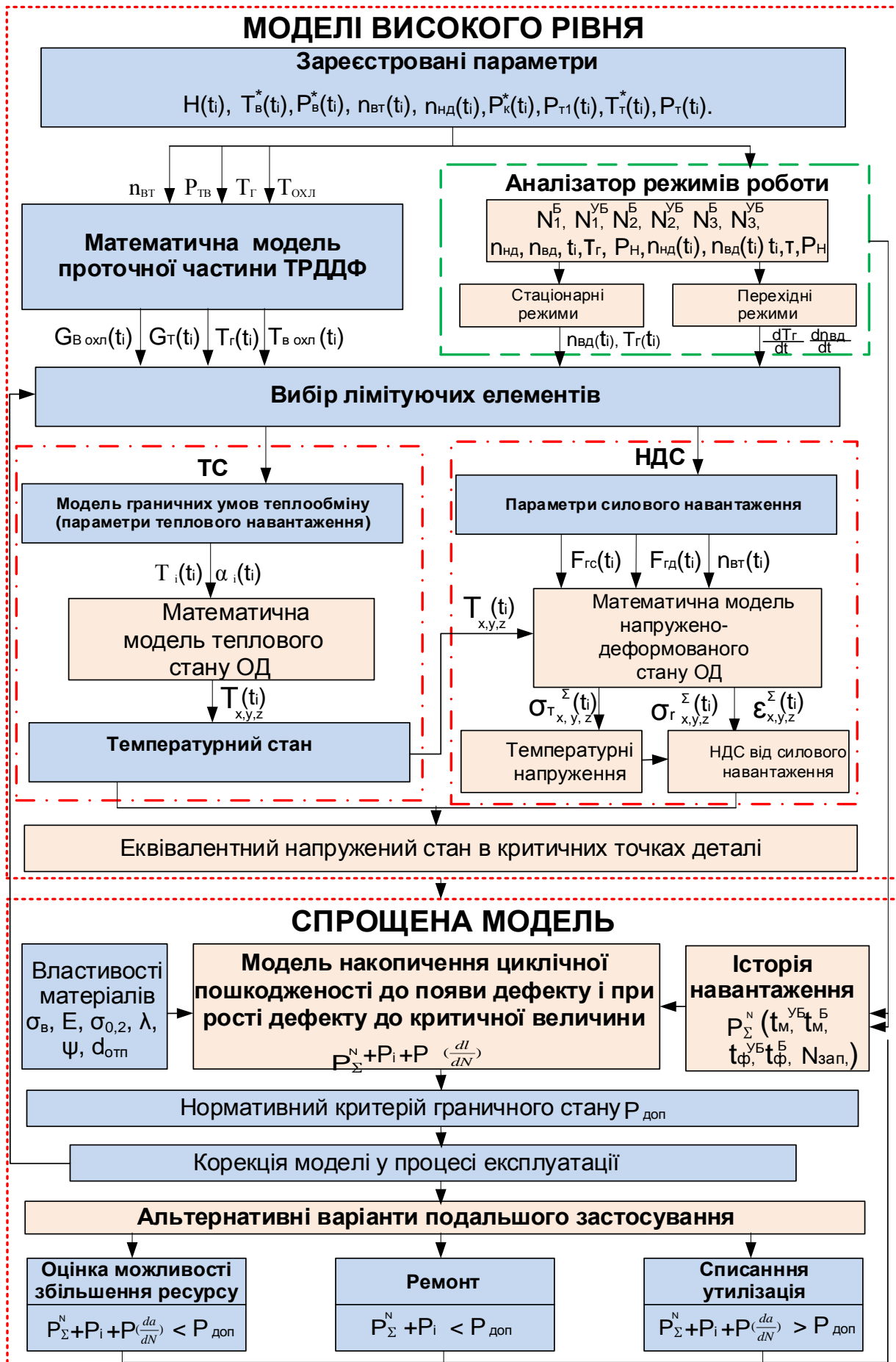


Рис. 10. Основні елементи моніторингу циклічної пошкодженості ОД ТРДДФ

Запропонований науково-методичний апарат дозволяє проводити оцінку довговічності в критичних точках ОД ТРДДФ з урахуванням циклічності навантаження, структури матеріалу, фізико-механічних характеристик, повзучості та параметрів тріщиностійкості матеріалу [9], а також отримати спрощені моніторингові моделі оптимальні за критерієм “обсяг – точність моделювання”.

На підставі розробленого науково-методичного апарату рис. 10 проведено аналіз впливу типів польотних циклів на накопичену циклічну пошкодженість ОД ТРДДФ. По даним записів фізичних параметрів польоту, визначено циклічну пошкодженість. При випробуванні ТРДДФ циклічна пошкодженість ОД склала $1,869 \cdot 10^{-4}$ (0,137%), а при польоті з елементами бойового маневрування $1,654 \cdot 10^{-4}$ (0,121%). Менше значення циклічної пошкодженості, яку отримала ОД при роботі ТРДДФ у польоті, пояснюється тим, що він виконувався на зниженому режимі, а при випробуванні імовірно використовувався підвищений режим налаштування. При існуючому підході оцінка рівня пошкодженості ОД становить $4,45 \cdot 10^{-4}$ (0,33%).

Подальші дослідження накопичуваної в експлуатації фактичної пошкодженості ОД ТРДДФ потребує максимально повного врахування історії навантаження ТРДДФ у попередній період застосування. Для вирішення поставленого завдання необхідно:

здійснити науково-методичне супроводження спеціального оброблення у авіаційних частинах та АРП даних формулярів літаків та авіаційних двигунів;

узагальнити дані формулярів наявного парку літаків та їх авіаційних двигунів і на цій основі сформувати базу даних напрацювання парку авіаційних ТРДДФ на підвищених та перемінних режимах;

визначити структуру складників встановленого та міжремонтного ресурсів ТРДДФ різних років виготовлення.

Крім того, з використанням фізичних параметрів польоту, зареєстрованих наявним наземно-апаратним комплексом контролю та автоматизованого оброблення об'єктивних даних, літаків-винищувачів необхідно проаналізувати статистичні дані і встановити закономірності циклічного навантаження та накопичення пошкодженості ОД ТРДДФ у процесі виконання екіпажами типових вправ і опробувань двигунів. На отриманій статистичній основі уточнити:

основні параметри сучасних типових польотних циклів ТРДДФ та циклів їх технічного обслуговування;

фактичну область застосування літаків у діапазоні висот та швидкостей польоту і параметрів повітря на вході до двигунів.

Також потребує подальшого відпрацювання методика оброблення даних формулярів літаків-винищувачів та ТРДДФ для цілей визначення рівня накопиченої пошкодженості ОД у попередній період експлуатації. Інтеграція даних попереднього і поточних періоду потребує наукового обґрунтування вимог та організаційно-технічних умов впровадження моніторингу пошкодженості ОД і функціональних параметрів систем авіаційних ТРДДФ на основі сучасного апаратно-програмного комплексу та бортових і наземних систем об'єктивного контролю.

Таким чином, за результатами проведених досліджень розроблена методика та сформульовані подальші завдання досліджень спрямовані на повне та безпечне

використання потенційних можливостей по ресурсу індивідуально кожного ТРДДФ. Застосування розробленого науково-методичного апарату в експлуатації дозволить здійснювати контроль накопичення пошкодженості кожної окремої ОД ТРДДФ в залежності від реальних умов застосування.

ЛІТЕРАТУРА

1. Епифанов С.В. Анализ современных подходов к идентификации математических моделей ГТД // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр. Харьков: ХАИ, 2001, Вып. №23. Двигатели и энергоустановки. – С. 169-174.
2. Кучер, А.Г. Эксплуатационный мониторинг выработки ресурса критических элементов ГТД [Текст] / А.Г. Кучер, А.В. Тышкевич, П.А. Власенко // Вестник двигателестроения. – 2006. – № 3. – С. 65-69.
3. Елисеев Ю.С., Крымов В.В., Малиовский К.А., Попов В.Г. Технология эксплуатации, диагностика и ремонт газотурбинных двигателей. – М.: Высшая школа, 2002., 355 с.
4. Ресурсное проектирование авиационных ГТД. – М.: ЦИАМ, 1990. – 208 с. (Труды ЦИАМ №1253).
5. Лобунько О.П. Науково-технічні аспекти забезпечення справності силових установок тактичної авіації Збройних Сил України / О.П. Лобунько, С.М. Кузьмін, А.А. Шульгін // Збірник наукових праць ДНДІА, 2015, № 18. – С.30-37.
6. Коритько О.І. Сучасні можливості та умови забезпечення продовження життєвого циклу основних і ресурсолімітуючих деталей авіаційних двигунів / О.І. Коритько, О.П. Лобунько, А.А. Шульгін // Збірник наукових праць ДНДІА, 2014, №17. – С.188-197.
7. Шанявский А.А. Синергетические основы управлением ростом усталостных трещин в элементах авиационных конструкций / Шанявский А.А. – М.: МГУ, 2001, №4. – С.83-105.
8. Шульгін А.А. Науково-технічні аспекти створення методики моніторингу циклічної пошкодженості основних деталей авіаційного двигуна військового призначення / А.А. Шульгін // Науково-технічний журнал “Озброєння та військова техніка”. – ЦНДІ ОВТ ЗС України, 2016, № 2 (9). – С.55-60.
9. Покровский В.В., Сидяченко В.Г., Ежов В.Н., Кулишов С.Б., Скрицкий А.Н., Бялонович А.В. Основы эксплуатации дисков ГТД по техническому состоянию – путь к увеличению их проектного ресурса. – К.: ИПП НАН Украины, 2016, №3. – С.89-98.

*Надійшла до редакції 28.10.2016
Рецензент: ДТН Мавренков О.Є.*